

ЧЕБЫШЕВСКИЙ СБОРНИК

Том 26. Выпуск 1.

УДК 004.94

DOI 10.22405/2226-8383-2025-26-1-204-217

Математическое моделирование системы управления малыми летательными аппаратами самолетного типа с нестандартными аэродинамическими поверхностями¹

М. Ю. Моденов, А. Н. Чуканов, Е. В. Цой

Моденов Михаил Юрьевич — генеральный директор, ООО «Тульские мехатронные системы» (г. Тула).

e-mail: m.modenov@yandex.ru

Чуканов Александр Николаевич — доктор технических наук, Тульский государственный педагогический университет им. Л. Н. Толстого (г. Тула).

e-mail: alexchukanov@yandex.ru

Цой Евгений Владимирович — старший преподаватель, Тульский государственный педагогический университет им. Л. Н. Толстого (г. Тула).

e-mail: tsojev@tolstovsky.ru

Аннотация

Описано проектирование математической системы управления малым летательным аппаратом самолетного типа с нестандартными аэродинамическими поверхностями. В процессе исследования был проведен анализ комплекса факторов, влияющих на динамику летательных аппаратов, представляющих собой набор дифференциальных уравнений. Проведен поиск и подбор параметров, необходимых для создания математической модели нестандартной системы управления, способной выдавать и формировать команды для исполнительных механизмов, отвечающих за аэродинамические поверхности, расположенные по уникальной схеме. Созданная математическая модель системы управления предполагает управление инновационными бесколлекторными электродвигателями отечественного производства с учетом их технологических особенностей. Работа математической модели была проверена в программном комплексе MATLAB с помощью дополнения SIMULINK с учетом различных условий эксплуатации. Итогом работы стала апробация системы управления и математической модели на реальном устройстве, что позволило управлять беспилотными летательными аппаратами с нестандартными аэродинамическими схемами инновационного типа.

Ключевые слова: математическое моделирование, дифференциальные уравнения, системы управления, летательные аппараты, MATLAB, сервоприводы, робототехника, печатные платы, полетный контроллер.

Библиография: 16 названий.

Для цитирования:

Моденов, М.Ю., Чуканов, А.Н., Цой, Е.В. Математическое моделирование системы управления малыми летательными аппаратами самолетного типа с нестандартными аэродинамическими поверхностями // Чебышевский сборник, 2025, т. 26, вып. 1, с. 204–217.

¹Представленные в данной статье исследования выполнены на средства гранта Правительства Тульской области в сфере науки и техники 2023 г. «Разработка замкнутой системы управления для работы с бесколлекторными инновационными двигателями» (договор № ДС/121 от 27.09.2023 г.).

CHEBYSHEVSKII SBORNIK

Vol. 26. No. 1.

UDC 004.94

DOI 10.22405/2226-8383-2025-26-1-204-217

Mathematical modeling of a control system for small fixed-wing aircraft with non-standard aerodynamic surfaces

M. Y. Modenov, A. N. Chukanov, E. V. Tsoi

Modenov Mikhail Yuryevich — general director, Tula Mechatronic Systems LLC (Tula).*e-mail: m.modenov@yandex.ru***Chukanov Alexander Nikolaevich** — doctor of technical sciences, Tula State Lev Tolstoy Pedagogical University (Tula).*e-mail: alexchukanov@yandex.ru***Tsoi Evgeny Vladimirovich** — senior lecturer, Tula State Lev Tolstoy Pedagogical University (Tula).*e-mail: tsojev@tolstovsky.ru***Abstract**

This title describes the development of a mathematical control system for a small fixed-wing aircraft with unconventional aerodynamic surfaces. The research process involved an analysis of the complex factors influencing the dynamics of aircraft, represented by a set of differential equations. The study focused on identifying and selecting the parameters necessary for creating a mathematical model of a non-standard control system. This system is designed to generate and deliver commands to actuators responsible for the aerodynamic surfaces, which are arranged in a unique configuration. The developed mathematical model incorporates the control of innovative, domestically produced brushless electric motors, taking into account their specific technological characteristics. The efficiency of the mathematical model was validated in the MATLAB software environment using the Simulink toolbox, considering various operational conditions. The culmination of the work was the experimental testing of the control system and the mathematical model on a physical prototype, enabling the control of unmanned aerial vehicles with innovative, non-standard aerodynamic configurations.

Keywords: mathematical modeling, differential equations, control systems, aircraft, MATLAB, servos, robotics, printed circuit boards, flight controller.

Bibliography: 16 titles.

For citation:

Modenov, M.Y., Chukanov, A.N., Tsoi, E.V. 2025, "Mathematical modeling of a control system for small fixed-wing aircraft with non-standard aerodynamic surfaces", *Chebyshevskii sbornik*, vol. 26, no. 1, pp. 204–217.

1. Введение

Для автоматического управления малыми летательными аппаратами необходимо анализировать большое количество данных с датчиков положения управляющих механизмов. В процессе полета требуется анализировать такие параметры как: ускорение, скорость движения, пройденный путь, скорость ветра по двум осям, магнитное поле земли, тягу двигателя, положение управляющих механизмов и вес летательного аппарата.

На сегодняшний день большинство летательных аппаратов управляется с помощью таких программных продуктов как: ARDUPILOT, INAV, Betaflight и др. Эти программные продукты опираются на типовые математические модели, основанные на стандартных аэродинамических решениях. Данные программные продукты не позволяют создать и встроить математическую модель и полностью оптимизировать динамику полета при разработке и апробации новых технических решений для летательных аппаратов. Также нет возможности использования специфических алгоритмов обработки сигналов датчиков, в том числе и нестандартных, и применять уникальные разработанные типы датчиков и инерциальные системы. Также при создании нестандартных аэродинамических схем нет возможности управлять сервоприводами для обеспечения полета.

Недостатком стандартных систем управления типа является совокупность факторов таких как: открытая среда разработки с возможностью внесения изменений без уведомления пользователей и эксплуатантов, перегруженность системы управления из-за универсальности устройства, отсутствие глубокого анализа работы системы нижнего уровня, внесение собственных разработок возможно только встраиванием lua скриптов. Применение стандартных алгоритмов обработки не позволяет применить специфические алгоритмы работы и провести математического моделирование конкретного типа разработанного летательного аппарата. Из-за этого падает быстродействие системы, нет возможности создать уникальную систему выработки команд на основе всех датчиков, применяемых на борту и интегрировать дополнительные дифференциальные уравнения выработки команд на управляющие поверхности.

Все вышеизложенные обстоятельства актуализировали потребность в разработке собственной системы, основанной на математической модели позволяющей менять параметры управления летательным аппаратом, применять дополнительные методы фильтрации и обработки данных с различных датчиков, установленных на борту.

При формулировании цели исследования учитывали, что система управления должна совмещать в себе возможность использования как типовых решений, так и возможность применения уникальных разрабатываемых датчиков и систем.

Цель исследования – создание математической модели обработки датчиков летательного аппарата, с возможностью применения различных фильтров и высокоскоростных систем обработки, подходящей для проектирования микропроцессорной системы управления различными исполнительными механизмами. Функционал разрабатываемой системы: управление аэродинамическими поверхностями нестандартной конструкции с помощью сервоприводов; управление ходовыми электродвигателями с контролем тяги; возможность аппаратного управления электродвигателями в векторном режиме с системой точного позиционирования летательных аппаратов с нестандартными аэродинамическими схемами; анализ внешних воздействий среды, с целью коррекции динамики полета и выработки скорректированных команд управления для аэродинамических поверхностей.

2. Математическое моделирование системы управления в Matlab

2.1. Системы координат, пространственное положение и уравнения движения летательных аппаратов

Рассматривая динамические характеристики движения летательного аппарата (ЛА), используют три системы координат (СК): базовую (земную) $(OX_g Y_g Z_g)$, связанную $(OXYZ)$ и скоростную СК $(OX_a Y_a Z_a)$.

Начало всех трех СК должно совпадать с центром масс ЛА. Положение осей связанной СК определяется углами рыскания ψ , тангажа ν и крена γ . Эти углы ориентации ЛА называют углами Эйлера-Крылова. Скоростная СК связана непосредственно с вектором линейной скорости \vec{V} . Ориентация связанной СК относительно скоростной определяется углами сколь-

жения β и атаки α [1]. Базовая, связанная и скоростная СК графически представлены на рис. 1.

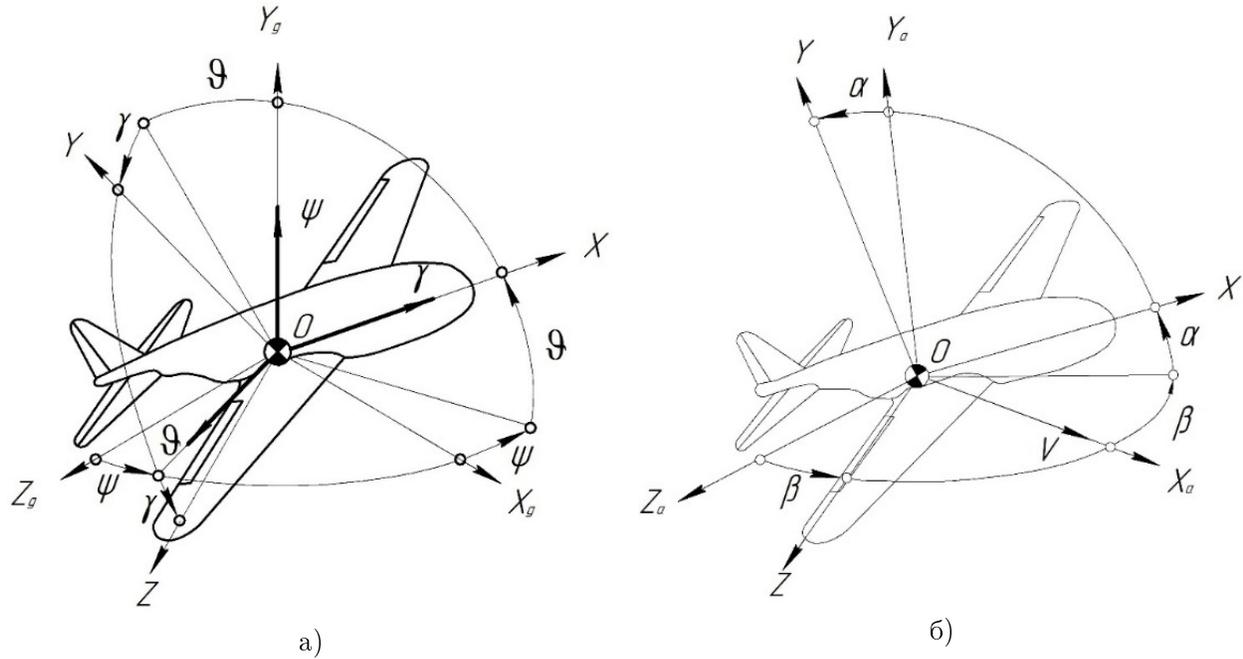


Рис. 1: Базовая, связанная и скоростная СК: а – нормальная и связанная, б – связанная и скоростная

В основе разработанной математической модели лежат базовые уравнения системы движения и имеют вид:

$$\begin{cases} \frac{dV_x}{dt} = \frac{X}{m} - w_y * V_z + w_z * V_y \\ \frac{dV_y}{dt} = \frac{Y}{m} - w_z * V_x + w_x * V_z \\ \frac{dV_z}{dt} = \frac{Z}{m} - w_x * V_y + w_y * V_x \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{dw_x}{dt} = \frac{M_x}{J_x} - \frac{J_z - J_y}{J_x} w_y w_z \\ \frac{dw_y}{dt} = \frac{M_y}{J_y} - \frac{J_x - J_z}{J_y} w_x w_z \\ \frac{dw_z}{dt} = \frac{M_z}{J_z} - \frac{J_y - J_x}{J_z} w_y w_x \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} F_x = -c_x q S - G \sin \vartheta \\ F_y = +c_y q S - G \cos \vartheta \cos \gamma \\ F_z = +c_z q S + G \cos \vartheta \sin \gamma \end{cases} \quad (3)$$

где $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z, V_x, V_y, V_z, w_x, w_y, w_z$ – проекции вектора сил, моментов, скорости центра масс и угловой скорости соответственно на оси связанной системы координат;

m, J_x, J_y, J_z – масса и главные моменты инерции;

$G = mg$ – сила тяжести;

c_x, c_y, c_z – аэродинамические коэффициенты.

Проекции главного момента внешних сил могут быть представлены в виде:

$$\begin{cases} M_x = m_x q S l_x \\ M_y = m_y q S l_y \\ M_z = m_z q S l_z \end{cases} \quad (4)$$

где $q = \frac{1}{2}\rho V^2$ – скоростной напор, ρ – массовая плотность воздуха, V – скорость набегающего потока, m_x, m_y, m_z – аэродинамические коэффициенты моментов, l_x, l_y, l_z – характерные длины [1].

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = V \cos \theta \cos \psi \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \theta \\ \frac{dz}{dt} = -V \cos \theta \sin \psi \end{cases} \quad (5)$$

где x, y, z – координаты центра масс ЛА в земной системе координат;
 θ – угол наклона траектории;
 ψ – угол рысканья;
 γ_c – скоростной угол крена;
 γ – угол крена;
 φ – угол поворота траектории;
 ϑ – угол тангажа;
 α – угол атаки;
 β – угол скольжения.

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{F_y \cos \gamma_c - F_z \sin \gamma_c}{m} \quad (6)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{F_y \sin \gamma_c - F_z \cos \gamma_c}{m V \cos \theta} \quad (7)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = w_y \sin \gamma + w_z \cos \gamma \quad (8)$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (w_y \cos \gamma - w_z \sin \gamma) \quad (9)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = w_x - tg \vartheta (w_y \cos \gamma - w_z \sin \gamma) \quad (10)$$

$$\alpha = \arcsin \left[[\sin(\psi - \varphi) \cos \theta \sin \gamma - (\sin \theta \cos \vartheta - \cos(\psi - \varphi) \cos \theta \sin \vartheta) \cos \gamma] \frac{1}{\cos \beta} \right] \quad (11)$$

$$\beta = \arcsin \left[[\sin(\varphi - \psi) \cos \theta \sin \vartheta - \sin \theta \cos \vartheta] \sin \gamma + \sin(\varphi - \psi) \cos \theta \cos \gamma \right] \quad (12)$$

$$\gamma_c = \arcsin \left[\frac{\sin \theta \sin \beta + \cos \vartheta \sin \gamma}{\cos \beta \cos \theta} \right] \quad (13)$$

Для решения нашей задачи моделирования движения планера можно использовать уравнения движения 1–13, которые представляют собой комплекс дифференциальных уравнений (далее ДУ). Данные ДУ необходимо упростить с помощью операционного преобразования Лапласа (ОПЛ). ОПЛ обычно используется для получения аналитических решений ДУ. Данное интегральное преобразование связывает функции комплексных переменных с функциями вещественных переменных. Решение ДУ значительно упрощается при использовании ОПЛ. При этом каждой временной функции $x(t)$ или $y(t)$ соответствует функция $X(p)$ или $Y(p)$ (комплексной переменной $p = c + j\omega$, где p – оператор преобразования Лапласа). ОПЛ выполняется по формуле:

$$F(p) = \int_0^{\infty} f(t) \cdot e^{-(pt)} dt \quad (14)$$

где $f(t)$ – оригинал функции;

$F(p)$ – изображение функции по Лапласу.

Переход от оригинала к изображению называется прямым преобразованием Лапласа и имеет символическую запись: $F(p) = L\{f(t)\}$ [2 – 5].

В результате ОПЛ указанных выше ДУ были получены передаточные функции каждого звена. Звеном называют составную часть структурной схемы автоматических систем управления, представляющую собой алгоритм преобразования сигнала (математическая или логическая операция). Передаточная функция звена – это отношение изображений Лапласа выходной и входной величин звена при нулевых начальных условиях, она обозначается $W(p)$.

$$W(p) = \frac{Y(p)}{X(p)} \quad (15)$$

Между ДУ и $W(p)$ существует однозначная связь. Формально $W(p)$ звено можно представить как отношение операторных многочленов правой и левой частей уравнения звена.

Также звено характеризуется переходными функциями, частотными характеристиками, амплитудно-частотными характеристиками (АЧХ), фазо-частотными характеристиками (ФЧХ), амплитудно-фазовыми частотными характеристиками (АФЧХ) и логарифмическими частотными характеристиками. Звенья подразделяются на несколько типов: дифференцирующее звено, идеальное усилительное (безынерционное) звено, инерционное звено 1-го порядка (апериодическое звено), колебательное звено и реальное дифференцирующее звено [6-10].

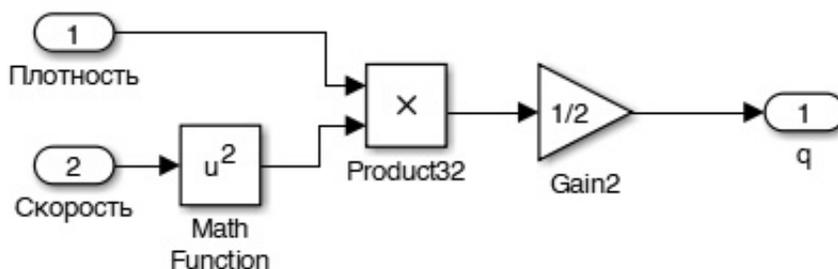


Рис. 2: Подсистема структурной схемы разработанной в Matlab Simulink «Вычисление воздушного потока»

Структурная схема, состоящая из подобных звеньев (рис. 2), является математической моделью, описывающей необходимые условия полета. Данная математическая модель позволила разработать контур управления и блок выработки команд, которые описывают динамику полета и могут передавать выработанные команды на исполнительные механизмы. Структурная схема контура управления и блока выработки команд была разработана среде моделирования и проектирования динамических систем Matlab Simulink.

2.2. Реализация модели в Matlab Simulink

Программа в данной среде представляется в виде, похожем на блок-схемы, что дает наглядное представление способа функционирования реализованной модели. Для более точного моделирования полета планера без двигателя в Simulink, была использована модель, которая учитывает дополнительные факторы, такие как изменение величины ускорения свободного падения и изменение плотности воздуха в зависимости от высоты.

Модель включает в себя следующие блоки:

- блоки Integrator, которые отвечают за интегрирование;

- блоки Constant, в которых задается начальное значение высоты, скорости планера, массы и др.;
- блоки Trigonometric Function, в которых рассчитываются углы в соответствии с уравнениями;
- блоки Gain, в которых устанавливаются значения коэффициентов лобового сопротивления и подъемной силы и др.;
- блоки Product, где производится умножение;
- блоки Sum;
- блоки Saturation, которые ограничивают величину угла отклонения органов управления и др [15].

Одним из важнейших этапов разработки было моделирование полета планера без двигателя. Дополнительные факторы, которые необходимо было учитывать, включают в себя:

1. Маневренность. У планеров может быть различная маневренность, в зависимости от их конструкции. Это может влиять на то, как они выигрывают высоту или ускоряются при полете.
2. Турбулентность. Турбулентность воздуха может создавать непредсказуемые колебания и изменения скорости планера. Моделирование этого фактора может быть очень сложным и может потребовать использования стохастических методов моделирования.
3. Эффект близости к поверхности Земли. Планеры могут использовать эффект близости к поверхности Земли, чтобы улучшить свою подъемную силу. Это может быть учтено в модели с помощью корректировки подъемной силы в зависимости от высоты.
4. Влияние термических потоков. Воздух может нагреваться неравномерно в разных местах, создавая термические потоки, которые планеры могут использовать для взлета и подъема. Для моделирования этого фактора может потребоваться учет метеорологических условий и термических карт.
5. Воздействие солнечной радиации. Воздействие солнечной радиации на крылья и тело планера может вызвать изменение их термических свойств, что может влиять на аэродинамические свойства планера и его динамику полета.
6. Влияние погодных условий. Прогноз погоды может быть важным фактором, который нужно учитывать при моделировании полета планера без двигателя. Это может включать в себя учет ветра, турбулентности и т.д. [11-14].

Разработка систем учитывающих подобный перечень факторов требует более сложного математического и физического анализа, а также использования более продвинутых методов моделирования, таких как физико-статистические методы или методы гидродинамики. С учетом перечисленных факторов, была создана математическая модель, которая позволяет разрабатывать более эффективные и безопасные планеры инновационного типа, в том числе с нестандартными аэродинамическими поверхностями.

Некоторые структурные составляющие полученной в Simulink модели, приведены на рисунках 3-6.

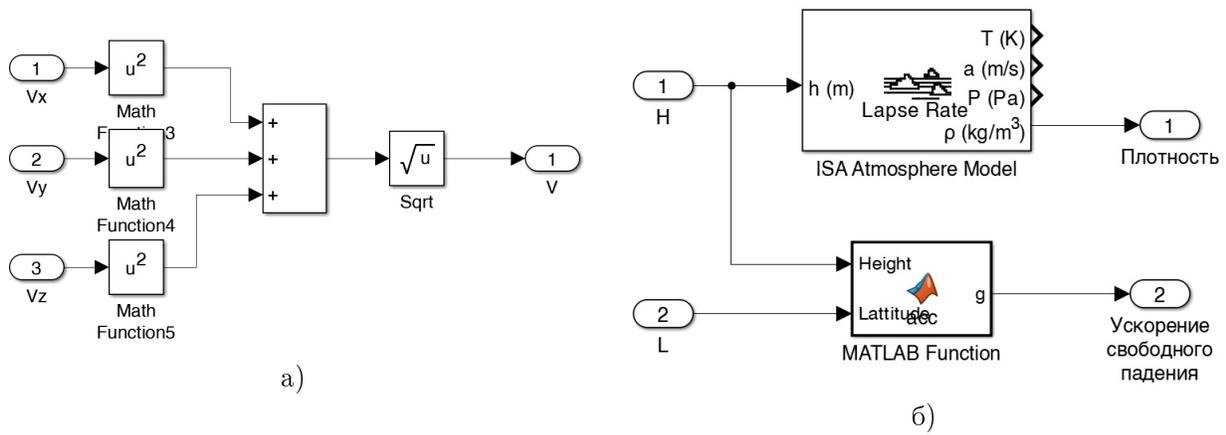


Рис. 3: Подсистемы: а - «Вычисление скорости», б - «Среда»

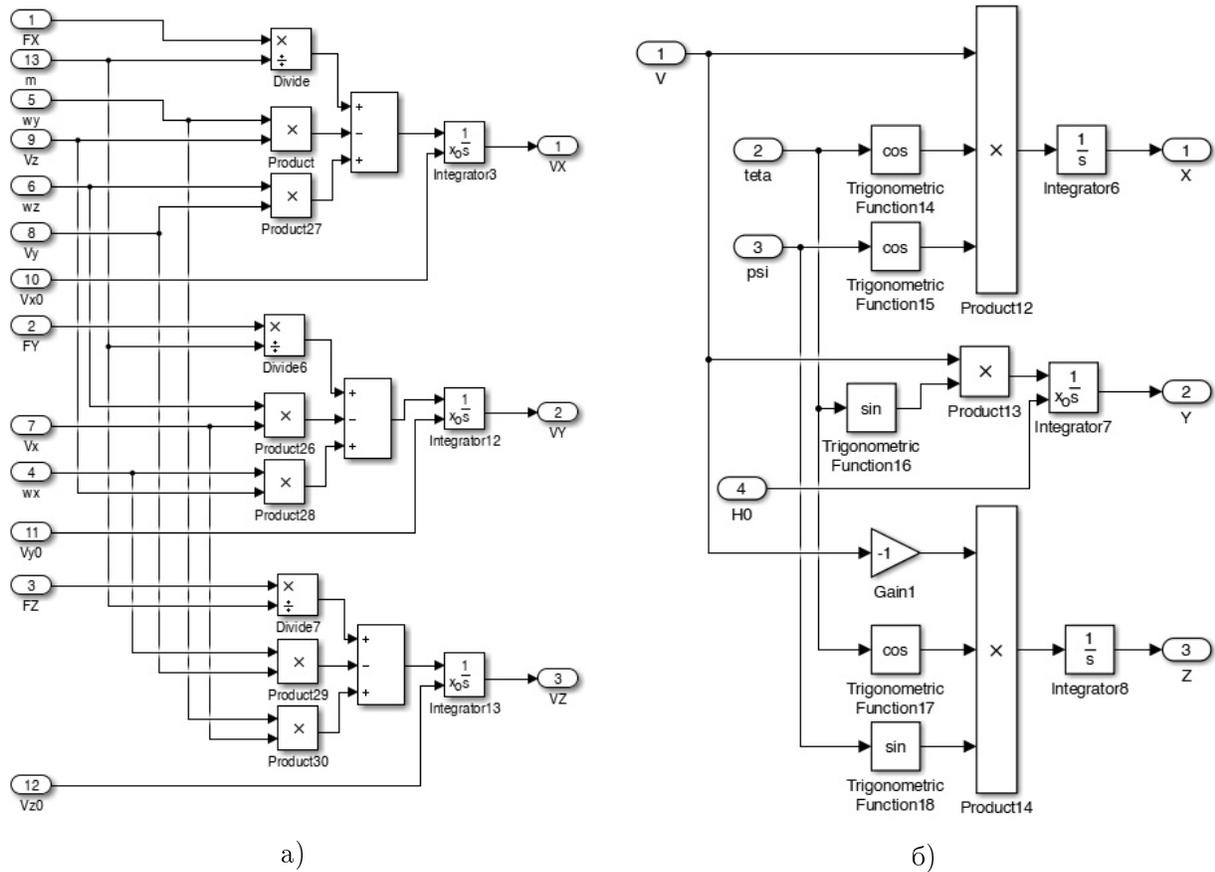


Рис. 4: Подсистемы: а - «Уравнения скоростей»; б - «Вычисление координат»

В результате моделирования беспилотного планера при начальной высоте 7 метров и начальной скорости 15 м/с были получены графики, приведенные ниже.

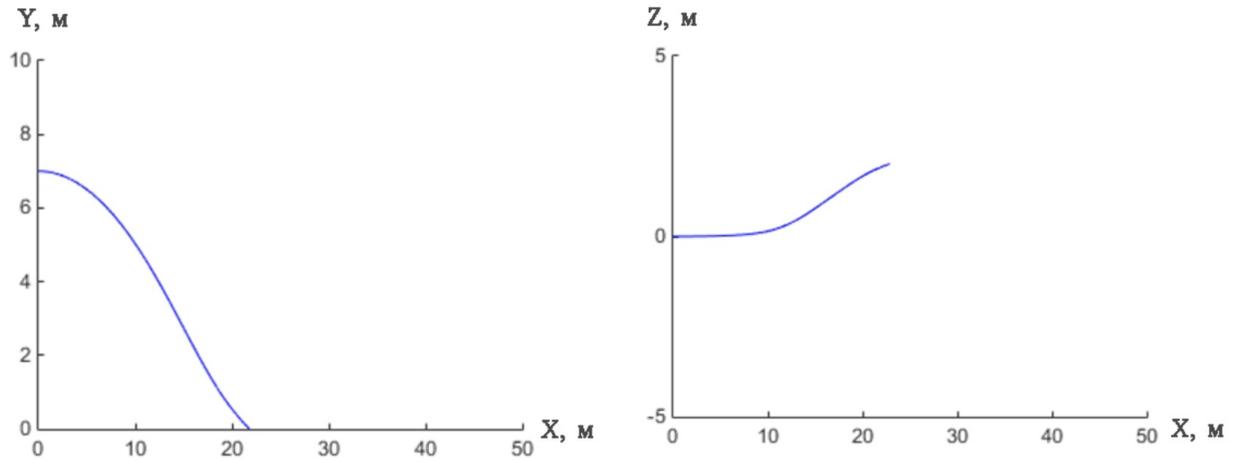


Рис. 5: Траектория движения беспилотного планера в плоскостях O_{xy} и O_{xz} при начальной высоте 7 метров и начальной скорости 15 м/с

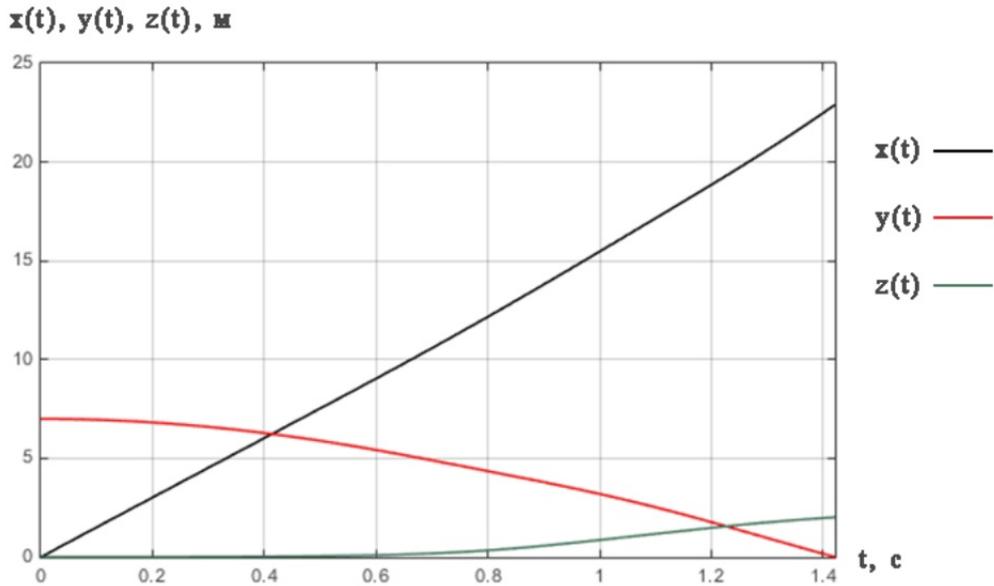


Рис. 6: График изменения координат $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$ при начальной высоте 7 метров и начальной скорости 15 м/с

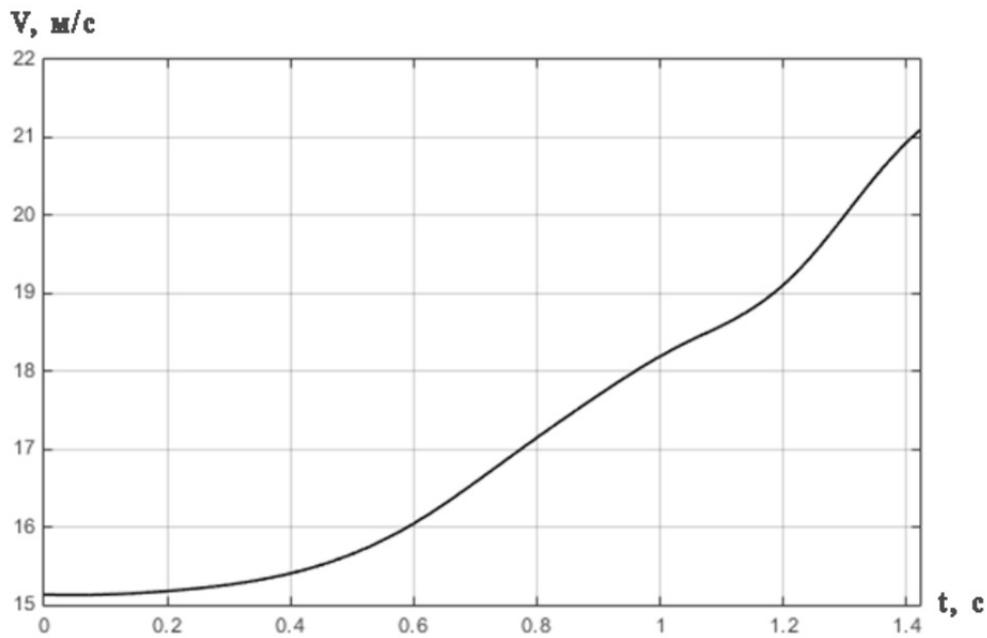


Рис. 7: График изменения скорости $V(t)$ при начальной высоте 7 метров и начальной скорости 15 м/с

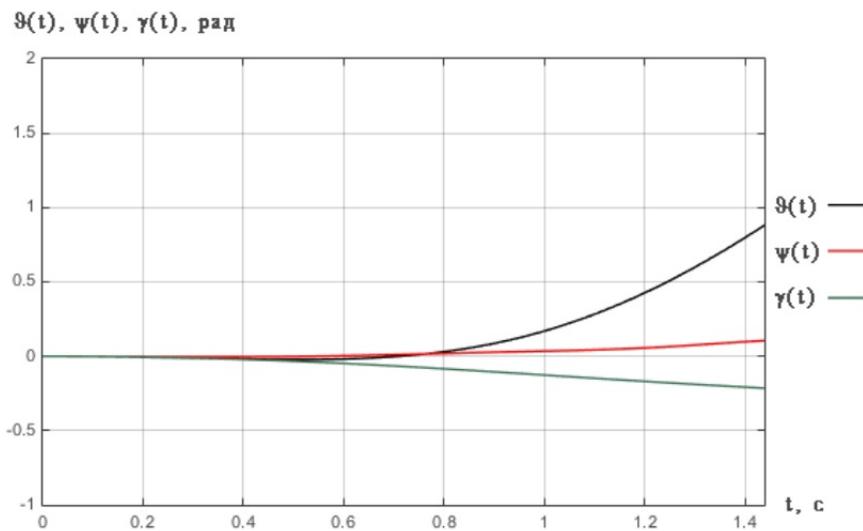


Рис. 8: График изменения углов $\vartheta(t)$, $\psi(t)$, $\gamma(t)$ при начальной высоте 7 метров и начальной скорости 15 м/с

В результате моделирования беспилотного планера при начальной высоте 90 метров и начальной скорости 60 м/с получены графики, приведенные на рисунках 9 – 11.

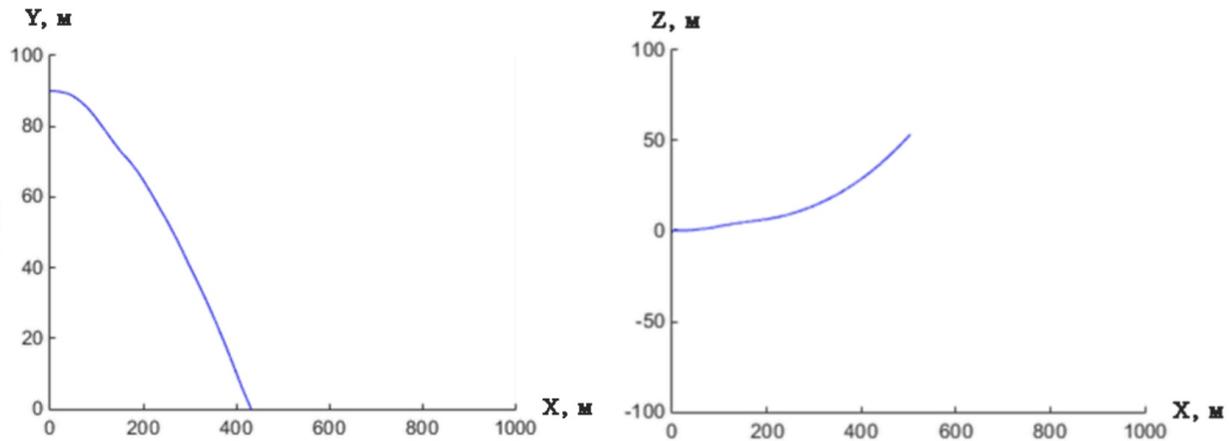


Рис. 9: Траектория движения беспилотного планера в плоскостях O_{xy} и O_{xz} при начальной высоте 90 метров и начальной скорости 60 м/с

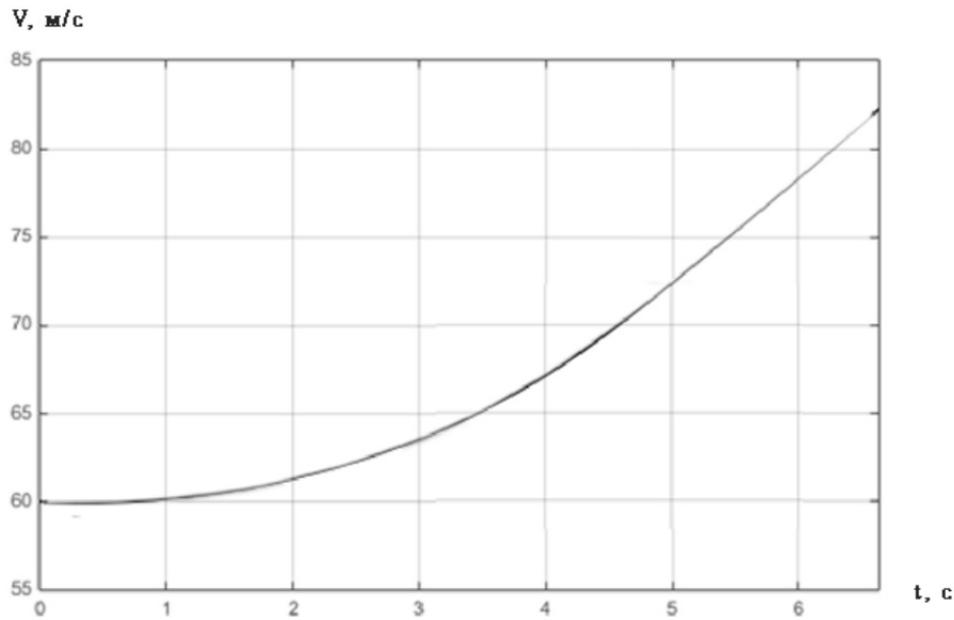


Рис. 10: График изменения скорости $V(t)$ при начальной высоте 90 метров и начальной скорости 60 м/с

При действии возмущения (боковой ветер 2 м/с) планер отклоняется в плоскости O_{xz} по оси z на 2,5 метра на высоте 7 метров. Для уменьшения отклонения по направлению и стабилизации по углу крена вводится управление, содержащее ПИД регулятор. Использование математического моделирования с использованием инструментов Matlab Simulink по подобному алгоритму стало основой для проектирования микропроцессорной системы управления летательным аппаратом с нестандартными аэродинамическими характеристиками.

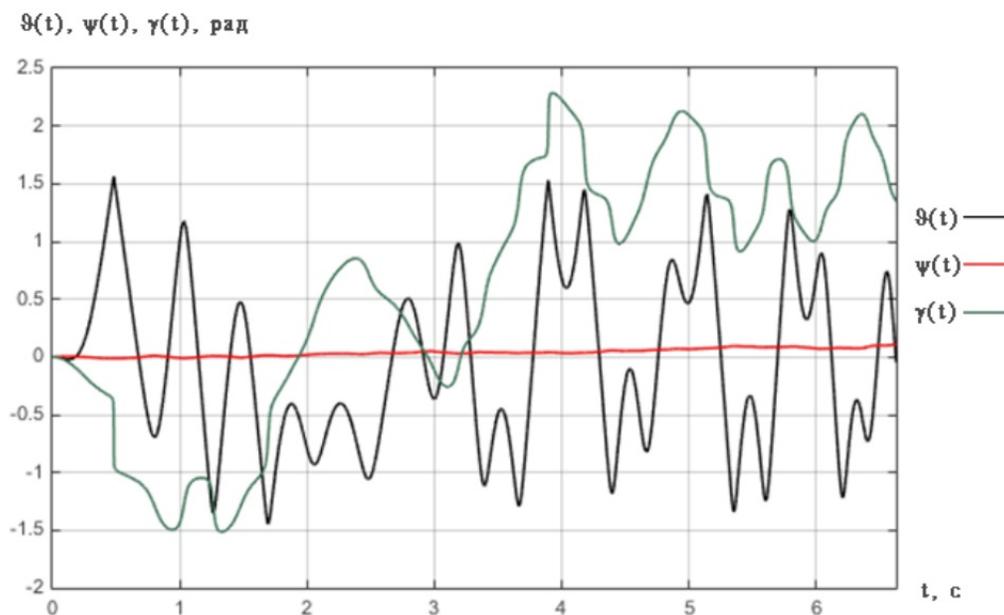


Рис. 11: График изменения углов $\vartheta(t)$, $\psi(t)$, $\gamma(t)$ при начальной высоте 80 метров и начальной скорости 70 м/с

3. Заключение

Результатом работы стала математическая модель, которая может быть скорректирована и оптимизирована под различные типы инновационных летательных аппаратов с нестандартной аэродинамической схемой. Проведен анализ работы математической модели системы управления. Полученные данные описали динамику полета, благодаря чему можно вводить различные математические методы коррекции и выработки команд. Для апробации математической модели и тестирования отработки системы была создана микропроцессорная система управления с платой обработки и выработки команд, которая позволяет использовать набор большого количества датчиков различного назначения [16].

СПИСОК ЦИТИРОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алалуев Р.В., Ладонкин А.В., Малютин Д.М., Матвеев В.В., Машнин М.Н., Парамонов П.П., Погорелов М.Г., Распопов В.Я., Сабо Ю.И., Телухин С.В., Товкач С.Е., Шведов А.П., Шукалов А.В. Микросистемы ориентации беспилотных летательных аппаратов / Под. ред. В.Я. Распопова. - М.: Машиностроение, 2011. - 184 с.
2. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления. М. - Изд. 4-е, перераб. и доп. - СПб.: Профессия, 2004. - 752 с.
3. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
4. Журавлев Д.О., Зау Х.Н. Эволюция систем управления беспилотных летательных аппаратов: от появления до наших дней. // Достижения и перспективы современной науки. Матер. межд. (заочной) НПК (Астана, Казахстан. 07.02.2017 г.) / Научно-издательский центр «Мир науки» – Астана, Казахстан. 2017. – С. 57–87.

5. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб ОАО «Концерн «ЦНИИ Электроприбор», 2009. 280 с.
6. Маркелов М.К., Ишков А.С., Новичков Д.А., Борисов Н.А. Пример реализации радиоэлектронной системы беспилотного летательного аппарата // Вестник Пензенского государственного университета. 2022г., вып. 4. С. 96–100.
7. Jordan, J.W. An Accurate Strapdown Direction Cosine Algorithm / Jordan, J. W. / NASATN-D-5384, September 1969.
8. Paul G. Savage. Coning Algorithm Design by Explicit Frequency Shaping // Journal of Guidance Control and Dynamics. Vol. 33.No. 4.July– August 2010. P. 1123–1132.
9. Savage, P. G. Strapdown Inertial Navigation System Integration Algorithm Design Part 1- Attitude Algorithms // Journal of Guidance Control, and Dynamics.Vol. 21. No. 1. Jan.–Feb. 1998. P. 19–28.
10. Kelly M. Roscoe. Equivalency Between Strapdown Inertial Navigation Coning and Sculling Integrals // Algorithms, Journal of Guidance Control, and Dynamics. Vol. 24.No. 2. March–April 2001.
11. Моденов М.Ю. Периферийный блок системы точного позиционирования для преобразования сигналов СКВТ. В сб.: Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации. Сб. трудов XXIX Международной научно-технической конференции. Москва, 2020. С. 88–89.
12. Моисеев В.С. Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами: М. – Казань: ГБУ «Республиканский центр мониторинга качества образования» (Серия «Современная прикладная математика и информатика»).2013 г. – 768 с.
13. Распопов В.Я. Микросистемная авионика: уч. пособие. Тула: «Гриф и К», 2010. 248 с.
14. Распопов В.Я., Малютин Д.М., Алалуев Р.В., Погорелов М.Г., Шведов А.П. Системы ориентации МБПЛА. Справочник. Инженерный журнал. ГОУ ВПО «Тульский государственный университет» 2010 г. Номер: 11 (164). С. 51–56.
15. Черных И. В. Моделирование электротехнических устройств в MATLAB, SimPowerSystems и Simulink. // М.: ДМК Пресс; СПб.: Питер, 2008. – 288 с.
16. Чуканов А.Н., Моденов М.Ю., Цой Е.В. Проектирование, отладка и изготовление платы аппаратно-программного комплекса. Информационные технологии в управлении, автоматизации и мехатронике. Сб. научн. ст. 4-й Международной НТК. Отв. редактор М.С. Разумов. Курск, 2022. С. 205-209.

REFERENCES

1. Alaluev, R.V., Ladonkin, A.V., Malyutin, D.M., Matveev, V.V., Mashnin, M.N., Paramonov, P.P., Pogorelov, M.G., Raspopov, V.Ya., Sabo, Yu.I., Telukhin, S.V., Tovkach, S.E., Shvedov, A.P., Shukalov, A.V. 2011, “Microsystems of orientation of unmanned aerial vehicles”, Edited by V.Ya. Raspopov, *Moscow: Mashinostroenie Publ.*, 184 p.
2. Besekersky, V.A., Popov, E.P. 2004, “Theory of automatic control systems”, *Moscow - 4th ed., revised and enlarged - St. Petersburg: Profession*, 752 p.

3. Branets, V.N., Shmyglevsky, I.P. 1992, "Introduction to the Theory of Strapdown Inertial Navigation Systems", *Moscow: Nauka*, 280 p.
4. Zhuravlev, D.O., Zau, H.N. 2017, "Evolution of control systems of unmanned aerial vehicles: from the emergence to the present day", *Achievements and prospects of modern science. Proceedings of the international (correspondence) scientific and practical conference (Astana, Kazakhstan. 07.02.2017)*. Scientific and Publishing Center "World of Science" - Astana, Kazakhstan. pp. 57–87.
5. Matveev, V.V., Raspopov, V.Ya. 2009, "Fundamentals of constructing strapdown inertial navigation systems", *St. Petersburg JSC "Concern "TsNII Elektropribor""*, 280 p.
6. Markelov, M.K., Ishkov, A.S., Novichkov, D.A., Borisov, N.A. 2022, "An example of the implementation of the radio-electronic system of an unmanned aerial vehicle", *Vestnik of Penza State University*. Iss. 4, pp. 96–100.
7. Jordan, J.W. 1969, "An Accurate Strapdown Direction Cosine Algorithm", *Jordan, J. W. NASATN-D-5384*, 80 p.
8. Paul G. Savage. 2010, "Coning Algorithm Design by Explicit Frequency Shaping", *Journal of Guidance Control and Dynamics*, Vol. 33, № 4. pp. 1123–1132.
9. Savage, P. G. 1998, "Strapdown Inertial Navigation System Integration Algorithm Design Part 1-Attitude Algorithms", *Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol. 21, No. 1. P. 19–28.
10. Kelly M. Roscoe. 2001, "Equivalency Between Strapdown Inertial Navigation Coning and Sculling Integrals". *Algorithms, Journal of Guidance Control, and Dynamics*. Vol. 24.No.2. p. 201-205.
11. Modenov, M.Yu. 2020, "Peripheral unit of the precision positioning system for converting SCVT signals", In: *Modern technologies in control, automation and information processing problems. Collection of proceedings of the XXIX International Scientific and Technical Conference. Moscow*, pp. 88-89.
12. Moiseev, V.S. 2013, "Applied Theory of Control of Unmanned Aerial Vehicles", *M. – Kazan: State Budgetary Institution "Republican Center for Monitoring the Quality of Education" (Series "Modern Applied Mathematics and Computer Science")*, 768 p.
13. Raspopov, V.Ya. 2010, "Microsystem avionics: study guide", *Tula: Grif and K*, 248 p.
14. Raspopov, V.Ya., Malyutin, D.M., Alaluev R.V., Pogorelov M.G., Shvedov A.P. 2010, "Orientation systems of UAVs", *Handbook. Engineering journal. State Educational Institution of Higher Professional Education "Tula State University"*, Issue: 11 (164), pp. 51-56.
15. Chernykh, I. V. 2008, "Modeling of electrical devices in MATLAB, SimPowerSystems and Simulink", *M.: DMK Press; St. Petersburg: Piter*, 288 p.
16. Chukanov, A.N., Modenov, M.Yu., Tsoi, E.V. 2022, "Design, debugging and manufacturing of a hardware-software complex board", *Information technologies in control, automation and mechatronics. Coll. scientific. art. of the 4-th International STC. Responsible. editor M.S. Razumov. Kursk*, pp. 205-209.

Получено: 17.09.2024

Принято в печать: 10.03.2025