

Синицын Леонид Игоревич

**Комплекс методик повышения точности маневрирования наноспутника  
с двигательной установкой**

2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание учёной степени  
кандидата технических наук

Самара – 2023

Работа выполнена на межвузовской кафедре космических исследований в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» (Самарский университет).

Научный руководитель:

**Белоконов Игорь Витальевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований Самарского университета.

Официальные оппоненты:

**Трушляков Валерий Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Авиа-и ракетостроение» федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Омский государственный технический университет»;

**Маштаков Ярослав Владимирович**, кандидат физико-математических наук, научный сотрудник федерального государственного учреждения «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук».

**Ведущая организация:** Акционерное общество «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (Московская область, г. Королёв).

Защита состоится 12 декабря 2023 г. в 12:00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.03, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке и на сайте федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева»: [https://ssau.ru/resources/dis\\_protection/Sinicyn\\_L\\_I\\_Kompleks\\_metodik\\_povysheniya.pdf](https://ssau.ru/resources/dis_protection/Sinicyn_L_I_Kompleks_metodik_povysheniya.pdf).

Автореферат разослан «   » \_\_\_\_\_ 2023 года

Учёный секретарь  
диссертационного совета  
к.т.н., доцент

Крамлих Андрей Васильевич

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы исследования.** Актуальным направлением в области освоения космоса являются наноспутники с двигательными установками. Двигательные установки позволяют решать ряд задач, таких как коррекция ошибок выведения наноспутников на орбиту, поддержание параметров движения, построение орбитальных группировок, инспектирование других космических объектов и т.д. Одними из наиболее перспективных с практической точки зрения выступают двигательные установки с соплом Лавала, в частности, класс электротермических двигательных установок (ЭТДУ), так как они безопасны, экологичны, имеют относительно высокие удельные импульсы и могут работать с инертным рабочим телом. При этом большое значение имеет точность выполняемых манёвров, которая отражает соответствие реализованного (фактического) и требуемого значений векторов изменения скорости. Следствием неизбежных производственных недочётов при изготовлении двигательной установки и её монтаже на наноспутнике, а также неточностей в определении взаимного расположения центра масс наноспутника и сопла реактивного двигателя являются ошибки при выполнении корректирующих манёвров на орбите. Ввиду относительно небольших моментов инерции наноспутника ощутимое влияние на его динамику оказывают даже незначительные возмущающие моменты. В процессе выдачи импульса тяги, который формируется не одномоментно, а на некотором интервале времени, наноспутник приобретает угловые ускорения, которые нежелательны при выполнении целевой задачи.

Практический интерес представляет определение требований к производственным отклонениям изготовления наноспутника и погрешностям режимов работы двигательной установки из условия обеспечения требуемого углового движения (ориентации) наноспутника в процессе формирования корректирующего импульса тяги.

Возможным вариантом поддержания направления вектора силы тяги, формируемого двигательной установкой наноспутника, является использование маховика, приведённого в быстрое вращение и создающего значительный кинетический момент вдоль оси стабилизации наноспутника. При этом малые возмущения, формируемые двигательной установкой, не вызывают значительного отклонения оси стабилизации наноспутника от требуемого направления. Ограничение отклонения оси от требуемого направления возникает из-за прецессирующего движения. Такой наноспутник относится к классу спутников-гиростатов и представляет собой спутник с двойным вращением. Изучение характера движения наноспутника-гиростата во время выдачи корректирующего импульса и определение необходимого кинетического момента маховика с последующим вероятностным анализом результатов коррекции для проверки принятых технических решений является важной задачей при проектировании систем управления наноспутников с одноосной стабилизацией.

Актуальность теоретических исследований в этом направлении подтверждается примерами из практики. Например, в августе 2023 года проводились лётно-конструкторские испытания газовой двигательной установки на наноспутнике «Геоскан-Эдельвейс», имеющем формат CubeSat-3U. По информации, представленной на официальном сайте [www.geoscan.aero](http://www.geoscan.aero) от 04.08.2023, в ходе испытаний двигатель совершил восемь импульсов по четыре секунды с интервалом в минуту, в результате чего зафиксирована закрутка наноспутника относительно центра масс, что привело к падению генерации электроэнергии с панелей солнечных батарей.

**Степень разработанности темы.** Исследования точности маневрирования космических аппаратов проводились и проводятся как отечественными, так и зарубежными научными коллективами в различных постановках. Так, в работах Хромова А.В., Ходненко В.П. проведена оценка погрешности ориентации в результате коррекции орбиты космического аппарата «Канопус-В», а также оценка возможности возникновения эффекта насыщения двигателей маховиков системы ориентации при работе корректирующей двигательной установки. В работе Протопопова А.П., Богачева А.В., Воробьевой Е.А. получена циклограмма работы многосопловой (8 электроракетных двигателей) двигательной установки для достижения требуемого (или минимального) кинетического момента в результате маневра коррекции. В цикле работ Connie J. Weeks, James K. Miller проводится статистический анализ эффективности коррекции траекторий на примере миссии MESSENGER на Меркурий. В работах Sophie Laurens, Morgane Jouisse, Pierre Seimandi проводится оценка неопределенности вектора состояния спутника в результате большого количества маневров различной продолжительности. Во всех перечисленных работах рассматриваются «большие» космические аппараты, на которые оказывается пренебрежимо малое влияние возмущающего

момента силы тяги; не проводится анализ влияния погрешностей изготовления космического аппарата и режимов работы двигателя на точность маневрирования.

Отличительной особенностью данной работы является исследование в стохастической постановке проблемы маневрирования применительно к наноспутникам, а также разработка методики повышения точности маневрирования наноспутника за счёт применения дополнительной системы ориентации с использованием маховика, что приводит к необходимости рассмотрения наноспутника как гиростата.

**Объектом исследования** является движение наноспутника с двигательной установкой в процессе совершения манёвра коррекции траектории.

**Предметом исследования** являются подходы и методики повышения точности орбитального маневрирования наноспутника.

**Целью работы** является исследование в стохастической постановке вопросов повышения точности маневрирования наноспутника с двигательной установкой.

Для достижения цели работы решаются следующие **задачи**:

1. Построение стохастической математической модели движения наноспутника с двигательной установкой при совершении манёвра коррекции.
2. Разработка методики формирования вероятностной модели силы тяги реактивного двигателя наноспутника, учитывающей случайные проектные параметры наноспутника и режимы работы двигательной установки.
3. Разработка методики оценки влияния случайных производственных отклонений изготовления наноспутника с двигательной установкой на угловое движение в процессе выдачи корректирующего импульса и в конечном счёте на погрешность маневрирования.
4. Разработка методики формирования требований к погрешностям, возникающим при изготовлении наноспутника и двигательной установки для достижения требуемых ориентации в процессе выдачи корректирующего импульса и точности маневрирования.
5. Разработка методики обеспечения одноосной стабилизации наноспутника во время импульсной коррекции траектории за счёт применения дополнительной системы поддержания требуемой угловой ориентации тяги с использованием маховика и замкнутого контура управления угловым движением, включая расчет величины потребного кинетического момента маховика, выбор циклограммы его работы и синтез оптимального регулятора состояния.

**Научная новизна** полученных в работе результатов состоит в следующем:

1. Построена стохастическая математическая модель движения наноспутника с двигательной установкой при совершении манёвра коррекции, отличающаяся от существующих комплексным учетом динамики движения центра масс и относительно центра масс, случайного характера погрешностей изготовления наноспутника и вероятностной модели режимов работы двигательной установки.
2. Предложена методика формирования вероятностной модели силы тяги реактивного двигателя наноспутника, которая использует понятие геометрической вероятности и отличается учетом случайных проектных параметров и режимов работы двигательной установки.
3. Разработана методика оценки влияния случайных производственных отклонений изготовления наноспутника с двигательной установкой на угловое движение и погрешность маневрирования, позволяющая выделить факторы (параметры), дисперсии которых оказывают наибольшее влияние на дисперсии параметров движения центра масс и относительно центра масс наноспутника, и формирующая новый подход к пониманию главных источников погрешностей при маневрировании наноспутника.
4. Разработана методика формирования требований к погрешностям, возникающим при изготовлении наноспутника и двигательной установки, для достижения требуемой точности ориентации вектора тяги и результатов маневрирования, основанная на использовании регрессионного и факторного анализа.
5. Предложен подход к обеспечению одноосной стабилизации во время импульсной коррекции траектории, основанный на применении дополнительной системы поддержания требуемой угловой ориентации тяги с использованием маховика, придающей наноспутнику свойство гиростата, и введении замкнутого контура управления угловым движением наноспутника-гиростата.

**Теоретическая значимость** работы заключается в следующем:

1. Предложен комплексный подход к оценке погрешности импульсной коррекции траектории движения космического аппарата нанокласса и к обеспечению точности маневрирования за счёт придания наноспутнику свойства спутника-гиростата в процессе работы двигательной установки.

2. Предложена стохастическая математическая модель процесса формирования корректирующего импульса для наноспутника, учитывающая случайный характер проектных параметров и режимов работы двигательной установки.

3. Разработана методика оценки влияния производственных отклонений изготовления наноспутника и режимов работы двигательной установки на эффективность импульсной коррекции орбиты.

**Практическая значимость**

1. Разработанная методика формирования требований к производственным отклонениям наноспутника с двигательной установкой позволяет на этапе его изготовления гарантировать обеспечение требуемой точности маневрирования.

2. Разработанная методика определения величины и программы управления кинетическим моментом маховика позволяет обеспечить требуемое качество стабилизации угловой ориентации тяги двигателя, сформировать требования к системе стабилизации углового движения и осуществлять выбор проектных параметров наноспутника на этапе проектирования.

**Методы исследования.** Имитационное математическое моделирование орбитального и углового движения наноспутника-гиростата с двигательной установкой на основе использования специального программного обеспечения, методы статистического моделирования и анализа (регрессионный и факторный анализ), методы синтеза оптимального регулятора.

**Положения, выносимые на защиту:**

1. Стохастическая математическая модель движения наноспутника с двигательной установкой при совершении манёвра коррекции, отличающаяся от существующих комплексным учетом динамики движения центра масс и относительно центра масс, случайного характера погрешностей изготовления наноспутника и вероятностной модели режимов работы двигательной установки.

2. Методика формирования вероятностной модели силы тяги реактивного двигателя наноспутника, которая использует понятие геометрической вероятности и отличается учетом случайных проектных параметров наноспутника и режимов работы двигательной установки.

3. Методика оценки влияния случайных производственных отклонений изготовления наноспутника с двигательной установкой на угловое движение в процессе выдачи корректирующего импульса и в конечном счёте на погрешность маневрирования, позволяющая выделить факторы, дисперсии которых оказывают наибольшее влияние на дисперсии параметров движения центра масс и относительно центра масс наноспутника.

4. Методика формирования требований к погрешностям, возникающим при изготовлении наноспутника и двигательной установки для достижения требуемых ориентации в процессе выдачи корректирующего импульса и точности маневрирования, основанная на использовании регрессионного и факторного анализа.

5. Подход к обеспечению одноосной стабилизации наноспутника во время импульсной коррекции траектории, основанный на применении дополнительной системы поддержания требуемой угловой ориентации тяги с использованием маховика, и замкнутого контура управления угловым движением, включая расчёт величины потребного кинетического момента маховика, выбор циклограммы его работы и синтез оптимального регулятора состояния.

6. Результаты моделирования, подтверждающие эффективность применения разработанных методик на примере проекта наноспутника SamSat-M (формата CubeSat-3U) с электротермической двигательной установкой.

**Достоверность результатов** обеспечивается использованием корректных математических моделей, применением известных численных методов при проведении математического моделирования, частичной верификацией результатов, полученных численными методами,

данными, полученными экспериментальным путём, и их согласованностью с аналитическими решениями.

**Апробация работы и публикации.** Основные результаты работы обсуждались на конференциях: Всероссийская научная конференция «Космонавтика: наука и образование», г. Благовещенск, 2019; VI Международная конференция и молодёжная школа «Информационные технологии и нанотехнологии» (ИТНТ-2020), г. Самара, 2020; 55-е Научные чтения памяти К.Э. Циолковского, г. Калуга, 2020; «Управление в аэрокосмических системах» имени академика Е.А. Микрина, г. Санкт-Петербург, 2020; XXVIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, г. Санкт-Петербург, 2021; IV Российский симпозиум по наноспутникам с международным участием RusNanoSat-2021, г. Самара, 2021; XXX Международная научно-техническая конференция «Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации», г. Алушта; 2021, Международный семинар «Навигация и управление движением», г. Саратов, 2022.

Диссертационная работа поддерживалась проектом 0777-2020-0018, финансируемым из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России. Результаты диссертационного исследования внедрены в учебный процесс на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета и использованы в эскизном проекте наноспутника SamSat-M, разрабатываемого на межвузовской кафедре космических исследований.

По теме диссертации опубликовано 11 работ, в том числе 4 статьи в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки России, 3 статьи, входящих в базу Scopus.

**Личный вклад автора.** Все результаты, вынесенные на защиту, получены автором самостоятельно. Автором самостоятельно проведены теоретические исследования и вычислительные эксперименты, подтверждающие основные положения и выводы. Все публикации по работе подготовлены автором самостоятельно или при определяющем его участии.

**Соответствие паспорту специальности.** Область исследования соответствует паспорту научной специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов по пункту 1 – Разработка и совершенствование математических моделей, используемых для описания движения и управления летательным аппаратом на различных режимах полета; пункту 2 – Разработка методов априорного статистического анализа возмущенного движения ЛА; пункту 12 в части «Совершенствование методов ... управления движением летательных аппаратов, совершенствование баллистико-навигационного обеспечения полета летательных аппаратов».

**Структура и объем диссертации.** Диссертация состоит из введения, четырех разделов, заключения, списка литературы из 99 наименований и двух приложений. Общий объем диссертации составляет 119 страниц.

## ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Во **введении** обосновывается актуальность темы исследования, формулируются цель и задачи, определяются объект и предмет исследования. Отмечается научная новизна, теоретическое и практическое значение работы. Приведены сведения об апробации и публикациях.

Задачей маневрирования является изменение вектора скорости движения центра масс наноспутника в результате выдачи корректирующего импульса:

$$\Delta V_T = \int_0^{\tau} \frac{F_T(t, \Phi_o, \Phi_{и}, \Phi_{д})}{m(t, \Phi_{и}, \Phi_{д})} dt; \Delta V_S = \int_0^{\tau} \frac{F_S(t, \Phi_o, \Phi_{и}, \Phi_{д})}{m(t, \Phi_{и}, \Phi_{д})} dt, \Delta V_W = \int_0^{\tau} \frac{F_W(t, \Phi_o, \Phi_{и}, \Phi_{д})}{m(t, \Phi_{и}, \Phi_{д})} dt,$$

где  $F_T(t, \Phi_o, \Phi_{и}, \Phi_{д})$  – проекция силы тяги в требуемом направлении;  $F_S(t, \Phi_o, \Phi_{и}, \Phi_{д})$ ,  $F_W(t, \Phi_o, \Phi_{и}, \Phi_{д})$  – проекции силы тяги в поперечных направлениях, приводящие к погрешности маневрирования;  $\Phi_o$  – параметры движения относительно центра масс наноспутника;  $\Phi_{и}$  – погрешности изготовления наноспутника и двигательной установки;  $\Phi_{д}$  – параметры, определяющие режим работы и характеристики двигательной установки;  $m(t, \Phi_{и})$  – масса наноспутника с учетом выработки рабочего тела;  $\tau$  – длительность импульса тяги.

Погрешность реализации корректирующего импульса определяется соотношением

$$\delta_T = \sqrt{\Delta V_S^2 + \Delta V_W^2} / \Delta V_T \rightarrow \min,$$

где  $\delta_T$  – отношение изменения скорости в направлении, отличном от требуемого, к изменению скорости в требуемом направлении.

Причинами погрешностей маневрирования являются:

1. Движение наноспутника относительно центра масс (изменение ориентации вектора тяги) в процессе формирования корректирующего импульса;
2. Производственные отклонения изготовления наноспутника и двигательной установки, влияющие на характер углового движения;
3. Факторы, влияющие на процессы работы двигательной установки.

Обеспечение требуемой точности поддержания пространственной ориентации вектора тяги во время выдачи корректирующего импульса может достигаться двумя способами: путем использования активной системы ориентации и стабилизации и путем уменьшения производственных отклонений изготовления наноспутника и двигательной установки.

В первом разделе вводятся системы координат, которые используются для исследования движения центра масс и движения относительно центра масс маневрирующего наноспутника, описываются математические модели орбитального и углового движений. Приводится динамическая модель массо-инерционных характеристик наноспутника, а также модели формируемой силы тяги и возмущающего момента от её приложения.

Рассматривается наноспутник, оснащенный двигательной установкой, в которой давление в топливном баке поддерживается постоянным с помощью подпружиненного поршня, рабочее тело выбрасывается в окружающую среду через сопло Лавала. Для составления динамической модели массо-инерционных характеристик наноспутника определяется текущее смещение центра масс наноспутника относительно центра выходного сечения сопла  $\zeta_c$ . При этом предполагается, что при выработке топлива центр масс смещается только по продольной оси наноспутника.

На рисунке 1 (а) приведены ориентации осей систем координат, используемых для моделирования движения центра масс и относительно центра масс, где  $OXYZ$  – связанная с наноспутником система координат (ССК) с центром, находящимся в центре масс наноспутника,  $Ox_gY_gZ_g$  – орбитальная система координат (ОСК),  $O_{и}X_{и}Y_{и}Z_{и}$  – инерциальная геоцентрическая система координат (ИСК).

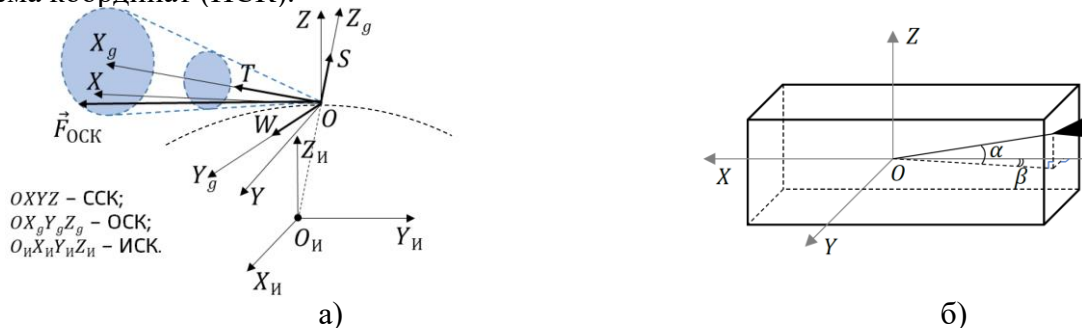


Рисунок 1 – Используемые системы координат: а) ориентации связанной, орбитальной и инерциальной систем координат; б) положение сопла в связанной системе координат

Для моделирования движения относительно центра масс интегрируются уравнения движения, записанные в ССК:

$$\begin{cases} \dot{\omega} = I^{-1}(t, \Phi_{и}) \left( -\omega \times I(t, \Phi_{и}) \omega + M(t, \Phi_{и}, \Phi_{д}) \right), \\ \dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ (\omega - \omega_o), \end{cases} \quad (1)$$

где  $I(t, \Phi_{и})$  – тензор инерции наноспутника;  $M(t, \Phi_{и}, \Phi_{д})$  – вектор возмущающего момента от силы тяги;  $\omega$  – вектор мгновенной угловой скорости;  $\omega_o$  – вектор угловой скорости орбитального движения;  $\Lambda$  – кватернион ориентации связанной системы координат в орбитальной системе координат.

Для определения момента силы тяги, действующей на наноспутник, осуществляется векторное умножение радиус-вектора точки приложения силы на вектор силы тяги в связанной системе координат:

$$M = [\zeta_c(t, \Phi_{и}) \times F(t, \Phi_{д})]. \quad (2)$$

С учётом отклонения сопла от продольной оси в двух плоскостях (угол  $\alpha$  в плоскости  $XOZ$  и угол  $\beta$  в плоскости  $XOY$  показаны на рисунке 1 (б)) проекции тяги на оси ССК можно записать в следующем виде:

$$\mathbf{F} = (F_0 \cos \alpha \cos \beta, -F_0 \cos \alpha \sin \beta, F_0 \sin \alpha)^T.$$

Поскольку  $\zeta_c$  и  $\mathbf{F}$  являются функциями времени, момент силы тяги также меняется во времени.

Для определения проекций вектора изменения скорости на оси ИСК в результате выдачи корректирующего импульса проводится моделирование движения центра масс одновременно с моделированием движения относительно центра масс с использованием уравнений в вариациях равноденственных элементов:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dp}{dt} = \frac{2p}{\varrho} \sqrt{\frac{p}{\mu}} T, \quad \frac{dL}{dt} = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \frac{\varrho^2}{p} + \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\zeta}{\varrho} W, \\ \frac{di_1}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\phi \cos L}{2\varrho} W, \quad \frac{di_2}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{\phi \sin L}{2\varrho} W, \\ \frac{de_1}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ \sin L S + \left[ \left(1 + \frac{1}{\varrho}\right) \cos L + \frac{e_1}{\varrho} \right] T - \frac{e_2 \zeta}{\varrho} W \right\}, \\ \frac{de_2}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ -\cos L S + \left[ \left(1 + \frac{1}{\varrho}\right) \sin L + \frac{e_2}{\varrho} \right] T + \frac{e_1 \zeta}{\varrho} W \right\}, \end{array} \right. \quad (3)$$

где  $\phi = 1 + i_1^2 + i_2^2$ ;  $\zeta = i_1 \sin L - i_2 \cos L$ ;  $\varrho = 1 + e_1 \cos L + e_2 \sin L$ ;  $S$  – проекция возмущающего ускорения вдоль радиуса-вектора  $\mathbf{r}$ , определяемого из выражения (2);  $W$  – проекция возмущающего ускорения вдоль вектора орбитального углового момента;  $T$  – проекция возмущающего ускорения на ось, перпендикулярную этим векторам и направленную по движению наноспутника;  $L$  – истинная долгота в орбите,  $\xi$  – ретроградный фактор;  $p = a(1 - e^2)$ ;  $L = \nu + \omega_p + \xi\Omega$ ,  $e_1 = e \cos(\omega_p + \xi\Omega)$ ;  $e_2 = e \sin(\omega_p + \xi\Omega)$ ,  $i_1 = \left(\operatorname{tg} \frac{i}{2}\right)^\xi \xi \cos \Omega$ ;  $i_2 = \left(\operatorname{tg} \frac{i}{2}\right)^\xi \xi \sin \Omega$ .

Вектор скорости центра масс в инерциальной геоцентрической системе координат определяется с помощью выражения

$$\begin{pmatrix} V_{ИХ} \\ V_{ИУ} \\ V_{ИЗ} \end{pmatrix} = \frac{e_1 + \cos L}{p} \frac{\sqrt{\mu p}}{1 + i_1^2 + i_2^2} \begin{pmatrix} 2i_1 i_2 \\ \xi(1 - i_1^2 + i_2^2) \\ 2\xi i_1 \end{pmatrix} - \frac{e_2 + \sin L}{p} \frac{\sqrt{\mu p}}{1 + i_1^2 + i_2^2} \begin{pmatrix} 1 + i_1^2 - i_2^2 \\ 2\xi i_1 i_2 \\ -2\xi i_2 \end{pmatrix}.$$

Вычисление изменения вектора скорости осуществляется путем определения разницы между вектором скорости центра масс  $\mathbf{V}_{И\tau}$ , которую приобрёл наноспутник после выдачи корректирующего импульса за интервал времени  $\tau$ , и вектором скорости, которую имел наноспутник до выдачи импульса  $\mathbf{V}_{И0}$  в ИСК:

$$\Delta \mathbf{V}_{И} = \mathbf{V}_{И\tau} - \mathbf{V}_{И0}.$$

После этого проекции вектора изменения скорости движения центра масс наноспутника пересчитываются на оси орбитальной системы координат:

$$\begin{pmatrix} \Delta V_S \\ \Delta V_T \\ \Delta V_W \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \theta_1 & \theta_2 & \theta_3 \\ \frac{\partial \theta_1}{\partial u} & \frac{\partial \theta_2}{\partial u} & \frac{\partial \theta_3}{\partial u} \\ \frac{\partial \theta_1}{\partial i} & \frac{\partial \theta_2}{\partial i} & \frac{\partial \theta_3}{\partial i} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta V_{ИХ} \\ \Delta V_{ИУ} \\ \Delta V_{ИЗ} \end{pmatrix},$$

где  $\theta_1 = \cos \Omega \cos u - \sin \Omega \sin u \cos i$ ;  $\theta_2 = \sin \Omega \cos u + \cos \Omega \sin u \cos i$ ;  $\theta_3 = \sin u \sin i$ .

Приведённая в первом разделе детерминированная математическая модель движения наноспутника во время работы двигательной установки лежит в основе стохастической математической модели, предложенной во втором разделе данной работы.



Во втором разделе предложена стохастическая математическая модель движения наноспутника с двигательной установкой при совершении манёвра коррекции, сформирована вероятностная модель силы реактивной тяги. Производственные отклонения и номинальное значение силы тяги рассматриваются как случайные факторы, оказывающие влияние на точность выполнения орбитального маневра. Приведена методика оценки влияния производственных отклонений изготовления наноспутника и двигательной установки на угловое движение в процессе формирования корректирующего импульса и на точность маневрирования.

Стохастическая математическая модель включает в себя модель движения наноспутника с двигательной установкой, описанную в первом разделе, а также вероятностные модели случайных факторов, оказывающих влияние на движение наноспутника. Случайные факторы представлены в виде трёх подмножеств: параметров движения относительно центра масс (включая начальные условия углового движения)  $\Phi_o$ , параметров конструкции наноспутника и двигательной установки  $\Phi_{и}$  и параметров режима работы двигательной установки  $\Phi_{д}$ . Эти три подмножества составляют единое множество случайных факторов  $\Phi_o, \Phi_{и}, \Phi_{д} \subset \tilde{\Phi}$ . Случайность факторов объясняется наличием производственных отклонений, неизбежно возникающих при изготовлении наноспутника и двигательной установки, а также изменением некоторых энергетических и массо-инерционных характеристик наноспутника в процессе его эксплуатации.

Случайные факторы оказывают непосредственное влияние на параметры движения наноспутника во время выдачи корректирующего импульса, то есть на точность маневрирования. Параметры движения, характеризующие точность маневрирования, включают в себя проекции вектора изменения скорости движения центра масс, угловых скоростей и углов ориентации за время работы двигательной установки  $\tilde{\mathbf{B}} = (\Delta V_S, \Delta V_T, \Delta V_W, \Delta \vartheta, \Delta \psi, \Delta \dot{\vartheta}, \Delta \dot{\psi}, \Delta \vartheta, \Delta \psi, \Delta \gamma)$ . Мощности множеств  $\tilde{\Phi}$  и  $\tilde{\mathbf{B}}$  равны  $J$  и  $K$  соответственно. Здесь  $J$  – число случайных факторов, учитываемых в модели;  $K$  – число выходных параметров (параметров движения), определяемых в результате моделирования.

Оценка влияния производственных отклонений изготовления наноспутника и двигательной установки на угловое движение в процессе формирования корректирующего импульса и на точность маневрирования проводится в рамках регрессионного и факторного анализа. Исходными данными являются два массива чисел – массив реализаций случайных факторов и массив реализаций параметров движения, которые представляют собой матрицы размерностей  $\Phi^{N \times J}$  и  $\mathbf{B}^{N \times K}$ , построчно описывающие состояние исследуемой системы для каждой реализации, где  $N$  – количество реализаций (число моделирований).

Для получения коэффициентов уравнений регрессии, позволяющих в регрессионной модели учесть ситуацию, когда все влияющие факторы равны нулю, к матрице реализаций случайных факторов  $\Phi$  добавляется столбец из единиц слева, после чего методом наименьших квадратов определяются коэффициенты уравнений линейной регрессии:

$$\mathbf{Q}_k = (\hat{\Phi}^T \hat{\Phi})^{-1} \hat{\Phi}^T \mathbf{B}_k, k = \overline{1, K}, \quad (4)$$

здесь  $\hat{\Phi}$  – измененная матрица реализаций случайных факторов  $\Phi$  с добавлением единиц в качестве первого столбца;  $\mathbf{B}_k$  – вектор-столбец реализаций  $k$ -го параметра движения, полученных в результате моделирования, размерности  $N$ ;  $\mathbf{Q}_k$  – вектор-столбец коэффициентов  $k$ -го уравнения линейной регрессии размерности  $J + 1$ ; верхний индекс  $T$  означает транспонирование матрицы.

В результате решения матричных уравнений (4) получается  $K$  векторов, каждый из которых содержит  $J + 1$  коэффициентов уравнений регрессии. Формируется матрица коэффициентов регрессии, состоящая из векторов-столбцов коэффициентов регрессии

$$\mathbf{Q} = (\mathbf{Q}_1, \mathbf{Q}_2, \dots, \mathbf{Q}_K)^T, \quad (5)$$

после чего составляется регрессионная модель, которая представляет собой систему линейных алгебраических уравнений вида:

$$\mathbf{Q}(1:K, 2:J+1) \tilde{\Phi} + \mathbf{Q}(1:K, 1) = \mathbf{B}^*, \quad (6)$$

где  $\mathbf{Q}(1:K, 2:J+1)$  – редуцированная матрица  $\mathbf{Q}$ , в которую не входит первый столбец;  $\mathbf{Q}(1:K, 1)$  – вектор-столбец, являющийся первым столбцом исходной матрицы  $\mathbf{Q}$ ;  $\tilde{\Phi}$  – вектор-столбец случайных факторов;  $\mathbf{B}^*$  – вектор-столбец параметров движения, рассчитываемых по регрессионной модели.

На дисперсии параметров движения оказывают влияние все учитываемые регрессионной моделью случайные факторы, степень влияния каждого из них на неточность маневрирования может быть определена по формуле:

$$O_{jk} = Q_{k(j+1)}^2 D_{\tilde{\Phi}_j} \left( \sum_{i=1}^J Q_{k(i+1)}^2 D_{\tilde{\Phi}_i} \right)^{-1}, k = \overline{1, K}, j = \overline{1, J}, \quad (7)$$

где  $O_{jk}$  – доля влияния дисперсии  $j$ -го случайного фактора на дисперсию  $k$ -го выходного параметра.

Помимо производственных отклонений на характер углового движения и точность маневрирования оказывает непосредственное влияние сила тяги, формируемая двигательной установкой. При проектировании реактивных двигателей с соплом Лавала существенное влияние на формируемую силу тяги оказывают два параметра: площадь критического сечения сопла и давление рабочего тела перед критическим сечением сопла, которые рассматриваются в работе как случайные факторы. В работе предложена методика формирования вероятностной модели силы тяги реактивного двигателя наноспутника, на основе которой была получена функция плотности распределения силы тяги. В основе методики лежит понятие геометрической вероятности. Полученная функция плотности распределения вероятности номинальной силы тяги  $F_H$  имеет вид:

$$g = \begin{cases} k_1(F_H - f(p_{min}, S_{min})), F_H \in [f(p_{min}, S_{min}); f(p_{max}, S_{min})], \\ k_2, F_H \in [f(p_{max}, S_{min}); f(p_{min}, S_{max})], \\ k_3(f(p_{max}, S_{max}) - F_H), F_H \in [f(p_{min}, S_{max}); f(p_{max}, S_{max})], \end{cases} \quad (8)$$

где  $f(p, S)$  – функция, выражающая номинальное значение силы тяги;  $p_{min}, p_{max}$  – минимальное и максимальное значения возможного давления на входе в сопло Лавала соответственно;  $S_{min}, S_{max}$  – минимальное и максимальное значения возможной площади критического сечения сопла Лавала соответственно;  $k_1, k_2, k_3$  – постоянные коэффициенты, значения которых определяются в результате нормировки. Из условия нормировки и непрерывности функции (8) имеем:

$$k_1 = \left[ \left( \frac{\Delta_1}{2} (\Delta_1 + \Delta_3) + \Delta_2 \right) \right]^{-1}, k_2 = \left[ \frac{1}{2} (\Delta_1 + \Delta_3) + \Delta_2 \right]^{-1}, k_3 = \left[ \left( \frac{\Delta_3}{2} (\Delta_1 + \Delta_3) + \Delta_2 \right) \right]^{-1}, \quad (9)$$

где  $\Delta_1 = f(p_{max}, S_{min}) - f(p_{min}, S_{min})$ ,  $\Delta_2 = f(p_{min}, S_{max}) - f(p_{max}, S_{min})$ ,  $\Delta_3 = f(p_{max}, S_{max}) - f(p_{min}, S_{max})$ .

Знание закона распределения силы тяги является важным при исследовании причин возникновения неточностей импульсной коррекции орбиты.

**В третьем разделе** описаны методики формирования требований к проектным параметрам наноспутника исходя из достижения требуемой точности маневрирования: требования формируются как к допускам производственных отклонений, так и к параметрам активной системы стабилизации, позволяющей удерживать требуемое направление вектора силы тяги во время выполнения маневра. Предложен алгоритм расчёта потребного кинетического момента маховика активной системы стабилизации для обеспечения постоянной ориентации вектора силы тяги на интервале времени работы двигательной установки. Использование только маховика для обеспечения одноосной стабилизации может оказаться неоправданно энергозатратным. В связи с этим в разделе предлагается рассмотреть наноспутник-гиростат с замкнутой системой управления по поперечным каналам.

Основой методики формирования требований к производственным отклонениям изготовления наноспутника и двигательной установки является разработанная во втором разделе стохастическая математическая модель и используемый для проведения статистического анализа метод статистических испытаний (метод Монте-Карло) с последующим применением регрессионного и факторного анализа. В исходной модели множество случайных факторов  $\tilde{\Phi}$  и множество параметров движения  $\tilde{B}$  имеют разную мощность, по этой причине регрессионный анализ проводится два раза: во-первых, для исходной системы, учитывающей влияние всех возможных случайных факторов, и, во-вторых, после факторного анализа и фильтрации случайных факторов для усеченной модели, в которой мощность множества входных параметров равна мощности множества выходных параметров.

На первом этапе формируется вероятностная математическая модель проектных параметров с учётом технологических возможностей процесса изготовления наноспутника и особенностей работы двигательной установки.

На втором этапе проводится серия многократных моделирований движения наноспутника на интервале времени работы двигательной установки. Вычисляются параметры движения, к которым относятся величины, позволяющие оценить эффективность выполнения корректирующего манёвра

– вектор изменения скорости движения центра масс и вектор угловых скоростей, приобретаемых наноспутником за импульс тяги.

Для формирования требований к производственным отклонениям, необходимо, чтобы размерность вектора учитываемых случайных факторов совпадала с размерностью вектора параметров движения. С этой целью из дальнейшего анализа исключаются факторы, имеющие наименьшую корреляцию с параметрами движения. Остающиеся в рассмотрении факторы участвуют в формировании усеченной регрессионной модели, которая записывается в виде системы линейных алгебраических уравнений:

$$Q' \tilde{\Phi}' + Q_r = \mathbf{B}^*, \quad (10)$$

где  $Q'$  – матрица коэффициентов уравнений регрессии размерности  $K \times K$ ;  $Q_r$  – вектор-столбец постоянных коэффициентов;  $\tilde{\Phi}'$  – вектор-столбец случайных факторов усеченной модели;  $\mathbf{B}^*$  – вектор-столбец параметров движения, рассчитываемых по регрессионной модели.

После проверки адекватности регрессионной модели составляется система неравенств:

$$Q' \tilde{\Phi}' + Q_r \geq \mathbf{B}_{min}^*, \quad Q' \tilde{\Phi}' + Q_r \leq \mathbf{B}_{max}^*, \quad (11)$$

где  $\mathbf{B}_{min}^*, \mathbf{B}_{max}^*$  – векторы размерности  $K$ , содержащие предельные требуемые значения параметров движения.

Решение системы неравенств (11) является условием выполнения орбитального маневра наноспутника с необходимой точностью и позволяет отыскать компромиссное сочетание допустимых погрешностей случайных факторов.

Если решение системы неравенств (11) приводит к результатам, которые не могут быть обеспечены при создании наноспутника и двигательной установки, то предлагается создать вспомогательную систему стабилизации ориентации вектора тяги во время формирования корректирующего импульса за счёт использования маховика, приведённого в быстрое вращение и создающего значительный кинетический момент вдоль оси стабилизации. Для вычисления потребного гиросtatического момента  $\mathbf{H}$  можно получить аналитическое выражение, полагая, что гиросtatический момент направлен вдоль продольной оси наноспутника  $OX$ . С целью выполнения требований к точности ориентации наноспутника во время работы двигательной установки, величина гиросtatического момента выбирается таким образом, чтобы результирующий вектор  $\mathbf{R}$ , полученный сложением векторов кинетического момента  $\mathbf{K}$ , приобретённого наноспутником в результате возмущающего момента реактивной силы, и гиросtatического момента маховика  $\mathbf{H}$ , образовывал с продольной осью наноспутника угол, не превышающий по величине значение, определяемое требуемой точностью ориентации наноспутника.

Получено выражение для определения требуемого кинетического момента маховика:

$$H_X = -K_X \pm \sqrt{K_Y^2 + K_Z^2} \operatorname{ctg} \phi, \quad (12)$$

где  $\phi$  – угол между результирующим вектором кинетического момента и вектором гиросtatического момента.

Задавая величину  $\phi$ , можно вычислять кинетический момент маховика, обеспечивающий допустимую прецессию наноспутника во время выдачи импульса тяги. Проекция вектора кинетического момента наноспутника  $\mathbf{K}$  в расчетной формуле (12) определяются из результатов статистического моделирования движения наноспутника с не вращающимся маховиком.

Использование маховика, имеющего ось вращения, совпадающую с продольной осью наноспутника, позволяет исключить из рассмотрения канал управления, соответствующий угловому движению относительно продольной оси, и привести угловые отклонения вектора силы тяги по поперечным направлениям к малым значениям. Таким образом, движение наноспутника относительно центра масс может быть записано с помощью линеаризованной модели для четырех переменных состояния:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2, & \dot{x}_2 = \frac{\omega_X(I_Z - I_X)}{I_Y} x_4 + \frac{1}{I_Y} u_\vartheta, \\ \dot{x}_3 = x_4, & \dot{x}_4 = \frac{\omega_X(I_X - I_Y)}{I_Z} x_2 + \frac{1}{I_Z} u_\psi, \end{cases} \quad (13)$$

где  $\mathbf{x} = [\vartheta, \dot{\vartheta}, \psi, \dot{\psi}]^T$  – вектор состояния исследуемой системы;  $u_\vartheta, u_\psi$  – управляющие моменты по каналам тангажа и рысканья соответственно;  $\omega_X$  – угловая скорость движения наноспутника относительно продольной оси, приобретенная в результате работы маховика.

Рассматривается задача синтеза оптимального стационарного линейного регулятора состояния. Интегральный квадратичный критерий оптимальности имеет вид:

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T Q \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{u}) dt, \quad (14)$$

где  $Q$  – положительно-определенная матрица размерности  $4 \times 4$ .

Отыскание оптимального стабилизирующего управления сводится к вычислению матрицы уравнения регуляторов  $C_R$ :

$$C_R = -PB, \quad (15)$$

где  $P$  – постоянная положительно-определенная матрица, определяемая из алгебраического уравнения Риккати:

$$PA + A^T P - PBV^T P + Q = 0. \quad (16)$$

С использованием изложенной методики синтеза оптимального линейного регулятора может быть проведен предварительный анализ возможности применения дополнительных исполнительных устройств, позволяющих минимизировать энергетические затраты на обеспечение гироскопической стабилизации.

**В четвертом разделе** проиллюстрировано применение разработанных методик решения задачи по повышению точности выполнения орбитального маневра на примере наноспутника SamSat-M, оснащённого электротермической двигательной установкой, разработанной на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета. В первой части раздела сформирована вероятностная модель силы тяги электротермической двигательной установки. Во второй части анализируется движение наноспутника без маховика, но изготовленного с учетом требований к производственным отклонениям для обеспечения необходимой точности маневрирования. В третьей части раздела проведен анализ движения наноспутника-гиростата, изготовленного с учетом возможностей производства наноспутников на базе Самарского университета.

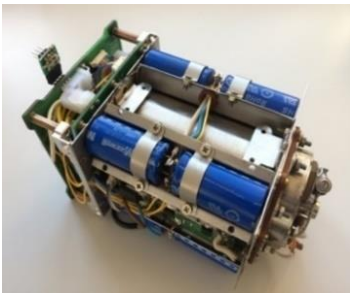


Рисунок 2 – Внешний вид блока маневрирования

В блоке маневрирования используется электротермическая двигательная установка с жидким рабочим телом, включающая бак с вытеснительной системой подачи рабочего тела, распределитель, осуществляющий дозирование и подачу рабочего тела в рабочую область, и нагреватель, осуществляющий испарение и перегрев пара рабочего тела до выбранной температуры и направляющий его к соплу Лавала. В качестве рабочего тела выступает смесь дистиллированной воды и этилового спирта. Экспериментально определены характеристики электротермической двигательной установки: удельный импульс 120 с, тяга 0,1 Н, величина одного импульса коррекции для наноспутника массой 4,5 кг составляет не менее 0,1 м/с, запас характеристической скорости при массе рабочего тела 180 г составляет не менее 50 м/с. Внешний вид блока маневрирования показан на рисунке 2.

В разделе были сформированы требования к проектным параметрам наноспутника с двигательной установкой. В качестве проектных параметров выступают 23 случайных фактора, включающие в себя параметры конструкции наноспутника и электротермической двигательной установки (погрешности определения массо-инерционных характеристик наноспутника, угловое отклонение сопла от продольной оси и т.п.) и параметры режима работы двигательной установки (длительность импульса тяги, температура нагрева рабочего тела, давление в топливном баке и т.п.). Начальные условия движения перед выдачей корректирующего импульса  $(\gamma, \psi, \vartheta, \dot{\gamma}, \dot{\psi}, \dot{\vartheta})^T = (0, 0, 0, 0, 0, 0)^T$ .

Для исследования динамики движения проведена серия статистических испытаний методом прямого моделирования Монте-Карло с объемом выборки 40000, что приблизительно соответствует 0,5% точности получения вероятностных оценок.

Гистограммы относительных частот скоростей изменения углов ориентации на момент окончания импульса показаны на рисунке 3.

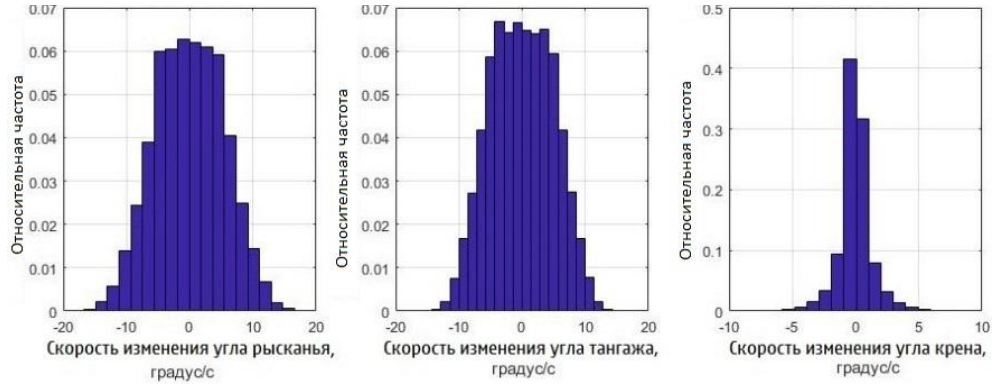


Рисунок 3 – Гистограммы относительных частот конечных угловых скоростей наноспутника SamSat-M

Пример движения наноспутника SamSat-M в процессе формирования корректирующего импульса (одна из возможных реализаций), приведён на рисунке 4.

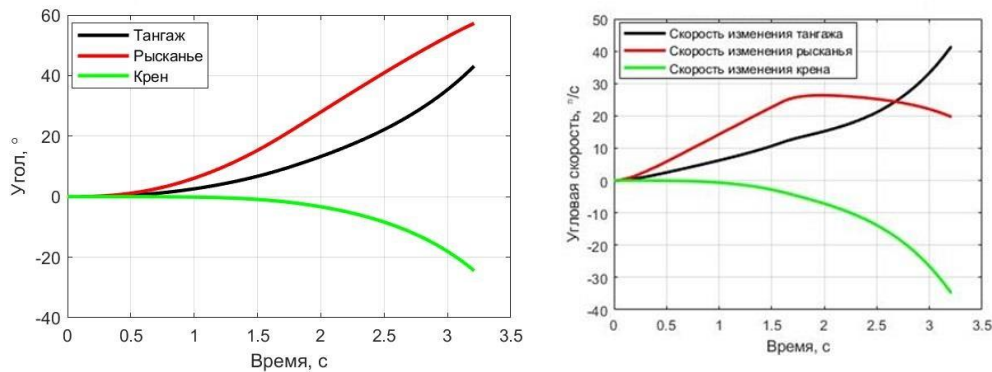


Рисунок 4 – Пример движения относительно центра масс

На рисунке 5 приведены гистограммы изменения скорости и погрешности реализации корректирующего импульса в требуемом направлении

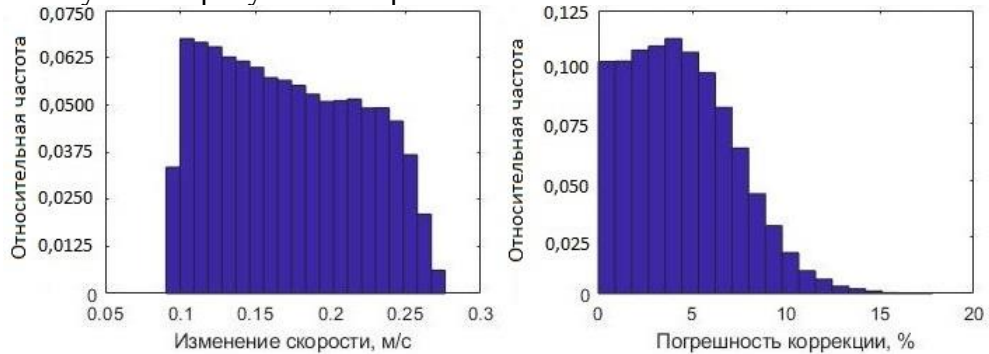


Рисунок 5 – Гистограммы изменения скорости и погрешности в требуемом направлении

Требования к погрешностям проектных параметров наноспутника и двигательной установки формируются по результатам решения системы неравенств (11), в правой части которых стоят предельные значения контролируемых параметров, которые определяются требованиями технического задания и целевым назначением наноспутника. В данной работе они выбраны исходя из предположения о необходимости обеспечения группового полёта, в котором SamSat-M является одним из участников группировки. В работе качестве параметров выступают ограничения скоростей изменения углов тангажа и рысканья ( $|\dot{\theta}| < 1^\circ/\text{с}$ ,  $|\dot{\psi}| < 1^\circ/\text{с}$ ), ускорений движения центра масс в процессе выдачи корректирующего импульса в продольном ( $T > 0,03 \text{ м/с}^2$ ) и поперечном ( $W < 0,003 \text{ м/с}^2$ ) направлениях, а также ограничения поперечных проекций импульса момента силы тяги ( $|L_Y| < 10^{-4} \text{ Н} \times \text{м} \times \text{с}$ ,  $|L_Z| < 10^{-4} \text{ Н} \times \text{м} \times \text{с}$ ).

Сформированы требования к погрешностям проектных параметров электротермической двигательной установки: радиус критического сечения сопла  $0,2 \pm 0,04 \text{ мм}$ ; температура газа на

входе в сопло  $900 \pm 30$  К; длительности возрастания тяги и затухания тяги  $1,75 \pm 0,25$  с соответственно; угловое отклонение сопла от продольной оси  $0^\circ \pm 0,05^\circ$ .

Результаты моделирования с учётом сформированных требований к погрешностям проектных параметров приведены на рисунке 6.

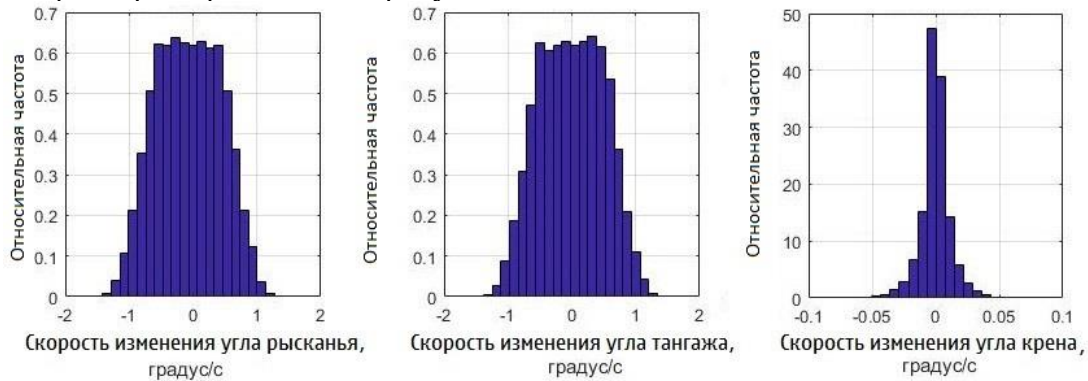


Рисунок 6 – Гистограммы относительных частот конечных угловых скоростей наноспутника при повышении требований к погрешностям проектных параметров

Пример движения наноспутника SamSat-M в процессе формирования корректирующего импульса с учётом сформированных требований к производственным отклонениям (одна из возможных реализаций), приведён на рисунке 7.

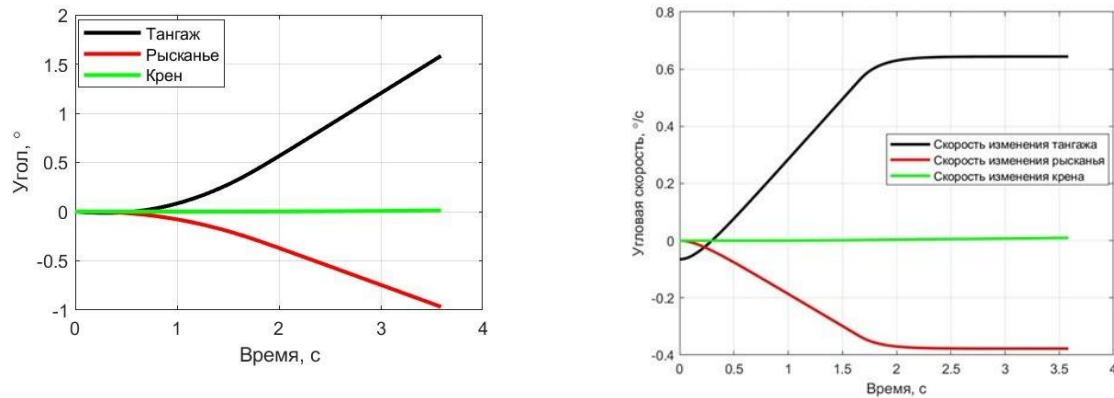


Рисунок 7 – Пример движения относительно центра масс

На рисунке 8 приведены гистограммы изменения скорости и погрешности реализации корректирующего импульса в требуемом направлении

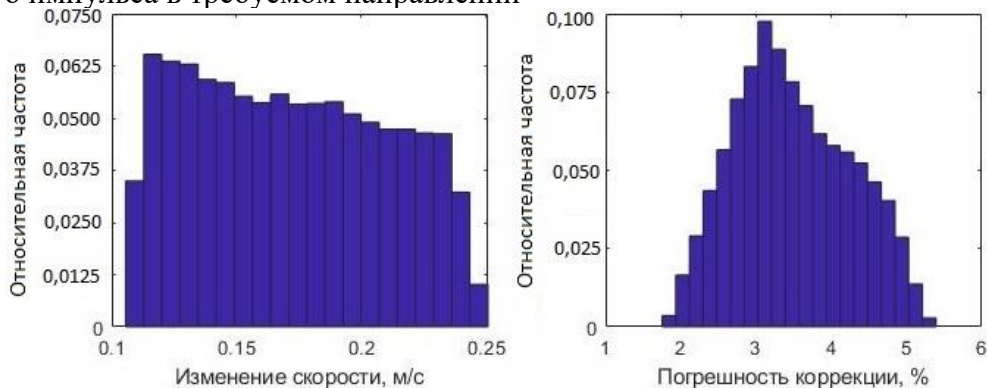


Рисунок 8 – Гистограммы изменения скорости и погрешности в требуемом направлении

Для обеспечения одноосной стабилизации движения во время выдачи импульса тяги предлагается использование маховика, ось вращения которого жёстко связана с несущим каркасом наноспутника и сонаправлена с продольной осью наноспутника.

По предложенной в настоящей работе методике для наноспутника SamSat-M был определён потребный кинетический момент маховика, необходимый для стабилизации движения с углом раствора конуса прецессии равным  $1^\circ$ . Этот момент составил  $0,025$  Нмс.



Графики, иллюстрирующие характер движения наноспутника-гиростата, оснащённого маховиком, обеспечивающим кинетический момент  $0,025 \text{ Нм}$ , при наличии управления по поперечным каналам с ограничением  $0,001 \text{ Н}\times\text{м}$  приведены на рисунке 9.

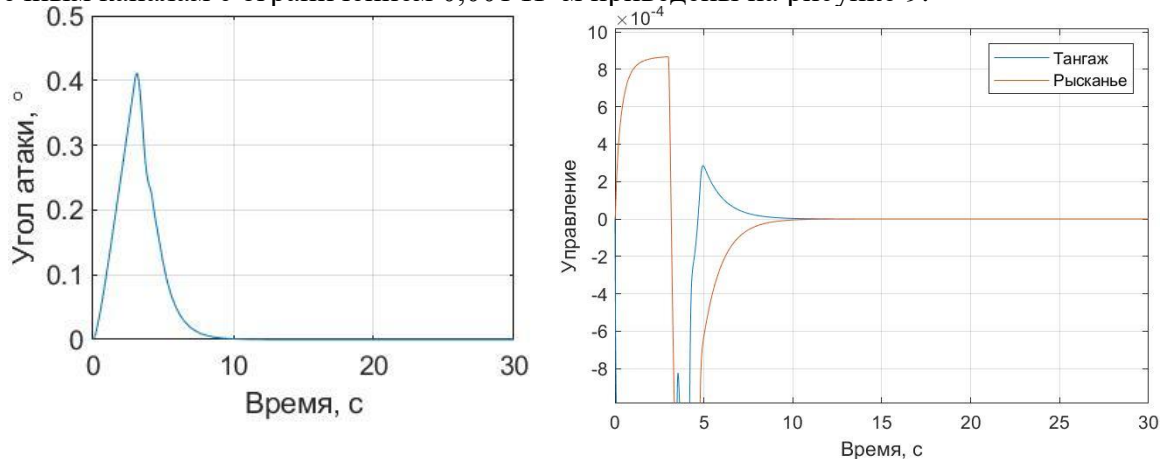


Рисунок 9 – Результаты моделирования движения наноспутника SamSat-M, вращающегося относительно продольной оси, с управлением по поперечным осям

Результатом проведённого анализа движения наноспутника SamSat-M является заключение о нецелесообразности использования дополнительного замкнутого контура управления на наноспутнике SamSat-M для увеличения его точности маневрирования в связке с осевым маховиком.

**В заключении** сформулированы основные результаты работы:

1. Построена стохастическая математическая модель движения наноспутника с двигательной установкой при совершении манёвра коррекции, отличающаяся от существующих комплексным учетом динамики движения центра масс и относительно центра масс, случайного характера погрешностей изготовления наноспутника и вероятностной модели режимов работы двигательной установки.

2. Предложена методика формирования вероятностной модели силы тяги реактивного двигателя наноспутника, которая использует понятие геометрической вероятности и отличается учетом случайных проектных параметров и режимов работы двигательной установки.

3. Разработана методика оценки влияния случайных производственных отклонений изготовления наноспутника с двигательной установкой на угловое движение и погрешность маневрирования, позволяющая выделить факторы (параметры), дисперсии которых оказывают наибольшее влияние на дисперсии параметров движения центра масс и относительно центра масс наноспутника, и формирующая новый подход к пониманию главных источников погрешностей при маневрировании наноспутника.

4. Разработана методика формирования требований к погрешностям, возникающим при изготовлении наноспутника и двигательной установки, для достижения требуемой точности ориентации вектора тяги и результатов маневрирования, основанная на использовании регрессионного и факторного анализа.

5. Предложен подход к обеспечению одноосной стабилизации во время импульсной коррекции траектории, основанный на применении дополнительной системы поддержания требуемой угловой ориентации тяги с использованием маховика, придающей наноспутнику свойство гиростата, и замкнутого контура управления угловым движением наноспутника-гиростата. Разработана методика выбора необходимой величины кинетического момента маховика и циклограммы его работы, проведен синтез оптимального регулятора состояния.

6. Применение предложенных методик продемонстрировано на примере наноспутника SamSat-M с электротермической двигательной установкой, разрабатываемой на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета. Разработанная методика позволила выделить основные факторы, влияющие на дисперсию вектора изменения скорости в требуемом направлении – радиус критического сечения сопла (более 75% вклада) и углового отклонения сопла от продольной оси (около 23% вклада). Моделирование движения наноспутника в процессе корректирующего импульса показало, что при обеспечении сформированных требований к производственным отклонениям, среднеквадратические отклонения угловых скоростей относительно поперечных осей наноспутника после завершения маневра коррекции, снизились более чем на порядок и стали равны  $0,6 \text{ }^\circ/\text{с}$ , в то время как до повышения требований они составляли

7 °/с, среднеквадратическое отклонение погрешности импульса так же уменьшилось на порядок. Моделирование движения наноспутника-гиростата, оснащенного маховиком, позволило уменьшить среднеквадратические отклонения угловых скоростей относительно поперечных осей наноспутника после завершения маневра коррекции до 0,2 °/с, и снизить погрешность импульса в несколько раз. Проведено моделирование движения наноспутника-гиростата с замкнутой системой стабилизирующего управления по поперечным каналам, которое показало, что для увеличения точности маневрирования наноспутника введение управления по поперечным каналам в связке с маховиком не является целесообразным.

**Перспективы дальнейшей разработки темы** заключаются в проработке вопросов, связанных с использованием иных исполнительных устройств систем управления движением наноспутников для стабилизации во время маневрирования. Проработка этих вопросов позволит расширить возможности разработчиков наноспутников и повысить качество процессов управления полетами наноспутников.

**Основное содержание работы опубликовано в изданиях, входящих в перечень ВАК:**

1. Белоконов И.В., Сеницын Л.И. Геометрический подход к формированию вероятностной модели силы тяги микрореактивного двигателя // Космонавтика и ракетостроение. — 2021. — № 6 (123). — С. 149-160.

2. Сеницын Л.И., Белоконов И.В. Влияние производственных отклонений изготовления электротермической двигательной установки на точность маневрирования наноспутника // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. — 2021. — Т. 20. № 1. — С. 29-45.

3. Белоконов И.В., Сеницын Л.И. Анализ стратегий управления маховиком для обеспечения гироскопической стабилизации вектора тяги при маневрировании наноспутника // Космонавтика и ракетостроение. — 2022. — № 3 (126). — С. 17-29.

4. Сеницын Л.И. Исследование режимов стабилизации наноспутника-гиростата во время коррекции орбиты // Труды «НПЦАП» Системы и приборы управления. — 2023. — № 2 (64). — С. 51-57.

**В изданиях, индексируемых в базе Scopus:**

5. Sinitsyn L.I., Belokonov I.V. Probabilistic analysis of maneuvering nanosatellites with electrothermal propulsion system // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. — 2020. — Vol. 984. Issue 1.

6. Sinitsyn L.I., Belokonov I.V. Pulse Correction of a Trajectory of a Gyrostat-Nanosatellite with an Electrothermal Propulsion System: Probabilistic Analysis // 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2021. — 2021.

7. Sinitsyn L.I., Kramlikh A.V. Synthesis of the optimal control law for the reorientation of a nanosatellite using the procedure of analytical construction of optimal regulators // Journal of Physics: Conference Series. — 2021. — Vol. 1745. Issue 1.

**В иных изданиях:**

8. Сеницын Л.И. Исследование режимов стабилизации наноспутника-гиростата во время коррекции орбиты // Математическое моделирование, компьютерный и натурный эксперимент в естественных науках. — 2022. — № 2. — С. 26-30.

9. Сеницын Л.И., Белоконов И.В. Вероятностный анализ импульсной коррекции траектории наноспутника-гиростата с электротермической двигательной установкой // XXVIII Санкт-петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам. — 2021. — С. 30-33

10. Сеницын Л.И., Белоконов И.В. Исследование эффективности коррекции орбиты наноспутника с электротермической двигательной установкой // 55-е Научные чтения памяти К.Э. Циолковского. — 2020. — Ч. 1. — С. 210-213.

11. Сеницын Л.И., Белоконов И.В. Факторный анализ эффективности коррекции орбиты наноспутника с электротермической двигательной установкой // 13-я мультikonференция по проблемам управления. — 2020. — С. 54-57.