

На правах рукописи

Козин Филипп Александрович

**Моделирование работы алгоритмов управления движением
наноспутников на аэродинамическом столе**

Специальность 1.2.2. – Математическое моделирование,
численные методы и комплексы программ

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва — 2023

Работа выполнена в Федеральном государственном учреждении
«Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики
им. М.В. Келдыша Российской академии наук»

Научный руководитель: **Иванов Данил Сергеевич**
кандидат физико-математических наук, доцент,
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН,
старший научный сотрудник отдела № 7 «Динамика
космических систем»

Официальные оппоненты: **Морозов Виктор Михайлович**
доктор физико-математических наук, профессор,
Научно-исследовательский институт механики Московского
государственного университета имени М.В. Ломоносова,
главный научный сотрудник «Лаборатории навигации и
управления»

Щеглов Георгий Александрович
доктор технических наук, профессор,
ФГБОУ ВО «Московский государственный технический
университет имени Н.Э. Баумана (национальный
исследовательский университет)»,
профессор кафедры «Аэрокосмические системы»

Ведущая организация: **Федеральное государственное автономное
образовательное учреждение высшего образования
«Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С.П. Королева»**

Защита диссертации состоится «12» октября 2023 г. в 11:00 на заседании
диссертационного совета 24.1.237.01, созданного на базе ИПМ им. М.В.
Келдыша РАН, расположенного по адресу: 125047, г. Москва, Миусская пл., д.4.

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

Автореферат разослан « » _____ 2023 г.

Ученый секретарь диссертационного совета 24.1.237.01
кандидат физико-математических наук

Корнилина М.А.

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования

Перед запуском космического аппарата (КА) все его системы проходят через ряд лабораторных испытаний для подтверждения работоспособности. В частности, системы управления движением тестируются с помощью стендов с использованием аэродинамических подвесов, позволяющих в некотором виде имитировать условия орбитального полета. Стенды с аэродинамическим столом с помощью воздушной подушки обеспечивают свободное плоское движение макетов КА. Такие лабораторные стенды с помощью моделирования работы бортовых алгоритмов позволяют исследовать характеристики движения в задачах стыковки, управления относительным движением наноспутников в групповом полете, а также позволяют исследовать работоспособность средств посадки, манипуляторов и тросовых систем. Настоящая работа лежит в русле актуальной темы по созданию программно-алгоритмических средств для исследования алгоритмов управления движением макетов на стенде.

В литературе представлено множество работ с результатами экспериментов по моделированию управляемого движения макетов КА на аэродинамическом столе в рамках исследования и отработки бортовых алгоритмов. Большинство подобных работ проводится в зарубежных университетах и исследовательских институтах: Politecnico di Milano, California Institute of Technology, Technion University, Roma University, Space Research Centre of the Polish Academy of Sciences, Massachusetts Institute of Technology и во многих других. В отечественных организациях существует несколько подобных стендов, но исследовательская работа проводится только на стенде в ИПМ им. М.В. Келдыша. Различными задачами лабораторного моделирования движения малых спутников занимались многие отечественные и зарубежные учёные: В.Я. Геча, Г.А. Аванесов, Е.А. Микрин, И.В. Белоконов, С.О. Карпенко, М. Sabatini, М. Lavagna, Н. Schaub, D. Bindel и многие другие. Обзор литературы выявил ряд особенностей программных комплексов для реализации проводимых экспериментов. Под каждую задачу обычно разрабатывается отдельная архитектура управляющей программы. Используется разрозненный набор программно-технических средств для различных подсистем, например, для обработки измерений независимой системы оценки движения, для бортовых алгоритмов управления актуаторами, и для обработки измерений бортовых датчиков. Программы управления во многих работах собираются в виде отдельной C-совместимой библиотеки MATLAB. В архитектуре программ не заложена возможность изменения количества макетов в эксперименте.

В настоящей диссертационной работе предложены математические модели движения макетов на аэродинамическом столе, модель тяги вентиляторных двигателей, используемых для имитации управляющего воздействия, и модель навигационной системы. Разработан программный комплекс для моделирования управляемого движения макетов КА, позволяющий проводить эксперименты с произвольным числом макетов на аэродинамическом столе.

Цели и задачи исследования

Целью настоящей работы является создание программно-алгоритмических средств для проведения экспериментов по моделированию работы алгоритмов управления относительным движением макетов наноспутников на лабораторном стенде с аэродинамическим столом.

Для этого решены следующие задачи:

1. Разработка математических моделей движения макетов на аэродинамическом столе, математической модели исполнительных элементов и математической модели навигационной системы, выбор и адаптация численных методов для моделирования системы и обработки измерений.
2. Разработка метода валидации предложенных математических моделей на основе данных лабораторных экспериментов.
3. Создание программного комплекса и реализация алгоритмов для проведения экспериментов по управлению движением макетов наноспутников на аэродинамическом столе.
4. Разработка метода интерпретации результатов лабораторных экспериментов по исследованию алгоритмов управления относительным движением макетов для задач активного увода объектов космического мусора.

Научная новизна диссертационной работы заключается в разработанной модели движения под действием вентиляторных двигателей с учетом эффективного угла установки. Создан программный комплекс, позволяющий реализовать эксперименты на лабораторном стенде с произвольным числом макетов, при этом его архитектура является единой для расширяемого набора экспериментов по управлению групповым полётом спутников. Предложен метод интерпретации результатов экспериментов на стенде с аэродинамическим столом. В рамках работы получены новые результаты лабораторного исследования работоспособности алгоритмов управления для задачи стыковки с объектом космического мусора с использованием алгоритмов на основе метода виртуальных потенциалов и на основе метода SDRE (State-Dependent-Riccati-Equation).

Теоретическая значимость работы заключается в том, что предложенные модели движения макетов на аэродинамическом столе, тяги вентиляторных двигателей и навигационной системы позволяют исследовать работоспособность алгоритмов управления КА в плоскости орбиты в задачах группового полёта. **Практическая значимость работы** заключается в том, что результаты лабораторных исследований алгоритмов управления движением могут быть учтены при разработке миссий по уводу объектов космического мусора с околоземной орбиты с использованием малых спутников. В частности, на стенде были проведены исследования управляемого движения для разрабатываемой миссии по наблюдению за объектом космического мусора.

Методы исследования

При создании математических моделей движения макетов использовались методы теоретической и небесной механики, математического анализа и математической статистики. Для навигационной системы использовались методы машинного зрения и проективной геометрии. При создании программного комплекса использовалась клиент-серверная архитектура, содержащая набор классов и методов, основанных на объектно-ориентированном подходе.

Достоверность и обоснованность результатов

Обоснованность результатов обеспечивается с помощью проведенной валидации предложенных математических моделей с использованием численного моделирования управляемого движения и с использованием результатов экспериментов на лабораторном стенде. Достоверность результатов исследования алгоритмов управления движением подтверждается результатами интерпретации экспериментов.

Апробация работы

Результаты диссертационного исследования докладывались на следующих научных конференциях и семинарах:

1. 62-ая, 63-ая научная конференция МФТИ (Долгопрудный, 2019, 2020);
2. XLVI Академические чтения по космонавтике (Москва, 2022);
3. Международный семинар «Навигация и управление движением» (Самара, 2020);
4. 5th IAA Conference on University Satellite Missions and CubeSat Workshop (Roma, 2020);
5. 71st and 72st International Astronautical Congress (CyberSpace Edition, 2020, Dubai, 2021);

6. Научные семинары 7-го и 15-го отделов ИПМ им. М.В. Келдыша РАН.

Личный вклад соискателя

В работах [1,3-5, 7-10] вклад диссертанта заключался в разработке математической модели движения макета на аэродинамическом столе, реализации программного комплекса и проведении экспериментального исследования алгоритмов в задаче стыковки с макетом космического мусора и наблюдения макета космического мусора. В работе [6] диссертантом был проведен сравнительный анализ двух подходов к управлению в задаче активного увода космического мусора. В [11] вклад диссертанта заключается в реализации программного комплекса для проведения экспериментов на аэродинамическом столе. Содержание диссертационной работы и основные положения, выносимые на защиту, отражают вклад автора в опубликованные работы и получены лично автором. Постановки задач предложены научным руководителем.

Публикации

По теме диссертации автором опубликовано 11 печатных работ. Из них 6 публикаций — в изданиях, включенных в перечень ВАК; 6 — в изданиях, индексируемых в Scopus; 3 — в изданиях, индексируемых в Web of Science. Зарегистрирован программный комплекс в ФГУ ФИПС.

Список работ приведён в конце автореферата.

Диссертационная работа соответствует паспорту специальности (ПС)

1.2.2 – математическое моделирование, численные методы и комплексы программ по ряду направлений. Работа посвящена разработке моделей, необходимых для проведения моделирования движения макетов на аэродинамическом столе (направление 1 ПС). Для проведения экспериментов были реализованы численные методы, в частности метод Ньютона и алгоритмы на основе фильтра Калмана, которые вошли в программный комплекс (направление 3 ПС). Был предложен и использован метод валидации математической модели тяги вентиляторных двигателей (направление 5 ПС), а также разработан и применен метод интерпретации результатов эксперимента на аэродинамическом столе (направление 4 ПС).

Объем и структура диссертации. Объем диссертационной работы составляет 134 страницы. Работа включает в себя 83 рисунка и 8 таблиц. Список литературы содержит 79 наименований. Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения и списка использованной литературы.

Содержание работы

Во введении представлен обзор экспериментальных стендов для моделирования орбитального движения КА, а также программных комплексов, использующихся для работы со стендами. Проанализированы описанные в литературе системы и алгоритмы управления движением макетов, и средства определения движения макетов.

В **первой главе** приводится описание экспериментального стенда КОСМОС (КОмплекС для МОделирования движения Спутников), разработанного компанией ООО «Спутникс» по заказу ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Приводится описание предложенных моделей движения макетов, модели управляющих воздействий актюаторов, модели измерений датчиков, а также описаны используемые численные методы для интегрирования уравнений движения и для определения параметров движения. Эти модели необходимы для построения алгоритмов управления, для проведения проверки их работоспособности с помощью численного моделирования и последующей программной реализации алгоритмов на борту макетов с помощью набора функций.

Внешний вид стенда изображен на рис. 1. Под поверхностью стола расположен воздуховод, где при помощи промышленного вентилятора создается избыточное давление атмосферного воздуха. Воздух выходит через отверстия в поверхности стола, создавая таким образом воздушную подушку под плоским основанием макетов. Размер стола составляет 1.5 на 2 метра.

На аэродинамическом столе располагаются макеты наноспутников, на рис. 1 представлены два типа макетов. Система управления макетами строится на элементной основе конструктора Орбикрафт, разработанной ООО «СПУТНИКС». Функциональный макет системы управления содержит:

- бортовой компьютер *Raspberry PI B+*;
- систему энергопитания, включающую в себя аккумулятор и блок управления питанием;
- систему передачи команд на управляющие элементы и сбора телеметрии с датчиков;
- управляющие актюаторы: 4 вентилятора, имитирующих двигатели тяги;
- *Wi-Fi*-канал связи.

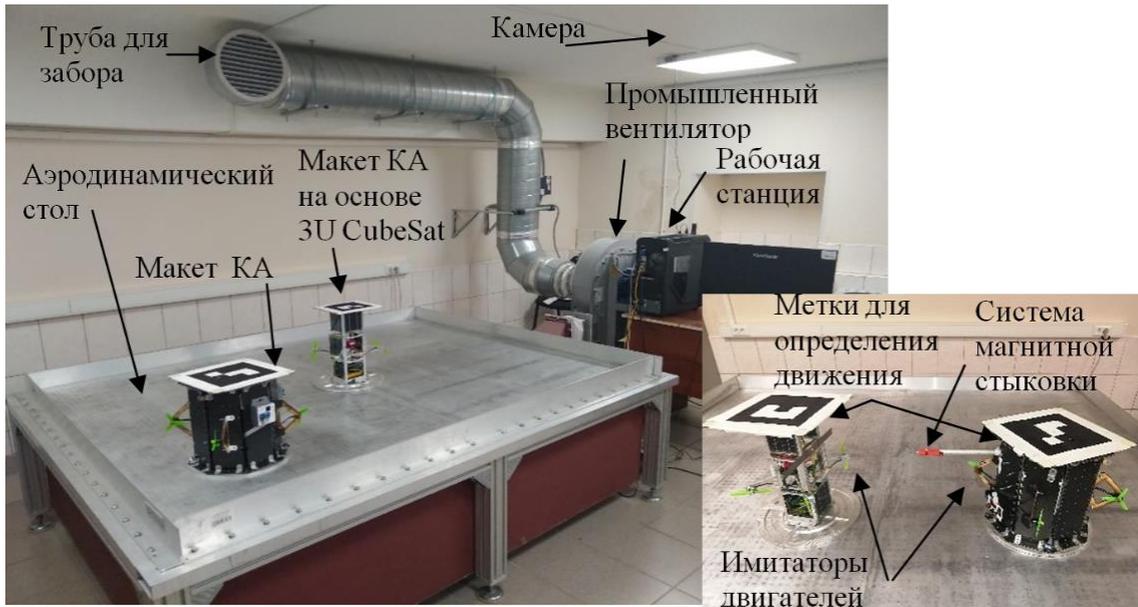


Рис. 1. Стенд с аэродинамическим столом в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

На верхней крышке каждого макета закреплена специальная контрастная метка в виде *Aruco*-кода для определения движения. Над столом установлена веб-камера, по обработке снимков которой на стационарном компьютере определяется положение и ориентация макетов на столе, а также их линейная и угловая скорость. Эти измерения пересылаются по *Wi-Fi* на бортовой компьютер макетов, и по ним рассчитываются управляющие команды для актюаторов. Эта система также может быть использована как система независимого определения движения макетов. На рабочей станции осуществляется общее управление экспериментом, регистрируется и обрабатывается положение макетов на столе при помощи камеры и меток, передаются данные о положении макетов на макеты и ведется логирование эксперимента – видеозапись и вектор состояния каждого макета во времени.

Стенд с аэродинамическим столом позволяет лишь частично имитировать орбитальные условия движения. В задачах группового полёта наноспутников относительное движение при малых относительных расстояниях на околокруговых орбитах описывается уравнениями Хилла-Клохесси-Уилтшира:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= -2\dot{y}\omega, \\ \ddot{y} &= 2\dot{x}\omega + 3y\omega^2, \\ \ddot{z} &= -z\omega^2.\end{aligned}\tag{1}$$

Здесь $\mathbf{r} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1 = (x, y, z)^T$ – радиус-вектор одного из космических аппаратов относительно второго космического аппарата в орбитальной системе координат, ω – орбитальная угловая скорость. Начало орбитальной системы координат *OXYZ* (рис. 2) находится на опорной круговой орбите, точка *O* вращается с постоянной угловой скоростью ω , ось *OY* направлена вдоль радиус-вектора

точки O из центра Земли O_E , ось OZ противоположно направлена вектору орбитального кинетического момента точки O и перпендикулярна плоскости орбиты, ось OX дополняет правую тройку.

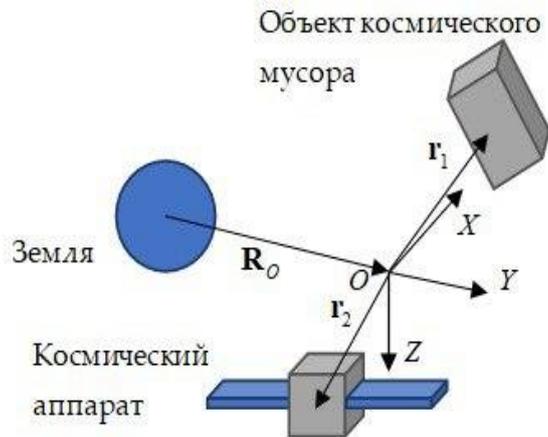


Рис. 2. Орбитальная система координат

Так как в большинстве задач управления групповым полётом требуется достичь ограниченных относительных траекторий, то движение в направлении оси OZ часто не рассматривается. В этом случае движение в плоскости OXY соответствует движению в плоскости орбиты. Таким образом, на плоскости аэродинамического стола представляется возможным имитировать свободное орбитальное движение в плоскости орбиты, где правая часть уравнений (1) реализуется с помощью воздействий от вентиляторов. В случае имитации управляемого орбитального движения к прилагаемым воздействиям добавляются дополнительные слагаемые согласно алгоритму управления. Таким образом, уравнения управляемого движения макетов на аэродинамическом столе имеют вид:

$$\begin{aligned}\ddot{x} &= u_{ox} + u_x, \\ \ddot{y} &= u_{oy} + u_y,\end{aligned}\tag{2}$$

где $u_{ox} = -2\dot{y}\omega$, $u_{oy} = 2\dot{x}\omega + 3y\omega^2$ – компоненты ускорения для имитации орбитального движения, реализуемые вентиляторами, $\mathbf{u} = [u_x, u_y]^T$ – вектор управляющего ускорения в плоскости орбиты.

Второй подход заключается в том, что ускорения, соответствующие орбитальной динамике, рассматриваются как возмущения, которые парируются управляющими воздействиями. Такой подход считается допустимым во время моделирования коротких по времени экспериментов по управлению относительным движением, например, в задачах стыковки. В этом случае уравнения управляемого движения будут иметь следующий вид:

$$\ddot{x} = u_x,$$

$$\ddot{y} = u_y,$$

то есть, управляющее ускорение полностью определяет траекторию движения согласно этой модели. Оба подхода применяются в различных реализованных экспериментах.

Орбитальное угловое движения космических аппаратов также не может быть полностью промоделировано в условиях лабораторного стенда. В общем случае динамические уравнения движения космического аппарата описываются уравнениями Эйлера:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M},$$

Здесь \mathbf{J} – это тензор инерции, $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости связанной с космическим аппаратом системы координат относительно инерциальной системы координат, \mathbf{M} – вектор момента внешних сил. Угловое движения космического аппарата имеет три степени свободы. Однако, при движении по плоскости аэродинамического стола макеты имеют только одну угловую степень свободы. Несмотря на значительные ограничения в возможностях имитации орбитального углового движения, одноосное движение позволяет промоделировать некоторые упрощенные варианты алгоритмов управления.

Для имитации работы двигателей малой тяги в лабораторных условиях используются вентиляторные двигатели. С помощью вентиляторных двигателей создается вектор силы в горизонтальной плоскости, позволяющий создавать управляющее ускорение центра масс макета для движения по аэродинамическому столу. Двигатели установлены на макете таким образом, что они создают и управляющий момент силы относительно вертикальной оси. На макете выбрана схема расположения 4-х вентиляторных двигателей.

В работе используется модель тяги вентиляторных двигателей в виде:

$$F = \frac{1}{2} S \rho (V_e^2 - V^2),$$

где V – скорость воздуха до входа в вентилятор, V_e – скорость воздуха после выхода из вентилятора, ρ – плотность воздуха, S – площадь диска вентилятора. В работе разработана модель движения макета под действием одного из вентиляторов с учетом эффективного угла приложения вектора тяги:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (B - AV^2) \cos(\varphi - \varphi_0) / m + a_x, \\ \ddot{y} &= (B - AV^2) \sin(\varphi - \varphi_0) / m + a_y, \\ \ddot{\varphi} &= C(B - AV^2) + \varepsilon_\varphi, \end{aligned} \quad (3)$$

где x, y, φ – положение и ориентация макета на аэродинамическом столе, φ_0 –

ориентация вектора тяги вентилятора в связанной системе координат, $A = S\rho / 2$, $B = S\rho V_e^2 / 2$, $C = R / I$, R – плечо действия тяги двигателя, I – момент инерции макета относительно вертикальной оси, a_x, a_y – возмущающие ускорения в плоскости стола, действующие на центр масс макета, ε_φ – угловое возмущающее ускорение.

Для этой модели вентиляторов скорость воздуха после выхода из вентилятора является функцией от управляющей команды $V_e = V_e(\tilde{u})$, где \tilde{u} – это управляющая команда. Для каждого управляющего воздействия был определен свой эффективный угол направления тяги $\varphi_0(\tilde{u})$ по результатам обработки калибровочного эксперимента. С помощью 4-х вентиляторов было реализовано требуемое воздействие согласно алгоритму управления в основных экспериментах.

В работе разработана модель навигационной системы для определения движения макетов систем управления с помощью обработки видеоизображения. На стенде установлена оптическая камера, в поле зрения которой попадает вся поверхность стола. В работе используется модель камеры, состоящая из тонкой собирающей линзы и ПЗС-матрицы (прибор с зарядовой связью). Связь между радиус-вектором наблюдаемой точки в системе координат камеры \mathbf{q} и радиус-вектором \mathbf{Q}^c в системе координат, связанной со столом, имеет следующий вид:

$$\mathbf{q} = \frac{1}{\tilde{Z}} GM (\tilde{A} \mathbf{Q}^c + \mathbf{R}), \quad (4)$$

где \tilde{A} – матрица перехода между координатами, \mathbf{R} – радиус-вектор между центрами систем координат, \tilde{Z} – координата наблюдаемой точки вдоль оси Z в системе, связанной с камерой, M – это матрица внутренних параметров камеры, G – матрица дисторсионных искажений камеры. На рис. 3 представлены системы координат, связанные со столом и с камерой.

В работе реализована навигационная система, которая с использованием модели (4) по координатам метки на изображении \mathbf{q} вычисляет координаты центра метки \mathbf{Q}^c и угол ориентации φ в системе координат, связанной с аэродинамическим столом.

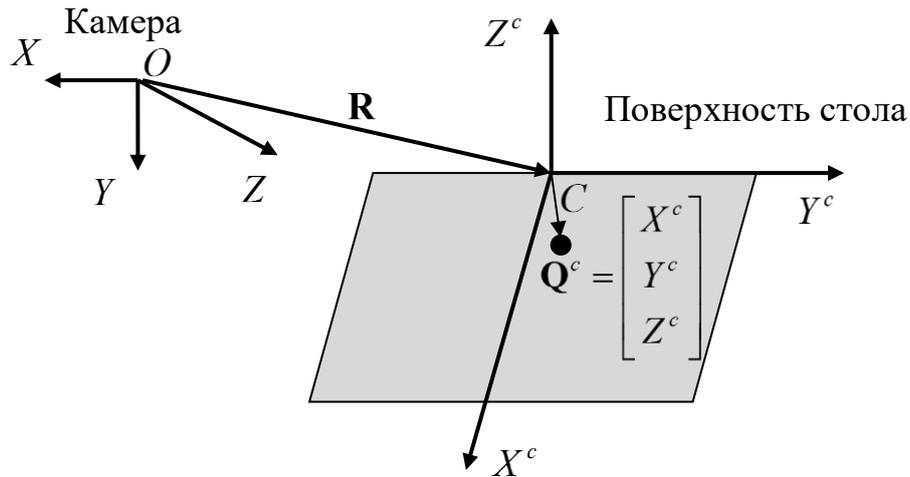


Рис. 3. Системы координат, связанные со столом и с камерой

Для работы исследуемых алгоритмов управления с обратной связью требовалось получить на каждом такте управления информацию о положении и скорости макетов с заданной точностью. Для оценки вектора состояния макетов по зашумленным измерениям навигационной системы был разработан алгоритм на основе фильтра Калмана, который позволяет в режиме реального времени определять параметры движения, оптимальные по среднеквадратическому критерию. Вектор состояния макета включает в себя координаты и скорости центра масс макета, а также угол поворота макета и угловую скорость:

$$\mathbf{x} = [x, y, \varphi, \dot{x}, \dot{y}, \dot{\varphi}]^T.$$

С использованием модели (2) уравнения движения можно записать в виде:

$$\dot{\mathbf{x}} = F\mathbf{x} + B\mathbf{u} + D\mathbf{d}, \quad (5)$$

где F – матрица динамики, B – матрица управления, D – матрица влияния возмущений, $\mathbf{d} = [a_x, a_y, \varepsilon_\varphi]^T$ – вектор возмущений. Матрица динамики имеет различный вид в зависимости от используемой модели, например для (2):

$$F = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & E_{3 \times 3} \\ F_{21} & F_{22} \end{bmatrix}, \quad F_{21} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 3\omega^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad F_{22} = \begin{bmatrix} 0 & -2\omega & 0 \\ 2\omega & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

где $E_{3 \times 3}$ – единичная матрица размера 3 на 3. Матрицы управления и влияния возмущений имеют вид:

$$B = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ E_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ E_{3 \times 3} \end{bmatrix}.$$

На этапе прогноза вектора состояния в фильтре Калмана использовалась модель (5), в которую в зависимости от алгоритма управления добавлялось текущее управляющее ускорение \mathbf{u} . Вектор возмущений \mathbf{d} рассматривается как

сумма известного по результатам калибровки стола возмущения и случайной составляющей с нормальным распределением вероятности и ковариационной матрицей Q . Оценка ковариационной матрицы для каждого макета Q была получена также в результате калибровочного эксперимента, например, для макета на основе 3U кубсата она имеет вид:

$$Q = \text{diag} \left[0.0025 \text{ м}^2 / \text{с}^4 \quad 0.0025 \text{ м}^2 / \text{с}^4 \quad 0.0006 \text{ рад}^2 / \text{с}^4 \right].$$

Так как навигационная система предоставляет информацию о положении центра масс макета и угле поворота, то в фильтре Калмана используется следующая модель измерений:

$$\mathbf{z} = H\mathbf{x} + \delta\mathbf{z},$$

где H – матрица измерений, имеющая следующий вид:

$$H = \begin{bmatrix} E_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix},$$

$\delta\mathbf{z}$ – вектор случайных ошибок измерений, распределённый согласно нормальному закону с ковариационной матрицей R . Среднеквадратические ошибки измерений для навигационной системы в середине стола составляют 0.3 мм по положению и 0.1 градус по углу и зависят от расстояния до камеры.

Разработанный фильтр Калмана реализован на бортовом компьютере каждого макета. Частота оценки вектора состояния соответствует частоте получения измерений от навигационной системы и составляет около 20 Гц. В результате экспериментальных оценок точности работы фильтра Калмана в случае неподвижного макета были получены следующие значения среднеквадратических ошибок: по положению 0.3 мм, по углу 0.25 градуса, по линейной скорости 0.17 мм/с и по угловой скорости 0.07 град/с. В случае движения макета ошибки возрастают в зависимости от скорости макета.

Для моделей навигационной системы и модели тяги вентиляторных двигателей были получены оценки параметров системы в результате калибровочных экспериментов на столе. В частности, для оценки параметров $\hat{\xi} = [A, B, C, \varphi_0]^T$ модели тяги вентиляторных двигателей (3) проводилась минимизация суммы квадратов разности измерений $\mathbf{z}_i(t_i)$ и прогноза измерений $\hat{\mathbf{z}}_i = \hat{\mathbf{z}}_i(\hat{\mathbf{x}}_0, \hat{\xi}, t_i)$, полученного в результате интегрирования модели движения (3) с вектором начальных условий $\hat{\mathbf{x}}_0$ на момент получения первого вектора измерений:

$$\left[\hat{\mathbf{x}}_0, \hat{\xi} \right] = \min_{\left[\mathbf{x}_0, \xi \right]} \Phi, \quad \Phi(\mathbf{x}_0, \xi) = \sum_{i=1}^N a_i (\hat{\mathbf{z}}_i - \mathbf{z}_i)^2, \quad (6)$$

где $a_i > 0$ – весовые коэффициенты, N – количество векторов измерений.

Минимизация функции (6) производилась с помощью прямого метода Ньютона. Оценка вектора $\boldsymbol{\eta} = [\mathbf{x}_0^T, \boldsymbol{\xi}^T]^T$, обеспечивающая минимизацию Φ , вычислялась в результате итерационной процедуры

$$\hat{\boldsymbol{\eta}}_{k+1} = \hat{\boldsymbol{\eta}}_k - \tilde{H}_k^{-1} \mathbf{f}_k,$$

где \mathbf{f}_k – полученный численно вектор градиента функции Φ при текущем значении $\hat{\boldsymbol{\eta}}_k$, \tilde{H}_k – гессиан функции Φ . Итерационная процедура останавливалась, если $|\Phi(\hat{\boldsymbol{\eta}}_k) - \Phi(\hat{\boldsymbol{\eta}}_{k-1})| < \varepsilon$, где параметр ε был задан равным 10^{-12} .

В работе предложена методика валидации модели управляемого движения макета на аэродинамическом столе и модели навигационной системы. Общая схема методики изображена на рис. 4. В результате обработки результатов калибровочных экспериментов была проведена оценка параметров математической модели тяги двигателей (3). Далее, с использованием полученных параметров модели проводилось сравнение траектории, полученной в результате расчетов, с траекторией макета во время валидирующего эксперимента. При отклонении траекторий, сравнимой с ошибками измерений навигационной системы, модель считалась валидированной. В противном случае производилась доработка модели. В частности, в процессе валидации модели тяги двигателя в модель был добавлен эффективный угол направления вектора тяги.

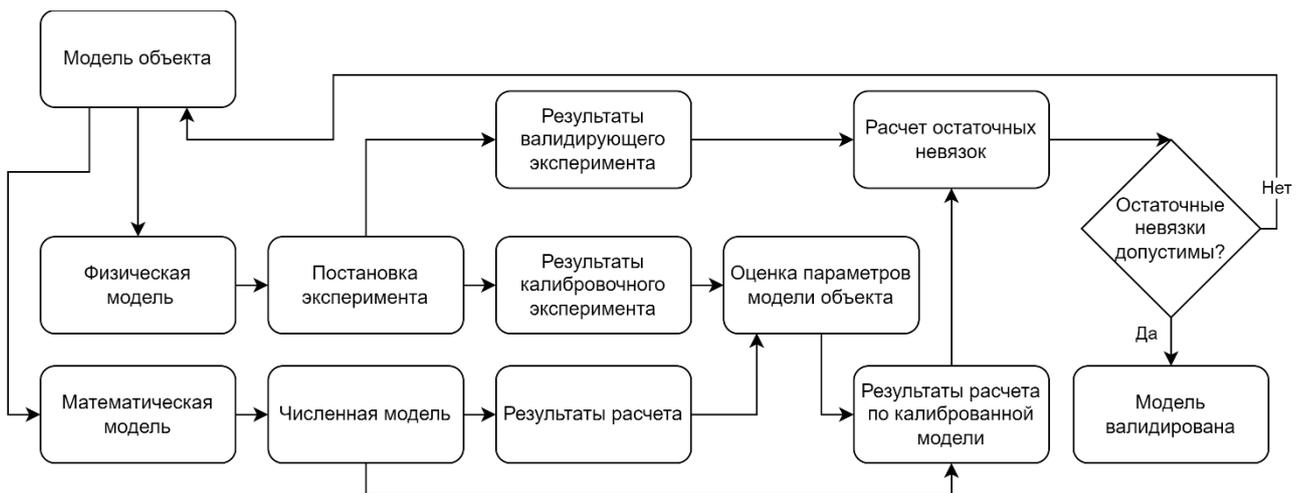


Рис. 4. Схема методики для валидации модели движения

Во второй главе описана архитектура созданного программного комплекса для управления стендом. Описана реализация архитектуры в классах и функциях программ комплекса. Программный комплекс был разработан на языке программирования C++ с целью проведения требуемых экспериментов по

управлению групповым полетом КА на аэродинамическом столе. Его архитектура позволяет дополнять библиотеку реализаций экспериментов новыми блоками в соответствии с требованиями к тестируемым алгоритмам управления. Программный комплекс развернут на стационарной ЭВМ (электронная вычислительная машина) в виде программы *station* (станция) и на бортовом компьютере каждого участвующего в эксперименте макета КА в виде программы *sat* (макет). Из входных параметров станция получает конфигурацию эксперимента и параметры навигационной системы, соединяется с программами макетов по *Wi-Fi* и инициализирует их данными из конфигурации эксперимента. Программы на макетах запускаются *bash*-скриптом с ЭВМ, на которой расположена станция, и ожидают подключения к станции. При успешной инициализации программ макетов станция может запустить и остановить проведение эксперимента. В ходе эксперимента станция ведет запись состояния эксперимента, времени и параметров движения макетов, а также ведет запись видеоизображения с камеры, используемой для навигации макетов. Общая блок-схема взаимодействия станции и макетов изображена на рис. 5.

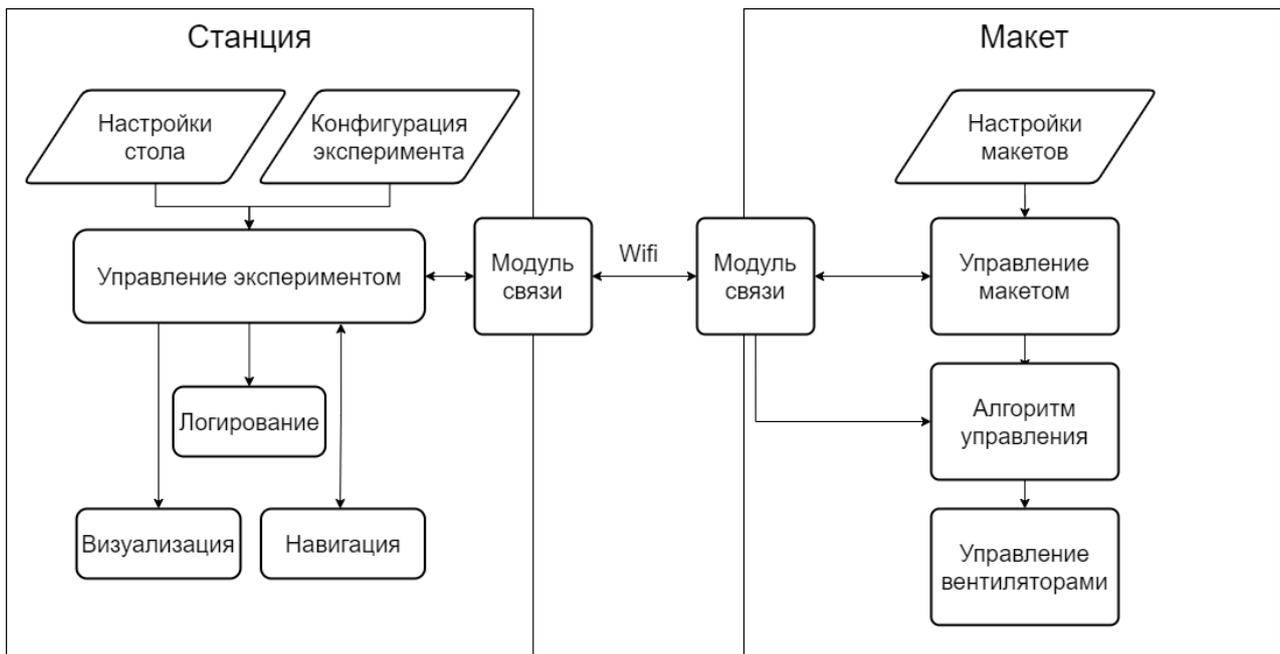


Рис. 5. Общая блок-схема программного комплекса, взаимодействие частей комплекса и функциональность станции и макетов

Система классов и функций программного комплекса представлена на рис. 6. Класс *Station* программы *station* реализует логику работы станции. Он содержит в себе пользовательский интерфейс для управления экспериментом (рис. 7) и вывод изображения с камеры с разметкой участвующих в эксперименте макетов, обработку этого изображения для вычисления положения макетов на столе, читает конфигурационные файлы и инициализирует экземпляр класса

Experiment согласно заданной конфигурации эксперимента и ведет запись результатов эксперимента.

Класс *Experiment* реализует управление экспериментом и навигацию макетов на столе. По командам от класса *Station* осуществляется запуск и остановка эксперимента. В ходе проведения эксперимента проводится оценка вектора состояния макетов на столе с использованием фильтра Калмана на основе обработки изображений *Aruco*-меток. Результаты передаются в класс *Sat*, который реализует отправку сообщений на макет.

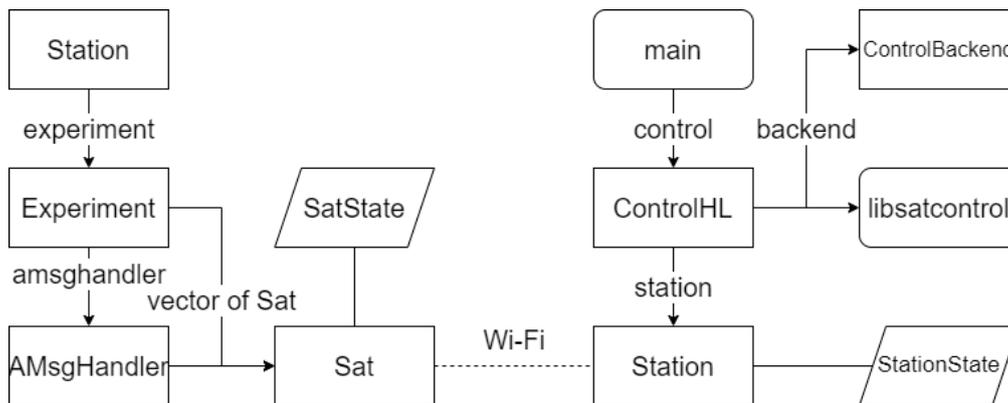


Рис. 6. Система классов и функций программного комплекса

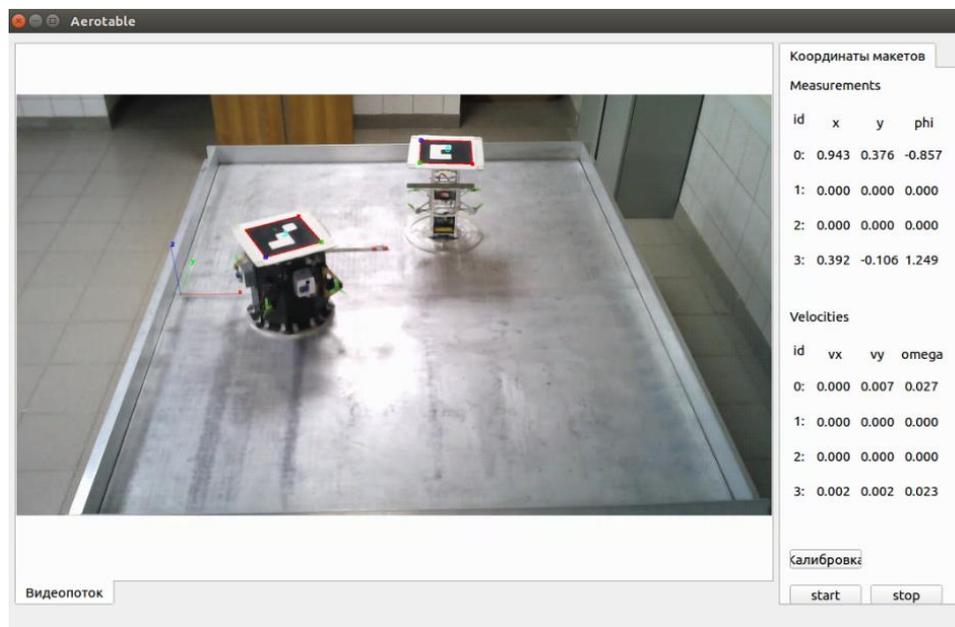


Рис. 7. Пользовательский интерфейс станции

Для корректной работы навигационной системы проводилась предварительная оценка параметров искажений оптики камеры, определялись фактическое фокусное расстояние и размер пикселя матрицы камеры. При нажатии кнопки *Калибровка* с использованием *Aruco*-меток проводилось

вычисление положения камеры относительно системы координат, связанной с поверхностью стола.

При разработке применялся ряд готовых открытых компонентов, в том числе: библиотеки *Qt*, *OpenCV*, *FITPACK* и др. Программный комплекс собирается на Linux-совместимой системе компилятором, совместимым с архитектурой x86, для программы *station* и кросс-компилятором, совместимым с архитектурой ARM компьютера *Raspberri Pi 3*, для программы *sat*.

В третьей главе описана разработанная методика интерпретации результатов экспериментов, приводятся результаты валидации алгоритмов управления на основе данных лабораторных экспериментов, описана программная реализация алгоритмов управления и проведена интерпретация результатов лабораторных экспериментов согласно разработанной методике. С помощью разработанного программного комплекса на лабораторном стенде был проведен ряд экспериментов, которые можно разделить на два класса: калибровочные эксперименты, в рамках которых определяются параметры моделей, и эксперименты по тестированию алгоритмов управления относительным движением макетов.

Для определения параметров модели тяги вентиляторных двигателей в составе макета системы управления использовалась следующая методика с использованием стенда на аэродинамическом столе. В начальный момент времени макет располагался неподвижно на поверхности стола и включался один из двигателей с заданной командой \tilde{u} , макет начинал двигаться согласно уравнениям движения (3). Положение и ориентация макета на поверхности стола отслеживались с помощью навигационной системы. Вектор параметров модели определялся с помощью методики, описанной в первой главе. На рис. 8 представлен пример траекторий макета под действием одного вентилятора и результаты расчетов согласно модели (3). Величина остаточных невязок сравнима с точностью навигационной системы (σ случайной ошибки 0.3 мм, систематическая ошибка до 9 мм), поэтому, согласно описанной в главе 1 методике, предложенная модель успешно прошла валидацию. В результате калибровочного эксперимента была получена зависимость $V_e = V_e(\tilde{u})$. После проведения серии таких запусков макета для значений управления с некоторым шагом были получены параметры модели тяги вентиляторов. Эти параметры были аппроксимированы с помощью квадратичной зависимости. На рис. 9 изображена величина тяги каждого двигателя в зависимости от управляющего безразмерного входного параметра, который варьируется от 0.55 (минимальная управляющая команда) до 1 и аппроксимирующая квадратичная зависимость. Тяга для каждого из 4-х двигателей изменяется немного по-разному, что может быть объяснено особенностями их производства.

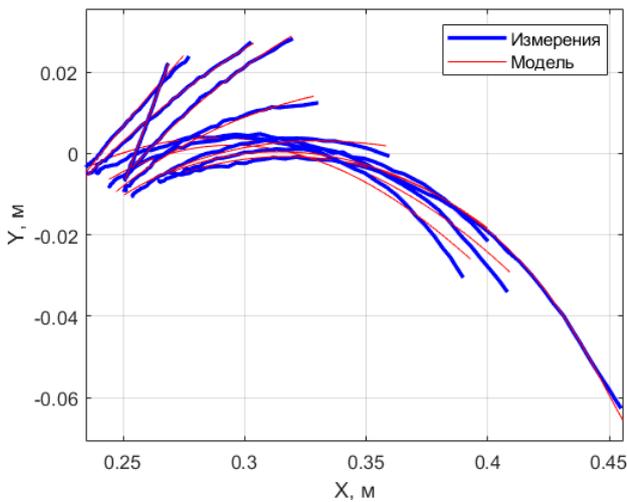


Рис. 8. Траектории движения макета на столе под действием одного из вентиляторных двигателей

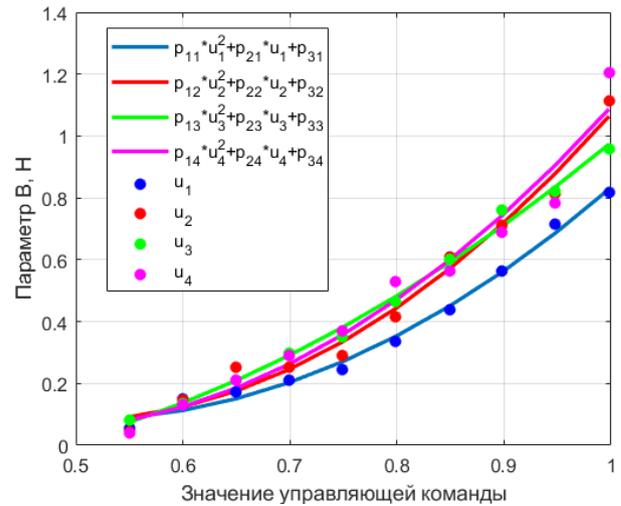


Рис. 9. Величина параметра B модели тяги для каждого из четырех вентиляторов макета при разных значениях управляющей команды

Движение макетов на столе не полностью соответствует движению спутников на орбите, но этапы выполнения алгоритмов являются одинаковыми. В работе была предложена методика интерпретации результатов экспериментов для валидации логики работы алгоритмов управления движением. Схема методики интерпретации представлена на рис. 10.



Рис. 10. Схема методики интерпретации эксперимента

Успешное прохождение всех этапов алгоритма позволяет сделать заключение о его работоспособности. Не пройденный этап алгоритма является сигналом либо проблемы реализации, либо неработоспособности алгоритма управления для заданных параметров системы. В первом случае можно провести

исследование характеристик управляемого движения макета, а во втором случае выявить границы применимости алгоритма управления.

Один из основных экспериментов по стыковке макета КА с объектом космического мусора использует управление на основе метода виртуальных потенциалов. На макете активного космического аппарата реализуется управление, согласно которому траектория движения активного макета такова, что расстояние между макетами остается постоянным, а система магнитной стыковки ориентирована в направлении на центр макета объекта космического мусора. Закон управления имеет следующий вид:

$$u_x = \left(\frac{-C_{\text{пр}}}{l_{\text{пр}}} e^{-\frac{\rho_0}{l_{\text{пр}}}} + \frac{C_{\text{от}}}{l_{\text{от}}} e^{-\frac{\rho_0}{l_{\text{от}}}} \right) \frac{x}{\rho_0} - f_r \dot{\rho}_r \frac{x}{|\mathbf{\rho}_0|},$$

$$u_y = \left(\frac{-C_{\text{пр}}}{l_{\text{пр}}} e^{-\frac{\rho_0}{l_{\text{пр}}}} + \frac{C_{\text{от}}}{l_{\text{от}}} e^{-\frac{\rho_0}{l_{\text{от}}}} \right) \frac{y}{\rho_0} - f_r \dot{\rho}_r \frac{y}{|\mathbf{\rho}_0|},$$

где $C_{\text{пр}}, l_{\text{пр}}$ – положительные параметры притягивающего виртуального потенциала, $C_{\text{от}}, l_{\text{от}}$ – положительные параметры отталкивающего виртуального потенциала, ρ_0 – расстояние между центрами масс макетов f_r – виртуальная сила трения, $\dot{\rho}_r$ – радиальная скорость относительного движения макетов. Закон управления угловым движением имеет следующий вид:

$$u_\varphi = -k_\alpha \alpha - k_\omega \dot{\alpha},$$

где k_α, k_ω – положительные параметры управления, α – угол между направлением на центр масс макета космического мусора и направлением на положение системы стыковки (рис. 11).

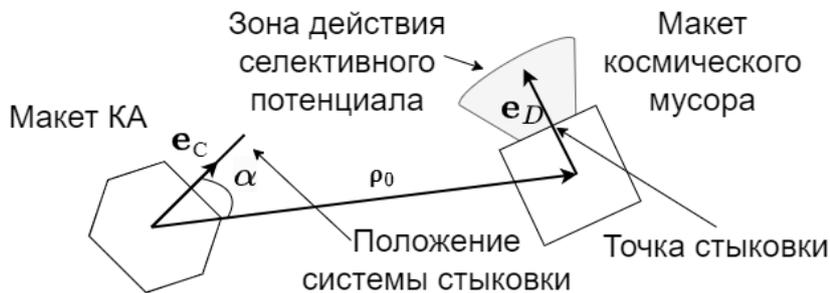


Рис. 11. Схематичное изображение макета КА и макета космического мусора в эксперименте по стыковке с помощью метода виртуальных потенциалов

Когда объект космического мусора поворачивается плоскостью стыковки к системе магнитной стыковки, макет космического аппарата попадает в область действия селективного потенциала, в котором параметры выбраны таким

образом, чтобы произошло сближение и стыковка с макетом космического мусора.

Блок-схема эксперимента по стыковке с объектом космического мусора с помощью алгоритма на основе метода виртуальных потенциалов представлена на рис 12. Основной цикл алгоритма состоит из трех этапов – приведение макета КА в положение равновесия относительно макета космического мусора, сближение в области селективного потенциала и стыковка.

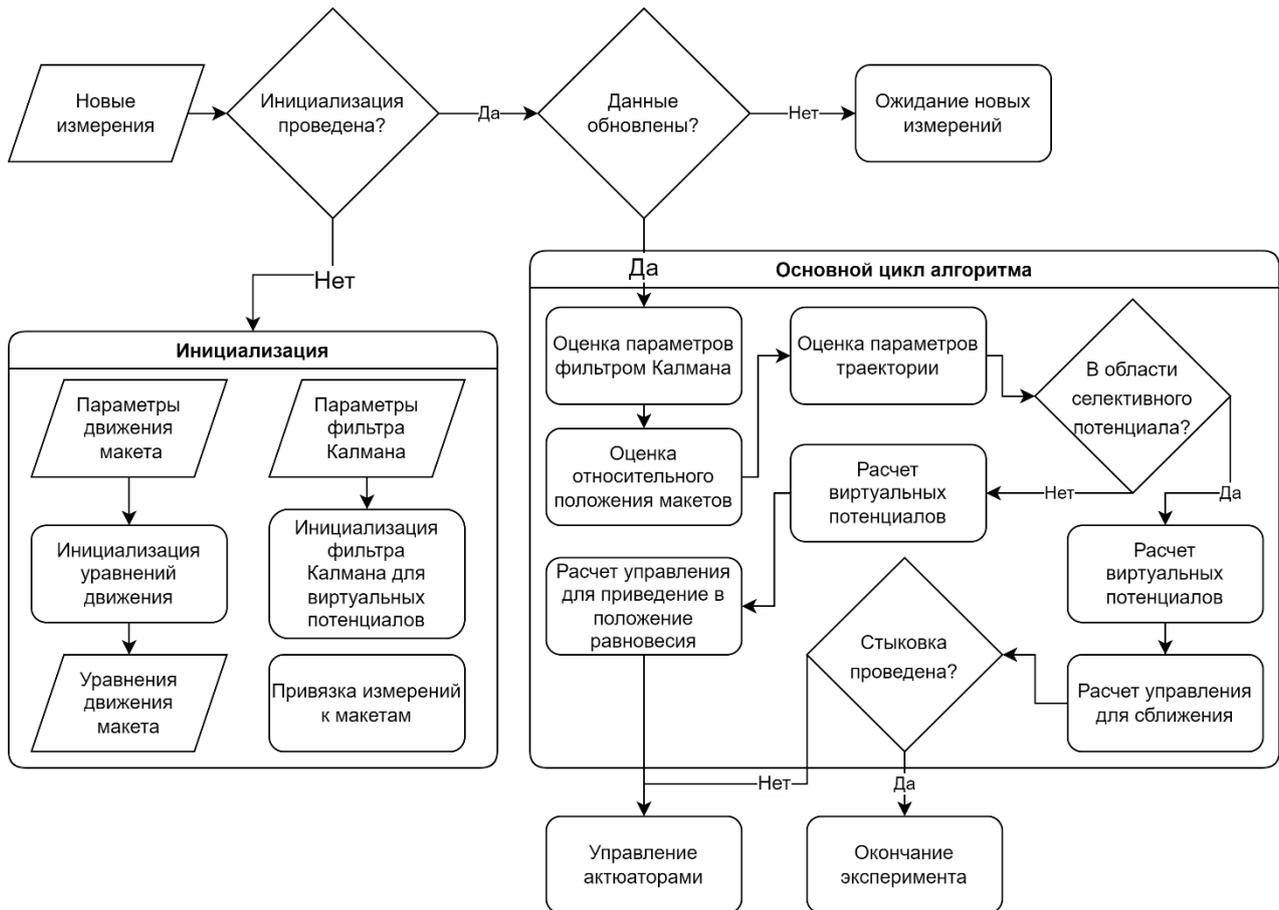


Рис. 12. Блок-схема эксперимента по стыковке с объектом космического мусора с помощью алгоритма на основе метода виртуальных потенциалов

На рис. 13 приведен пример с результатами эксперимента, на котором показано изменение расстояния между макетами от времени в эксперименте с успешной стыковкой. На графике расстояния между центрами масс от времени видна стабилизация в положении равновесия по радиальному направлению на расстоянии 0.81 м, а также сближение после попадания в окно действия селективного потенциала. Таким образом, все этапы алгоритма управления были пройдены, что подтвердило его работоспособность. Был проведен ряд экспериментов с разными угловыми скоростями вращения макета космического мусора. На рис. 14 приведен пример с результатами эксперимента, в котором стыковка не была достигнута. Макет КА совершил несколько попыток произвести стыковку в области селективного потенциала, но не успевал это

сделать из-за слишком большой угловой скорости вращения (18 град/с) макета космического мусора, что привело к выходу из области действия селективного потенциала и возвращению в положение равновесия. Согласно методике интерпретации результатов эксперимента было выявлено предельное значение угловой скорости макета космического мусора, при котором алгоритм справлялся с задачей. Результаты экспериментов по исследованию относительного движения для алгоритмов управления на основе метода виртуальных потенциалов и другого алгоритма, описанного в тексте диссертации, основанного на методе State Dependent Ricatti Equation (SDRE), приведены в Таблице 1, где в случае работоспособности алгоритмов приведены оценки времени стыковки и затрат характеристической скорости. Управление на основе виртуальных потенциалов затрачивает меньше характеристической скорости, но дольше по времени по сравнению с управлением на основе SDRE.

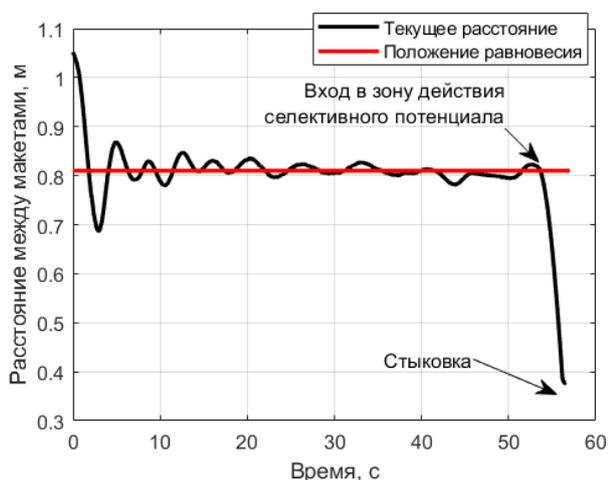


Рис. 13. Расстояние между центрами макетов в зависимости от времени в эксперименте по стыковке с помощью метода виртуальных потенциалов, стыковка произведена

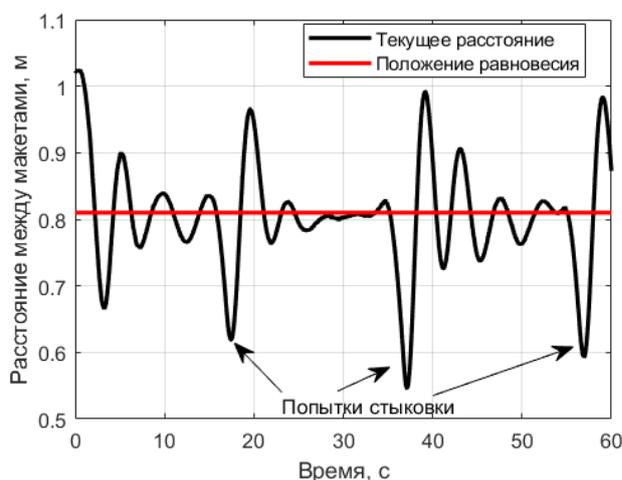


Рис. 14. Расстояние между центрами макетов в зависимости от времени в эксперименте по стыковке с помощью метода виртуальных потенциалов, стыковка не произведена

Таблица 1. Результаты экспериментов по стыковке с разными значениями угловых скоростей макета космического мусора

Угловая скорость макета космического мусора, град/с	Управление на основе метода виртуальных потенциалов		Управление на основе метода SDRE	
	ΔV , м/с	Время стыковки, с	ΔV , м/с	Время стыковки, с
3	6.92	115	9.07	20
6	6.22	57	10.35	20
12	6.74	28	8.77	23
18	17.31 (неуд.)	62 (неуд.)	17.69 (неуд.)	14 (неуд.)

В тексте диссертации также приведено описание эксперимента по наблюдению за космическим мусором и уклонению в случае опасного сближения. В программном комплексе также был реализован эксперимент с демонстрацией основных этапов увода объекта космического мусора. Результаты экспериментов были интерпретированы согласно предложенной методике.

В **Заключении** диссертации обсуждаются основные полученные результаты.

Основные результаты диссертационной работы, выносимые на защиту

1. Разработаны математическая модель движения макетов на аэродинамическом столе, модель тяги вентиляторных двигателей и модель навигационной системы; адаптирован алгоритм на основе фильтра Калмана для задачи оценки вектора состояния макетов по измерениям навигационной системы.

2. Предложена двухэтапная методика экспериментальной валидации модели движения макетов под управлением вентиляторных двигателей: на первом этапе проводится оценка параметров модели с помощью минимизации разности квадратов измерений и прогноза измерений с использованием метода Ньютона, на втором этапе производится валидация с помощью сравнения результатов экспериментов и результатов расчетов согласно модели.

3. Создан программный комплекс для проведения лабораторных исследований работы алгоритмов управления движением макетов наноспутников на стенде с аэродинамическим столом.

4. Разработана методика интерпретации результатов экспериментов, согласно которой был проведен анализ работоспособности алгоритмов управления на основе метода виртуальных потенциалов и на основе метода SDRE в задаче стыковки, алгоритма управления в задаче наблюдения за объектом космического мусора и алгоритма управления в задаче увода объекта космического мусора.

Публикации автора по теме диссертации

1. **Kozin F.**, Akhloumadi M., Ivanov D. Verification of Microsatellite Control Algorithms for Space Debris Removal Using UAV Mock-Ups on Planar Air Bearing Testbed // Drones. – 2023. V. 7. № 1. Paper №7, 27p. (WoS, Scopus, BAK)
2. **Козин Ф.А.** Программный комплекс для моделирования работы алгоритмов управления движением наноспутников на аэродинамическом столе // Математическое моделирование. – 2022. Т.34. №10, с. 20-42. (Scopus, BAK)
3. Akhloumadi M., **Kozin F.**, Ivanov D. Laboratory Study of the Active Debris Removal Algorithms on Air-Bearing Test Bed // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. V.984. Paper № 012026, 10p. (WoS, Scopus, BAK)
4. Ivanov D., **Kozin F.**, Akhloumadi M. Laboratory Study of Control Algorithms For Debris Removal Using CubeSat // Advances in Astronautical Sciences. – 2020. V. 171, p. 101-117. (WoS, Scopus, BAK).
5. Ivanov D., Ovchinikov M., Akhloumadi M., **Kozin F.**, Atterwall P. Simulation and Laboratory Testing of the 3U CubeSat Control in the Proximity of Space Debris // Proceedings of 71st International Astronautical Congress, CyberSpace Edition. – 2020. Paper IAC-20.A6.5.5, p. 231-240. (Scopus, BAK)
6. Ivanov D., Akhloumadi M., **Kozin F.** Comparison of relative motion control algorithms for point capturing of space debris object // Proceedings of 72nd International Astronautical Congress, Dubai. – 2021. Paper IAC-21.A6.5.3, p. 352-361. (Scopus, BAK)
7. Ахлумади М.Р., Иванов Д.С., **Козин Ф.А.** Исследование алгоритмов управления движением макетов микроспутников на аэродинамическом столе при сближении и захвате космического мусора // Тезисы докладов Международного семинара «Навигация и управлением движением», Самара. – 2020, с. 96.
8. Ахлумади М.Р., Иванов Д.С., **Козин Ф.А.** Исследование алгоритмов управления движением космического аппарата при сближении с некооперирующим объектом космического мусора // Сборник тезисов XLVI Академических чтений по космонавтике, Москва. – 2022, с. 344-346.
9. Ахлумади М.Р., Иванов Д.С., **Козин Ф.А.** Стыковка макетов микроспутников на аэродинамическом столе с использованием управления на основе метода потенциалов // Труды 62-й Всероссийской научной конференции МФТИ, Москва. – 2019, 3 с.
10. Ахлумади М.Р., Иванов Д.С., **Козин Ф.А.** Моделирование и лабораторные испытания системы управления 3U CubeSat вблизи космического мусора// Труды 63-й Всероссийской научной конференции МФТИ, Москва. – 2020, 2 с.
11. Программа для ЭВМ "Программный комплекс для моделирования работы алгоритмов управления движением наноспутников на аэродинамическом столе", авторы: **Козин Ф.А.**, Иванов Д.С., Овчинников М.Ю. Номер регистрации в Роспатенте 2022619159. Дата выдачи 25.05.2022.