

УДК 629.7.015

На правах рукописи

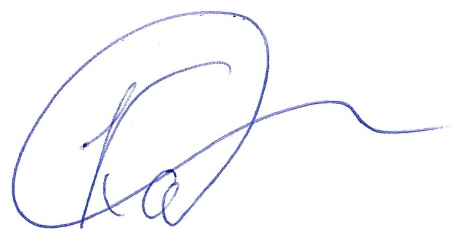
КУХАРЕНКО АНДРЕЙ СЕРГЕЕВИЧ

МЕТОДИКА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА ЗА
СЧЕТ ВНУТРЕННИХ ПОДВИЖНЫХ МАСС

Специальность 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

A handwritten signature in blue ink, consisting of a large, stylized capital letter 'A' followed by a cursive 'K' and a long horizontal flourish.

Москва 2026

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н. Э. Баумана).

Научный руководитель: **Корянов Всеволод Владимирович**,
Кандидат технических наук, доцент,
доцент кафедры «Динамика и управление полетом
ракет и космических аппаратов» МГТУ им.
Н. Э. Баумана

Официальные оппоненты: **Любимов Владислав Васильевич**,
доктор технических наук,
профессор кафедры «Динамика полета и системы
управления» ФГАОУ ВО «Самарский националь-
ный исследовательский университет имени акаде-
мика С. П. Королева»

Николичев Илья Андреевич,
Кандидат технических наук,
доцент кафедры «Космические системы и ракето-
строение» ФГАОУ ВО «Московский авиационный
институт (национальный исследовательский уни-
верситет)»

Ведущая организация: Федеральное государственное казенное военное об-
разовательное учреждение высшего образования
«Военная академия Ракетных войск стратегиче-
ского назначения имени Петра Великого» Мини-
стерства обороны Российской Федерации, г. Бала-
шиха

Защита состоится «____» _____ 20__ г. в х часов у мин. на заседании
диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техниче-
ском университете имени Н. Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный
переулок, дом 10, корпус СМ, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.bmstu.ru
МГТУ им. Н. Э. Баумана

Автореферат разослан «____» _____ 20__ г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью,
просьба направлять по адресу: 105005, г.Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
МГТУ им. Н. Э. Баумана, ученому секретарю ученого совета 24.2.331.08.

Ученый секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08
кандидат технических наук, доцент

Луценко А. Ю.

Актуальность темы диссертационной работы: Освоение космического пространства продолжает оставаться одним из главных направлений научно-технического прогресса. В последние годы наблюдается устойчивый рост числа космических миссий, связанных как с пилотируемыми полётами, так и с доставкой результатов научных экспериментов, биологических образцов и малых грузов с орбиты на Землю. Эта тенденция обусловлена расширением возможностей использования околоземного пространства для фундаментальных исследований, развития технологий. В связи с этим возрастает необходимость в разработке новых, более эффективных и надёжных средств доставки грузов с орбиты на поверхность планеты.

Одним из наиболее сложных и ответственных этапов спуска является вход в атмосферу и последующее движение в ней. На этом участке траектории космический аппарат подвергается воздействиям: высоким тепловым нагрузкам, значительным перегрузкам и аэродинамическим возмущениям. Традиционно для решения этой задачи применяются баллистические и полубаллистические схемы спуска. Эти схемы спуска отличаются конструктивной простотой, высокой надёжностью и минимальными требованиями к системе управления.

Недостатком баллистической схемы является отсутствие управляемости: траектория полностью определяется начальными условиями входа в атмосферу (углом, скоростью, высотой), а любые отклонения от расчётных параметров приводят к значительному рассеиванию точек посадки. Например, у капсулы типа «РАДУГА» с парашютной системой эллипс рассеивания имеет размеры 125×15 км. Для повышения надёжности и снижения рассеивания точек посадки необходимо внедрение методов управления в баллистических спускаемых аппаратах. Это позволит парировать возмущения и нештатные ситуации, возникающие в процессе спуска.

Одним из перспективных решений является управление за счёт внутренних подвижных масс, в частности за счёт изменения углового положения полезной нагрузки относительно корпуса спускаемого аппарата. Этот метод управления позволяет создавать аэродинамическую силу, обеспечивающую коррекцию траектории. В отличие от аэродинамических рулей или газодинамических органов управления, данный подход не требует выдвижных элементов (вынесенных аэродинамических поверхностей), не создаёт газовых выбросов. Кроме того, метод применим как в плотных слоях атмосферы, так и в условиях разреженной среды, что делает его универсальным для различных этапов спуска.

На основе вышесказанного можно утверждать, что диссертационная работа, посвященная разработке методики управления движением спускаемого аппарата за счёт внутренних подвижных масс является актуальной.

Из выше изложенного сформулирована **следующая цель диссертационной работы:** Теоретически обосновать возможность использования внутренних подвижных масс для управления движением спускаемого аппарата баллистического типа.

Для достижения поставленной цели в работе решается следующая **научно-техническая задача:** создание и верификация методики моделирования движения спускаемого аппарата баллистического типа, управляемого изменением положения центра масс.

Исходя из этого необходимо решить следующие частные задачи:

1. Разработать математическую модель движения спускаемого аппарата при статически повернутой полезной нагрузке;
2. Разработать математическую модель движения спускаемого аппарата, управляемого поворотом полезной нагрузки;
3. Обосновать, создать и выполнить математическое описание программно-аппаратного комплекса, предназначенного для полунатурного моделирования процессов управления движением спускаемого аппарата и верификации разработанной математической модели;
4. Применить разработанные математические модели для расчета (построения) траекторий движения спускаемого аппарата и оценки возможности парирования возмущений начальных условий движения.

Объектом исследования является спускаемый аппарат управляемый изменением положения центра масс.

Предметом исследования являются уравнения теоретической механики для описания управляемого движения спускаемого аппарата.

Подходы и методы решения задач, используемые в работе:

1. Использование теоремы об изменении кинетического момента и уравнения Лагранжа 2-го рода для вывода уравнений движения спускаемого аппарата;
2. Решение составленных уравнений математической модели движения спускаемого аппарата выполнено с использованием численных методов;
3. Верификация уравнений математической модели выполнена методом сопоставления результатов численного моделирования с результатами измерений на разработанном программно-аппаратном комплексе и результатами наблюдения за движением эквивалентного летательного аппарата.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Разработана математическая модель движения спускаемого аппарата и решена задача управления его движением методом смещения центра масс в результате поворота полезной нагрузки;
2. Разработана и математически описана методика измерения неизвестных характеристик экспериментального устройства за счет выполнения дополнительных измерений;
3. Выполнена оценка величин возмущений, обусловленных отклонением начальных условий входа в атмосферу от расчётных значений; показано, что данные возмущения могут быть парированы за счёт управления положением центра масс, что позволяет определить границы применимости предложенного способа управления.

В работе получены следующие новые **научные результаты**:

1. Разработана математическая модель углового и поступательного движения спускаемого аппарата, управляемого поворотом внутренней подвижной массы, объединяющая режимы статически повернутой полезной нагрузки и режим изменения углового положения полезной нагрузки. Математическая модель составлена с использованием теоремы об изменении кинетического момента и уравнения Лагранжа 2-го рода;

2. Предложен и обоснован метод верификации математической модели управляемого движения спускаемого аппарата с внутренней подвижной массой на основе полунатурного моделирования, реализованного в виде специализированного программно-аппаратного комплекса, имитирующего управление движением спускаемого аппарата;

3. Выполнено численное моделирование управляемого движения спускаемого аппарата, построены границы в пределах которой возможно сместить точку посадки;

4. Установлены границы применимости метода управления за счет поворота полезной нагрузки. Показано, что возмущения, вызванные отклонением начальных условий входа в атмосферу могут быть парированы с использованием рассмотренного метода управления.

Практическая значимость работы состоит в следующем:

1. Разработанная математическая модель может быть использована при проектировании систем автоматического управления спускаемыми аппаратами, в частности — для расчёта управляющих моментов, необходимых для поворота внутренней подвижной массы, а также для оценки перегрузок, действующих на конструкцию летательного аппарата при входе в атмосферу;

2. Созданный программно-аппаратный комплекс может применяться в научно-исследовательских целях для экспериментального изучения динамики летательных аппаратов с внутренними подвижными массами, а также для отладки и верификации алгоритмов управления методом смещения центра масс;

3. Предложенная методика измерения инерционных и динамических параметров механических систем может быть адаптирована для калибровки и верификации других экспериментальных стендов, в том числе используемых при исследовании управляемого движения летательных аппаратов и робототехнических платформ.

Достоверность полученных результатов и выводов обеспечивается корректным применением фундаментальных законов механики — теоремы об изменении кинетического момента и уравнений Лагранжа второго рода — при построении математической модели, а также её верификацией двумя способами:

1. С применением разработанного программно-аппаратного комплекса полунатурного моделирования, имитирующем угловое движение элементов спускаемого аппарата в процессе управления;

2. Путём сопоставления модельных траекторий с поведением натурального биологического объекта — крылатки ясеня (*Samara fraxini*), обладающей инерционными свойствами, аналогичными спускаемому аппарату.

Согласованность теоретических, экспериментальных и натуральных данных (с погрешностью не более 3,06 %) подтверждает адекватность предложенной модели и обоснованность научных выводов.

Личный вклад автора заключается в следующем:

1. Выполнен вывод уравнений математической модели углового и поступательного движения спускаемого аппарата, управляемого поворотом внутренней подвижной массы (полезной нагрузки), с использованием теоремы об изменении кинетического момента и уравнений Лагранжа второго рода;

2. Разработан и реализован программно-аппаратный комплекс полунатурного моделирования, имитирующий угловое движение спускаемого аппарата при управлении поворотом внутренней массы, предназначенный для верификации математической модели;

3. Предложена методика измерения инерционных и динамических параметров экспериментального устройства методом проведения дополнительных экспериментов на нем;

4. Разработана методика обработки результатов измерений;

5. Разработана методика численного моделирования траекторий при различных параметрах входа в атмосферу.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Методика построения уравнений движения спускаемого аппарата, управляемого смещением центра масс за счёт поворота полезной нагрузки, основанная на совместном применении теоремы об изменении кинетического момента и уравнений Лагранжа второго рода;

2. Подход к верификации математической модели, сочетающий эксперименты на разработанном программно-аппаратном комплексе полунатурного моделирования и сопоставление модельных траекторий с поведением натурального объекта — крылатки ясеня (*Samara fraxini*), обладающей аналогичными инерционными свойствами;

3. Математическая модель движения спускаемого аппарата, позволяющая моделировать траектории управляемого движения и анализировать его маневренные свойства;

4. Оценка предельных значений возмущений начальных условий входа в атмосферу, парируемых за счёт управления положением центра масс, и установление границ применимости предложенного метода управления.

Апробация работы

1) XLV — L Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (г. Москва, 2021 — 2026). 2) 57-е — 60-е Научные чтения памяти К. Э. Циолковского (г. Калуга 2022 — 2025). 3) XIV — XVIII Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» (г. Москва 2021 — 2025). 4) XII Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике (г. Санкт – Петербург, 2023). 5) Совместная II Отраслевая научно-практическая конференция «Созвездие Роскосмоса: траектория науки» (г. Красноярск, 2023) 6) XXIII Научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» (г. Королев, 2024) 7) XIV Всероссийское совещание по проблемам управления (г. Москва, 2024) 8) Фундаментальные и прикладные задачи механики Международная научная конференция (г. Москва, 2023) 9) Отраслевая научно-техническая конференция «Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем» (г. Железногорск. 2025) 10) Международная конференция «Аэрокосмическое приборостроение и эксплуатационные технологии» (г. Санкт-Петербург, 2024 г.)

Публикации. Основные результаты диссертационной работы опубликованы в 5 научных работах [1,2,3,4,5] в изданиях, входящих в перечень ВАК при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации.

Объем и структура диссертации

Диссертация состоит из введения; четырех глав; заключения и списка литературы. Общий объем диссертации 143 страниц, включая 6 таблиц и 67 рисунков и схем. Список использованной литературы содержит 105 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследований, сформулирована цель работы и задачи. Определен объект исследования, выбраны методы исследования. Изложены научная новизна и практическая значимость работы. Сформулированы основные положения, выносимые на защиту, описана структура диссертации.

Первая глава содержит обзор существующих методов создания управляющих воздействий применяемых на летательных аппаратах. Особое внимание уделено методу управления внутренними подвижными массами. Перемещение которых изменяет положение центра масс летательного аппарата, и создает управляющие воздействие. Сделан вывод о наиболее эффективном способе управления за счет смещения центра масс. Так же в этой главе выполнен анализ маневренных свойств спускаемого аппарата управляемого смещением центра масс при отсутствии переходного процесса при управлении.

Вторая глава посвящена разработке математической модели управляемого движения спускаемого аппарата (СА).

В начале главы проведён анализ инерционных свойств СА при произвольном угловом положении полезной нагрузки. Установлено, что возникающая при этом асимметрия распределения масс приводит к неравенству главных моментов инерции, что качественно аналогично инерционным характеристикам крылатки семян ясеня — природного объекта, совершающего полёт в режиме авторотации.

На основе этой аналогии составлена математическая модель углового движения крылатки, основанная на теореме об изменении кинетического момента

$$\frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} = \vec{M} \quad (1)$$

Модель записана в связанной системе координат (рис. 1), учитывающей углы атаки, скольжения и крена. Численное интегрирование системы дифференциальных уравнений выполнено методом Рунге–Кутты четвёртого порядка. Результаты моделирования представлены в виде годографа вектора угловой скорости и сопоставлены с наблюдаемой траекторией полёта крылатки. Показано качественное соответствие между смоделированным и натурным поведением объекта.

Далее полученная модель адаптирована к задаче описания углового движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством. Проведено численное исследование углового движения при различных начальных условиях. Анализ решений позволил сделать вывод о наличии функциональной зависимости между проекциями угловой скорости, обусловленных неравенством главных моментов

инерции. Эти зависимости приводят к сложному угловому движению, что затрудняет управление. Одна из зависимостей изменения угловой скорости от времени представлена годографом вектора угловой скорости в системе координат связанной с плоскостью поворота полезной нагрузки (рисунок 2).

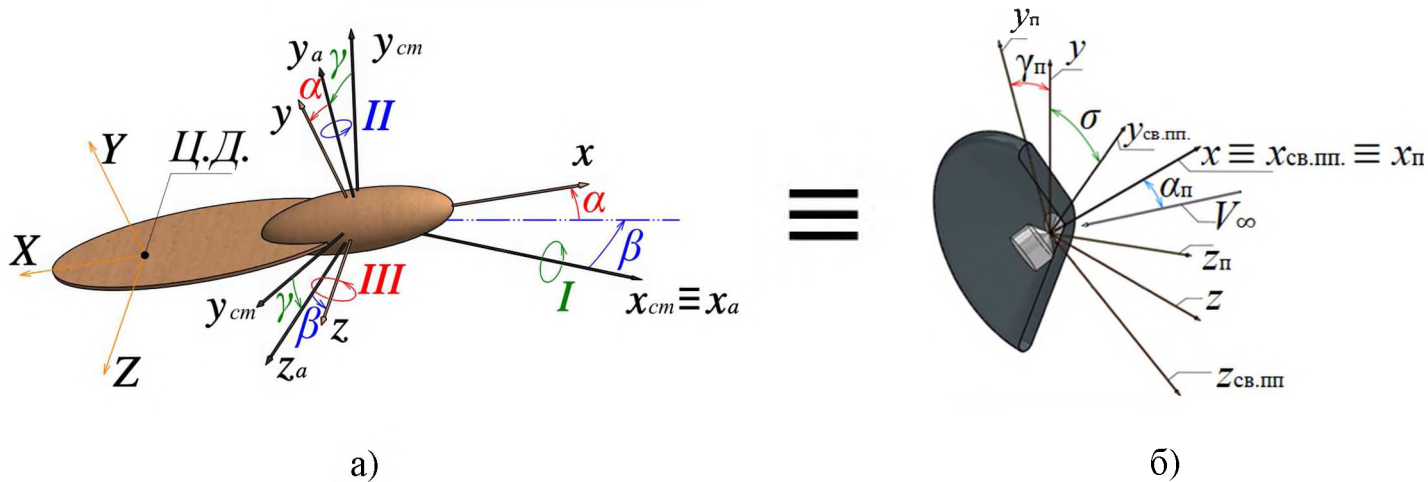


Рис. 1 — Схема к составлению математической модели углового движения. На рисунке 1 введены следующие обозначения:

- ψ — угол рыскания;
- ϑ — угол тангажа;
- γ — угол крена;
- Y — подъемная сила;
- Z — боковая сила;

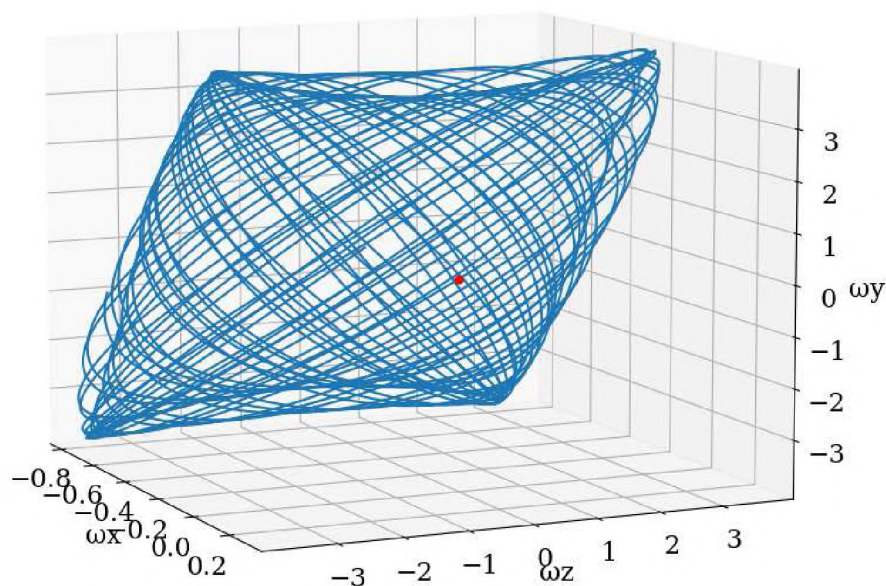


Рис. 2 — Годограф вектора угловой скорости спускаемого аппарата в системе координат связанной с плоскостью поворота полезной нагрузки

Для описания поступательного движения спускаемого аппарата использовано уравнение движения центра масс в подвижной системе координат:

$$m \frac{d\bar{V}_3}{dt} = m \frac{d\bar{V}}{dt} + m [\bar{\omega} \times \bar{V}] = \sum_1^n \bar{F}_i \quad (2)$$

На основании полученных результатов сделан вывод о необходимости оснащения спускаемого аппарата системой стабилизации по углу крена для обеспечения устойчивого и управляемого спуска.

Далее разработана математическая модель углового и поступательного движения спускаемого аппарата, управляемого смещением центра масс за счёт поворота внутренней подвижной массы (полезной нагрузки).

Спускаемый аппарат представлен как система двух твёрдых тел — несущего (надувного тормозного устройства) и несомого (полезной нагрузки), соединённых цилиндрическим шарниром (рисунок 3). При выводе уравнений движения использовано уравнение Лагранжа второго рода.

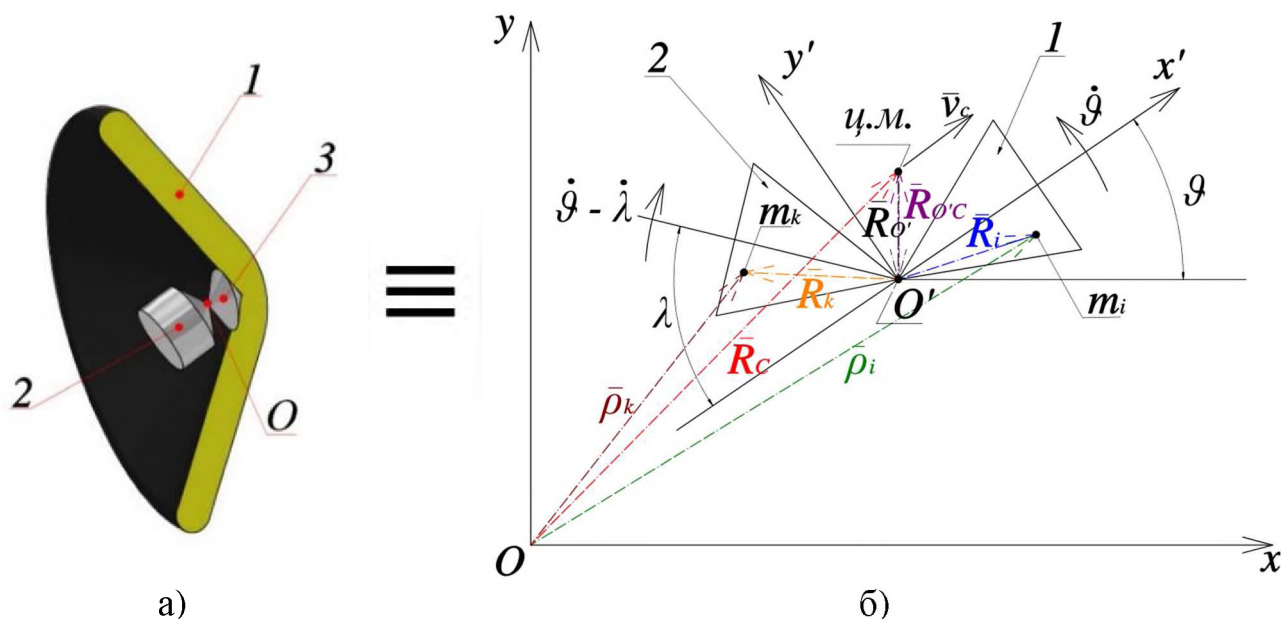


Рис. 3. Конструктивная схема спускаемого аппарата, управляемого поворотом полезной нагрузки: 1 — надувное тормозное устройство; 2 — полезная нагрузка; 3 — поворотное устройство.

Для того, чтобы воспользоваться уравнением Лагранжа 2-го рода необходимо составить выражение кинетической энергии. Кинетическая энергия записана в подвижной системе координат с началом в точке соединения тел — центре цилиндрического шарнира. Такой выбор обусловлен тем, что при управлении таким методом положение центра масс аппарата постоянно меняет свое положение, и привязка системы координат к центру масс существенно усложняет аналитическое описание.

В результате получена система уравнений движения:

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{d}{dt} \frac{\partial (M \cdot v_c^2)}{\partial \dot{x}} = Q_x \quad (2)$$

$$\frac{1}{2} \cdot \frac{d}{dt} \frac{\partial (M \cdot v_c^2)}{\partial \dot{y}} = Q_y \quad (3)$$

$$J_{O'}^{(1)} \cdot \ddot{\vartheta} + J_{O'}^{(2)} \cdot (\ddot{\vartheta} + \ddot{\lambda}) - \frac{(M_1)^2 \cdot (R_{ц.м.}^{(1)})^2 \cdot \ddot{\vartheta}}{M} - \frac{(M_2)^2 \cdot (R_{ц.м.}^{(2)})^2 \cdot (\ddot{\vartheta} + \ddot{\lambda})}{M} +$$

$$+ \frac{M_1 \cdot M_2 \cdot R_{ц.м.}^{(1)} \cdot R_{ц.м.}^{(2)} \cdot (\cos(\lambda) \cdot (2 \cdot \ddot{\vartheta} + \ddot{\lambda}) - \sin(\lambda) \cdot \dot{\lambda} \cdot (2 \cdot \dot{\vartheta} + \dot{\lambda}))}{M} = Q_{\vartheta} \quad (4)$$

$$J_{O'}^{(2)} \cdot (\ddot{\vartheta} + \ddot{\lambda}) - \frac{(M_2)^2 \cdot (R_{ц.м.}^{(2)})^2 \cdot (\ddot{\vartheta} + \ddot{\lambda})}{M} + \frac{M_1 \cdot M_2 \cdot R_{ц.м.}^{(1)} \cdot R_{ц.м.}^{(2)} \cdot (\ddot{\vartheta} \cdot \cos(\lambda) - \dot{\vartheta} \cdot \dot{\lambda} \cdot \sin(\lambda))}{M} = Q_{\lambda} \quad (5)$$

x, y — координаты центра масс, ϑ — угол поворота несущего тела, λ — относительный угол поворота несомого тела, Q_x, Q_y, Q_{ϑ} и Q_{λ} — работа обобщенных сил действующих на спускаемый аппарат.

Уравнения (2) и (3) описывают поступательное движение системы твердых тел. Уравнения (4) и (5) описывают угловое движение системы твердых тел.

В работе принято, что спускаемый аппарат совершает движение при действии на него переменных аэродинамических моментов, значения которых могут быть в функции от времени посчитаны заранее на основании известной траектории движения спускаемого аппарата. При таком допущении движение спускаемого аппарата возможно описать уравнениями (4), (5).

В третьей главе выполнена верификация уравнений управляемого движения спускаемого аппарата. Для верификации математической модели разработан технический комплекс, имитирующий угловое движение двух связанных тел. Схема и модель механической системы комплекса представлены на рисунке 4.

Угловое движение несущего и несомого дисков описано следующими уравнениями:

$$\ddot{\vartheta} = \frac{m \cdot g \cdot R_{\sigma} - M_{mp}^{on} - J_{\sigma\delta} \cdot \ddot{\lambda}}{mR_{\sigma}^2 + J_{\sigma\delta} + J_{\delta\delta}} \quad (6)$$

$$\ddot{\lambda} = \frac{M_{mp}}{J_{\delta\delta}} - \ddot{\vartheta} \quad (7)$$

В рамках эксперимента измерены моменты инерции несущего и несомого дисков и угловые скорости их движения. Моменты инерции определены косвенным методом через измерение углового ускорения при раскручивании дисков под действием момента внешних сил с последующим учётом момента трения в опоре.

Анализ зависимости углового ускорения от времени позволил сделать вывод о том, что значения углового ускорения достаточно сильно зашумлены. Зашумленность величины углового ускорения не позволяет точно определить эту характеристику.

Для устранения зашумленности выполнено интегрирование величины углового ускорения по времени. В результате интегрирования, получена зависимость изменения угловой скорости от времени, которая обладает меньшим количеством флуктуаций.

Для устранения оставшихся флуктуаций выполнено повторное интегрирование. Получена зависимость изменения угла поворота твердого тела от времени, представленная на рисунке 6.

В зависимости изменения угла поворота несущего диска от времени флуктуации отсутствуют. Аппроксимация полученной зависимости полиномом второй степени, позволила определить величину углового ускорения несущего диска.

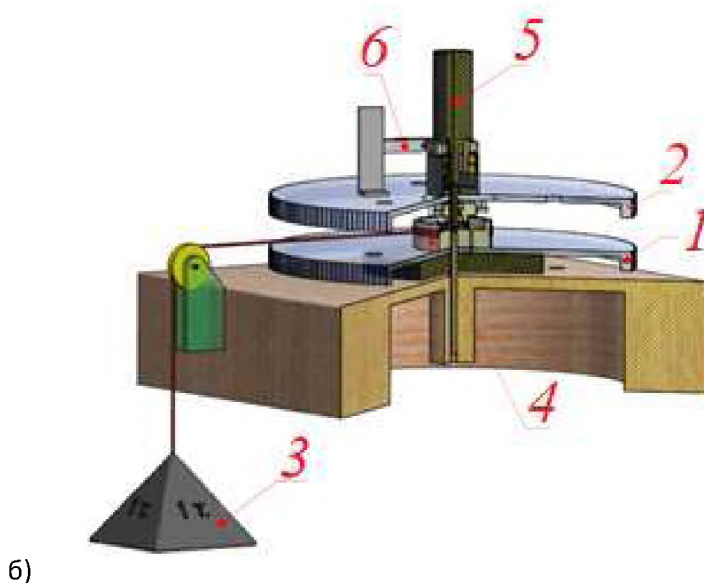
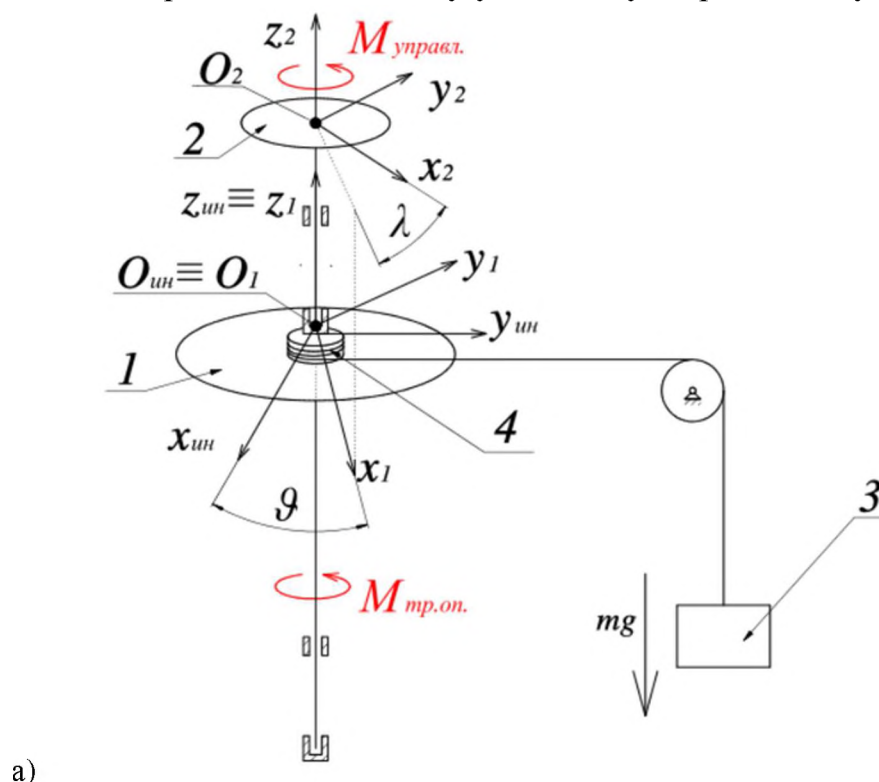


Рис. 4. Механическая система технического комплекса: а — кинематическая схема с указанием сил и моментов действующих на ее элементы; б — модель. На рисунках введены следующие обозначения: 1 — Несущий диск; 2 — Несомый диск со 180-ю засечками; 3 — Груз для создания момента внешних сил; 4 — Шкив для намотки нити; 5 — Электродвигатель для создания управляющего момента $M_{упр}$; 6 — Тензометрическая балка; $M_{тр}^{оп}$ — момент силы трения опоры несущего диска (Примем допущение о том, что момент сил трения опоры равен нулю. При верификации метода измерения моментов инерции несущего и несомого дисков выполним оценку правильности данного допущения)

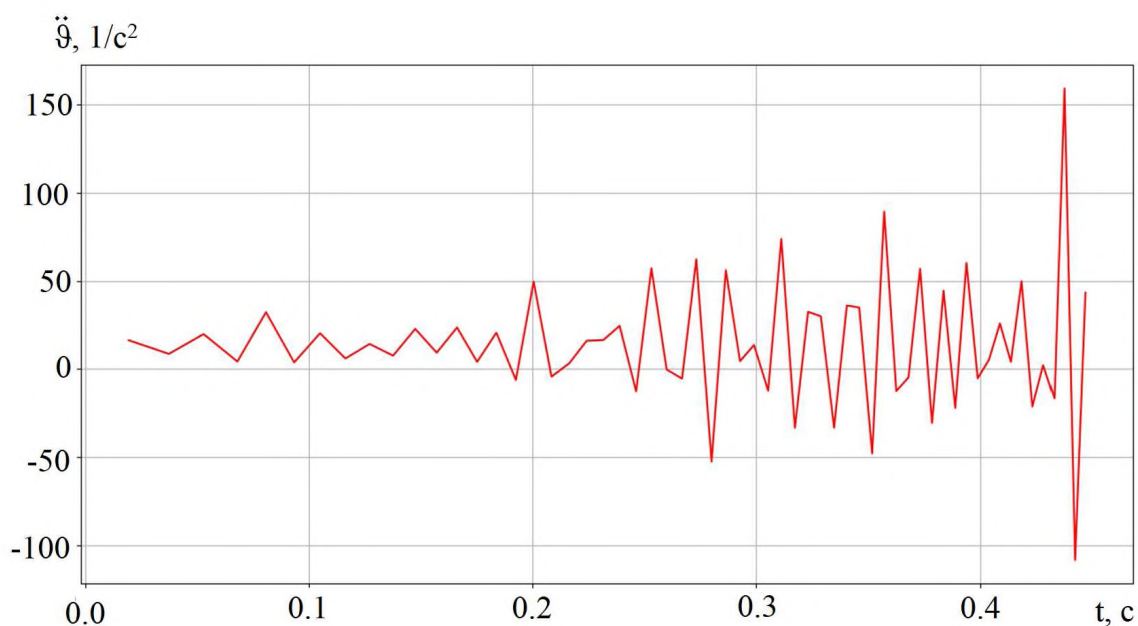


Рис. 5 — Зависимость изменения углового ускорения от времени для несущего диска

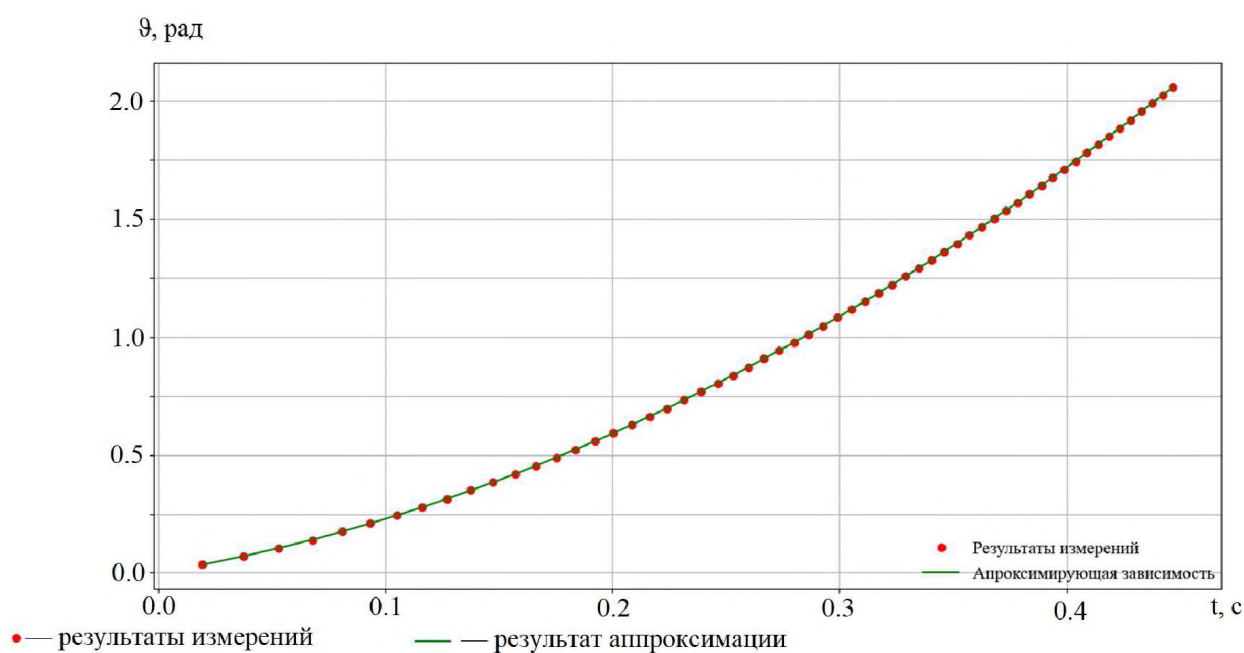


Рис. 6 — Зависимость изменения угла поворота несущего диска от времени и аппроксимирующая этот результат линия

На рисунках 7, 8 представлены результаты моделирования углового движения элементов механической системы технического комплекса и результаты измерений. Синей пунктирной линией обозначена теоретическая зависимость изменения угловой скорости от времени, красной - экспериментальная зависимость изменения угловой скорости от времени.

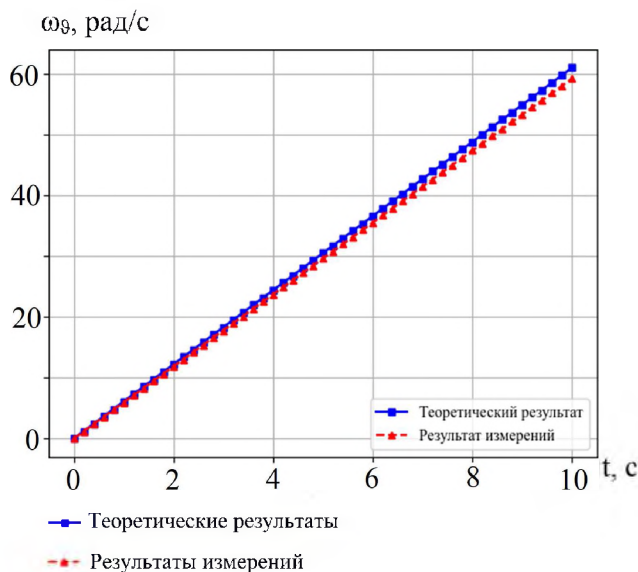


Рис. 7 Зависимость изменения угловой скорости несущего диска от времени относительно неподвижной системы координат

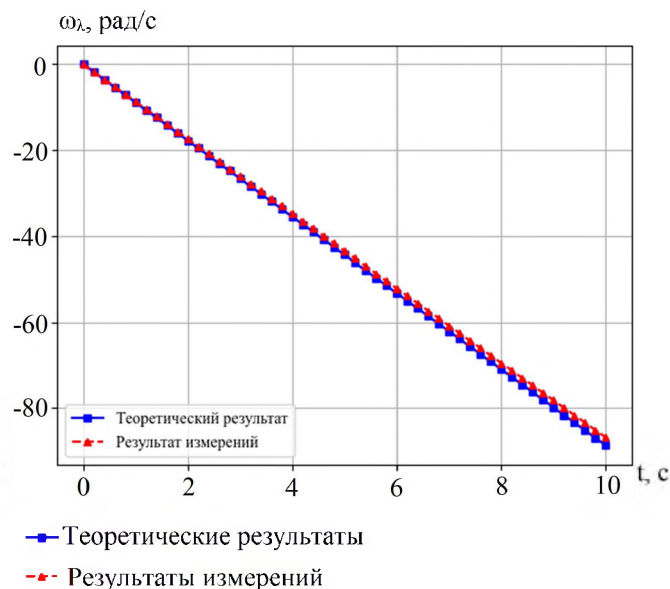


Рис. 8 Зависимость изменения угловой скорости несомого диска от времени относительно неподвижной системы координат

Теоретические значения получены в результате решения уравнений, углового движения несущего (6) и несомого дисков (7). Рассогласование между теоретическими и экспериментальными результатами составляет 3.06%. Данное рассогласование является приемлемым.

Исследования с применением разработанного комплекса подтвердили соответствие математической модели, описывающей угловое движение элементов спускаемого аппарата, поведению механической системы, под воздействием управляющих моментов и моментов внешних сил.

В четвёртой главе на основе разработанной математической модели решена задача численного моделирования полёта спускаемого аппарата и оценки его управляемости при входе в атмосферу.

Для этого предложен алгоритм формирования обобщённой модели движения, в котором траектория спуска аппарата разбита на участки:

участок статически повернутой полезной нагрузки (фиксированное смещение центра масс);

участок выполнения поворота полезной нагрузки (смещения центра масс).

На каждом участке заданы соответствующие начальные условия. Численное интегрирование уравнений движения выполнено методом Рунге–Кутты четвёртого порядка.

В результате построены семейства траекторий спуска при различных начальных условиях входа в атмосферу. Так же построено семейство траекторий которые получены в результате выполнения управления движением (рисунок 9). На основе сравнения конечных точек посадки каждого из семейства траекторий сделан вывод о предельных величинах возмущений, которые могут быть парированы за счёт управления положением центра масс.

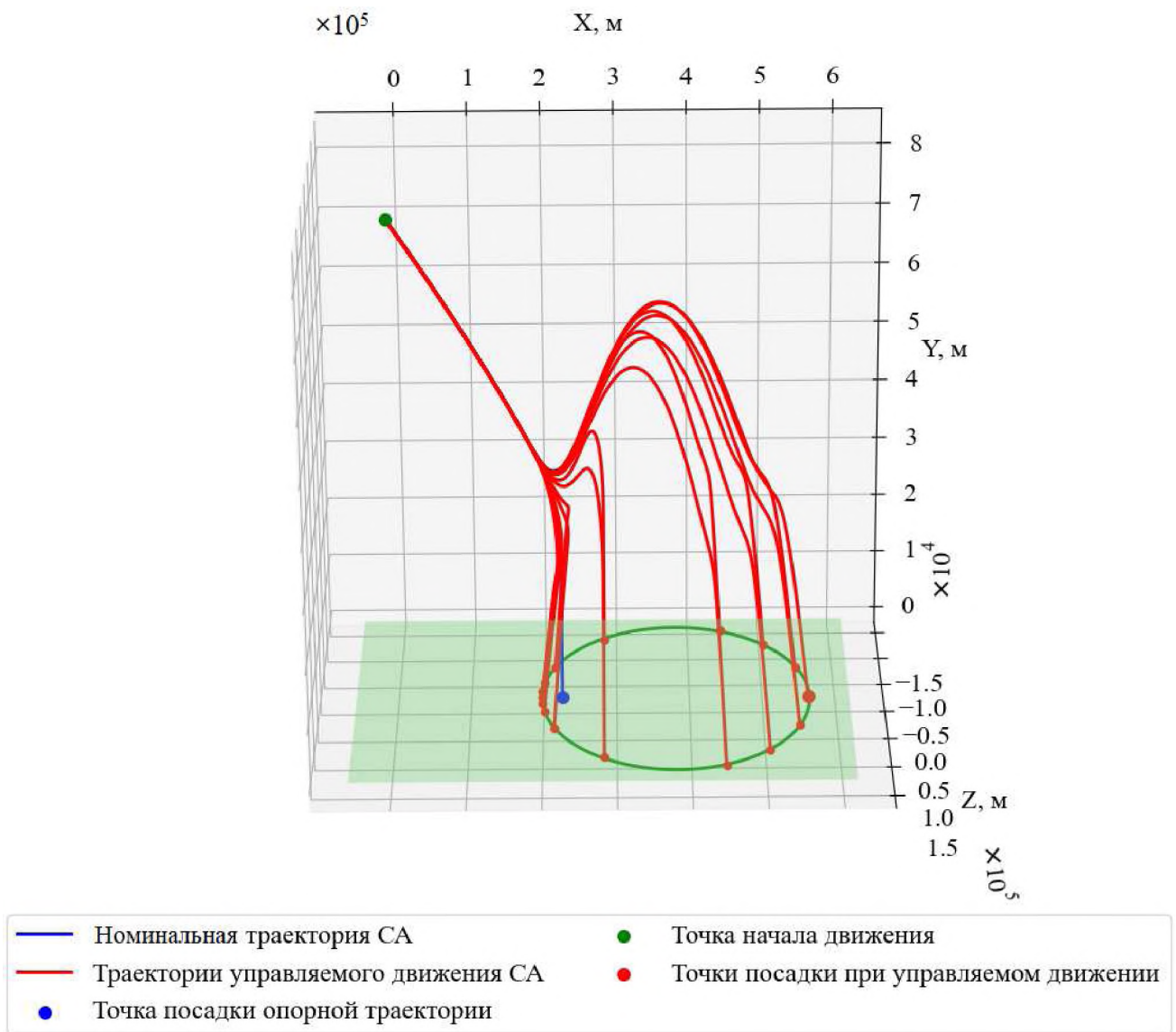


Рисунок 9 — Траектории управляемого движения спускаемого аппарата.

Для более детального анализа траекторий управляемого движения выполнено варьирование начального угла движения спускаемого аппарата θ_0 , а так же высоты на которой происходит управление $h_{упр}$. На рисунках 10, 11 представлены семейства траекторий движения для $\theta_0 = -10^\circ$ и $\theta_0 = -3^\circ$.

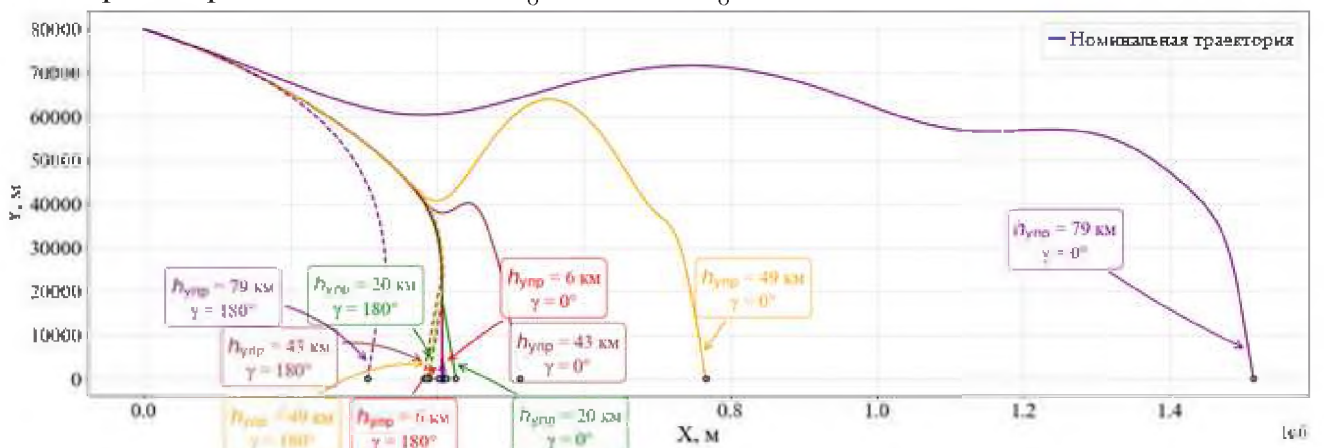


Рисунок 10 — Траектории движения спускаемого аппарата при $\theta_0 = -3^\circ$

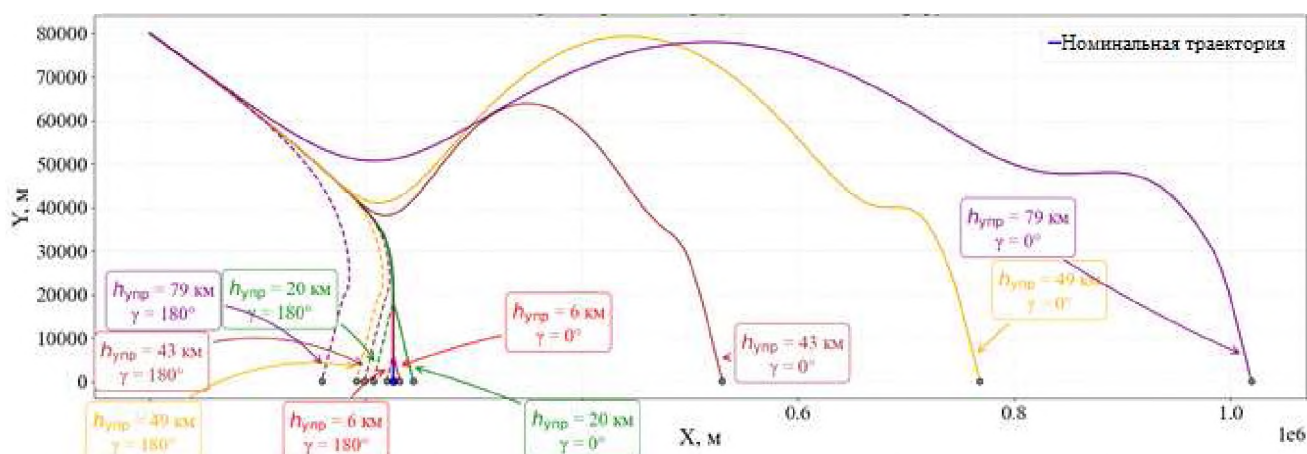


Рисунок 11 — Траектории движения спускаемого аппарата при $\theta_0 = -10^\circ$

Для $\theta_0 = -10^\circ$ и $h = 50$ км построена область реализуемых точек посадки, то есть область в пределах которой возможно сместить точку посадки за счет управления. Данная область представлена на рисунке 12 и аппроксимирована эллипсом.

Установлено, что предложенный способ управления позволяет компенсировать отклонения угла входа до 7° и смещение точки входа в диапазоне $[-1000\text{ км}, +100\text{ км}]$ в продольном направлении и в диапазоне $[-120\text{ км}, +120\text{ км}]$ в боковом направлении, что подтверждает практическую применимость метода для обеспечения посадки в заданном районе.

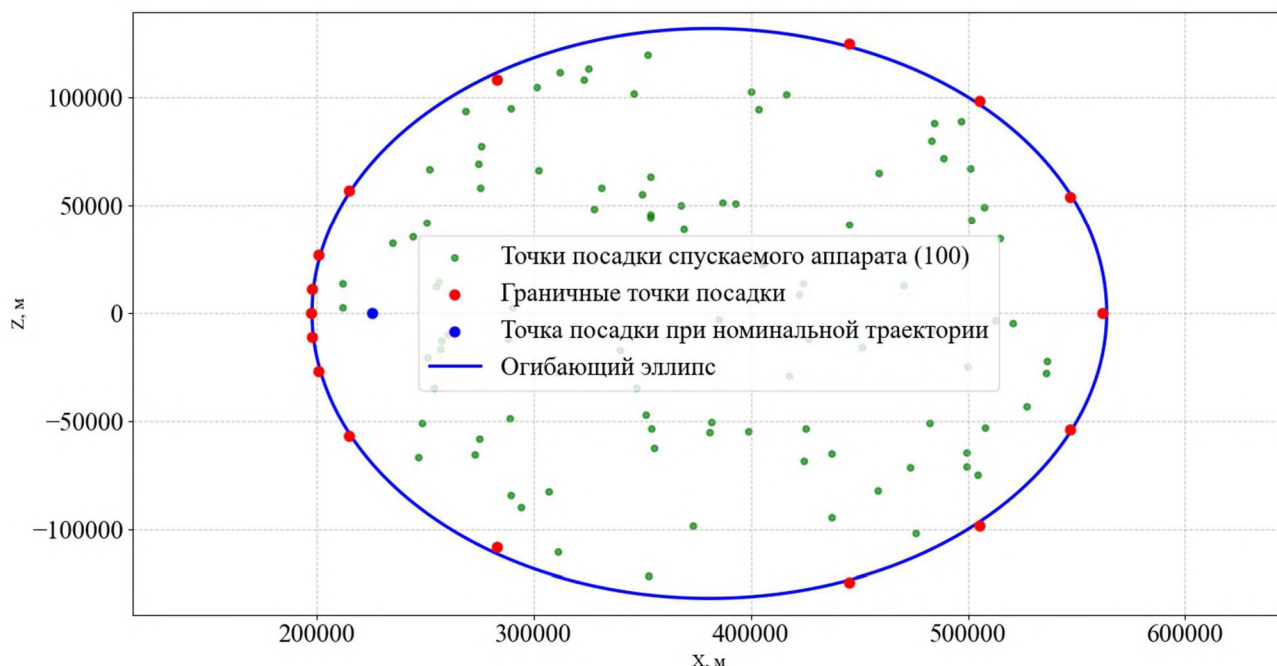


Рисунок 12 — Область реализуемых точек посадки для $\theta_0 = -10^\circ$ и $h = 50$ км

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты диссертационной работы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе выполнено теоретическое обоснование возможности использования внутренних подвижных масс для управления движением СА баллистического типа. Для этого:

1. Разработана математическая модель движения спускаемого аппарата при статически повернутой полезной нагрузке, учитывающая асимметрию распределения масс и неравенство главных моментов инерции. Для вывода уравнений математической модели использована теорема об изменении кинетического момента. Показано, что угловое движение спускаемого аппарата является устойчивым. Данный результат подтвердил реализуемость данного метода управления. Полученный результат сопоставлен с результатами наблюдения движения натурального объекта. Показано качественное соответствие между его смоделированным и натурным поведением.

Составлена математическая модель управляемого движения спускаемого аппарата баллистического типа. Для вывода уравнений математической модели использовано уравнение Лагранжа 2-го рода. Модель описывает как поступательное, так и угловое движение. При выводе уравнений спускаемый аппарат представлен системой из 2-ух связанных твердых тел. Составленная математическая модель позволила рассчитать параметры углового и поступательного движения спускаемого аппарата при выполнении поворота внутренней подвижной массы. Математическая модель устанавливает связь между угловым движением спускаемого аппарата и воздействующими на него моментами внешних сил, а также управляющими моментами. Это позволяет рассчитать необходимые величины управляющих моментов и сформулировать требования к техническим характеристикам поворотного устройства. Полученный результат показал, что характер движения СА при выполнении управления является устойчивым.

2. Обоснован, разработан и реализован программно-аппаратный комплекс полунатурного моделирования, имитирующий угловое движение двух связанных тел под действием управляющих и внешних моментов. На его основе предложена методика верификации математической модели. Разработанная методика включает измерение инерционных характеристик элементов стенда и обработку экспериментальных данных. Рассогласование результатов численного моделирования и результатов измерений показало составило 3,06 %. Полученный результат подтверждает соответствие составленной математической модели, описывающей угловое движение спускаемого аппарата, поведению механической системы под воздействием управляющих моментов и моментов внешних сил.

3. Выполнено численное моделирование траекторий управляемого спуска при различных начальных условиях, включая отклонения угла и точки входа в атмосферу. Показано, что предложенный метод управления позволяет:

- компенсировать отклонения угла входа в диапазоне до $[-7^\circ; +4^\circ]$;
- парировать продольные возмущения по дальности входа в пределах $[-1615285; 102046]$ метров. Величина данной области зависит от высоты начала управления и θ_0 ;
- обеспечивать боковые маневры в диапазоне до ± 131 км.

Полученные результаты подтверждают возможность использования внутренних подвижных масс для управления движением спускаемого аппарата баллисти-

ческого типа. Предложенная методика может быть использована при проектировании малых автоматических космических аппаратов, требующих повышенной точности посадки при сохранении конструктивной простоты и надёжности.

ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Кухаренко, А. С. Верификация уравнений математической модели движения спускаемого аппарата с применением разработанного технического комплекса / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов, С. Н. Кухаренко // Вестник Московского авиационного института. – 2025. – Т. 32, № 3. – С. 185-197.

2. Кухаренко, А. С. Математическая модель углового движения спускаемого аппарата, управляемого смещением центра масс / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов, А. И. Игнатов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2025. – № 7(163). – DOI 10.18698/2308-6033-2025-7-2462.

3. Кухаренко, А. С. Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30, № 3. – С. 174-186. – EDN GMICYL.

4. Корянов, В. В. Влияние неравенства главных моментов инерции на вращательное движение летательного аппарата / В. В. Корянов, А. С. Кухаренко // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2023. – № 2(134). – DOI 10.18698/2308-6033-2023-2-2254.

5. Корянов, В. В. Оценка параметров управляемого движения спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством путем отклонения элементов конструкции / В. В. Корянов, А. С. Кухаренко // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2022. – № 4(124). – DOI 10.18698/2308-6033-2022-4-2174.

6. Кухаренко, А. С. Динамика вращательного движения спускаемого аппарата управляемого методом изменения углового положения полезной нагрузки / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов // XIII Всероссийский Съезд по теоретической и прикладной механике : Сборник тезисов докладов. В 4-х томах, Санкт-Петербург, 21–25 августа 2023 года. – Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, 2023. – С. 602-604. – EDN IMMRNV.

7. Кухаренко, А. С. Движение спускаемого аппарата, управляемого изменением положения центра масс / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов // XLIX Академические чтения по космонавтике : Сборник тезисов, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. В 2-х томах, Москва, 28–31 января 2025 года. – Москва: Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2025. – С. 39-41. – EDN JNFKBD.

8. Кухаренко, А. С. Разработка прототипа стенда отработки систем ориентации и стабилизации космического аппарата / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов // XLVIII Академические чтения по космонавтике: Сборник тезисов посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства, Москва, 23–26 января 2024 года. – Москва: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет

имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)», 2024. – С. 188-190.

9. Кухаренко, А. С. Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов // XLVII Академические чтения по космонавтике 2023 : Сборник тезисов, посвященный памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 24–27 января 2023 года. Том 2. – Москва: Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), 2023.

10. Кухаренко, А. С. Управление движением спускаемого аппарата путем поворота полезной нагрузки / А. С. Кухаренко, В. В. Корянов // XLVI Академические чтения по космонавтике : Сборник тезисов, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. В 4-х томах, Москва, 25–28 января 2022 года. Том 3. – Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2022. – С. 94-97.

11. Корянов, В. В. Механика управляемого полёта спускаемого аппарата с аэроупругими элементами за счет поворота полезной нагрузки / В. В. Корянов, А. С. Кухаренко // К.Э. Циолковский. История и современность : Материалы 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 20–22 сентября 2022 года. Том Часть 1. – Калуга: Индивидуальный предприниматель Стрельцов Илья Анатольевич, 2022. – С. 293-297.

12. Кухаренко, А. С. Управляемый посредством смещения центра масс полет спускаемого аппарата оснащенного надувным тормозным устройством / А. С. Кухаренко // Идеи Циолковского в теориях освоения космоса : Материалы 58-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 19–21 сентября 2023 года. – Калуга: ИП Стрельцов И.А., 2023. – С. 257-261.

13. Кухаренко, А. С. Угловое движение спускаемого аппарата с управлением внутренней подвижной массой / А. С. Кухаренко // К.Э. Циолковский: ключевые идеи и современные достижения космонавтики : Материалы 59-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 17–19 сентября 2024 года. – Калуга: Эйдос, 2024. – С. 232-235.

14. Корянов, В. В. Концепция применения надувных устройств для перспективных малых автоматических космических аппаратов с механическим управлением движением / В. В. Корянов, А. С. Кухаренко // Созвездие Роскосмоса: траектория науки : Материалы II Отраслевой научно-практической конференции, Красноярск, 04–06 октября 2023 года. – Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева", 2023. – С. 41-42.