

ЧЕБЫШЕВСКИЙ СБОРНИК

Том 26. Выпуск 1.

УДК 004.94

DOI 10.22405/2226-8383-2025-26-1-218-228

Математическое моделирование идеального контура управления летательным аппаратом нестандартного типа в среде MATLAB¹

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: tsoyev@tolstovsky.ru

Аннотация

Описан метод анализа идеального контура летательного аппарата (ЛА), который необходим для проектирования ЛА с нестандартными аэродинамическими поверхностями. Аэродинамические поверхности ЛА считаются каналом управления, на который формирует воздействие блок выдачи команд. Для создания идеального контура управления был проведен расчет частотных, фазовых характеристик. Работа математической модели была проверена в программном комплексе MATLAB с помощью дополнения SIMULINK с учетом различных условий эксплуатации.

В процессе работы была оптимизирована переходная характеристика процесса отработки управляющего воздействия системы с помощью разработанной математической модели летательного аппарата в среде MATLAB SIMULINK.

Итогом работы стала апробация идеального контура управления на реальном устройстве при сохранении запаса устойчивости и стабильности полета с различными задержками вычислительного модуля.

Ключевые слова: контур управления, MATLAB, дифференциальный фильтр, коэффициент управления, математическая модель, управляющее воздействие.

Библиография: 15 названий.

Для цитирования:

Моденов, М.Ю., Чуканов, А.Н., Цой, Е.В. Математическое моделирование идеального контура управления летательным аппаратом нестандартного типа в среде MATLAB // Чебышевский сборник, 2025, т. 26, вып. 1, с. 218–228.

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 10.22405/2226-8383-2025-26-1-218-228

Mathematical modeling of an ideal control loop for a non-standard type aircraft in the MATLAB environment

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**

A method for analyzing the ideal contour of an aircraft, which is necessary for designing aircraft with non-standard aerodynamic surfaces, is described. The aerodynamic surfaces of the aircraft can be considered a control channel, which is influenced by the command output unit. To create an ideal control loop, the frequency and phase characteristics were calculated. The mathematical model was tested in the MATLAB software package using the SIMULINK add-on, taking into account various operating conditions.

In the course of the work, the transient characteristic of the process of testing the control action of the system was optimized using the developed mathematical model of the aircraft in the MATLAB SIMULINK environment.

The result of the work was the testing of an ideal control loop on a real device, while maintaining a margin of stability and flight stability with various delays of the computing module.

Keywords: control loop, MATLAB, differential filter, control coefficient, mathematical model, control action.

Bibliography: 15 titles.

For citation:

Modenov, M.Y., Chukanov, A.N., Tsoi, E.V. 2025, "Mathematical modeling of an ideal control loop for a non-standard type aircraft in the MATLAB environment", *Chebyshevskii sbornik*, vol. 26, no. 1, pp. 218–228.

1. Введение

Для построения идеального контура управления летательным аппаратом необходимо построить математическую модель реальной системы с учетом множества входных воздействий, вводить дифференцирующий фильтр (далее ДФ) и выполнить подбор коэффициентов. При работе динамического контура необходимо учитывать такие параметры как: значения разности ДФ, запаздывание рулевых механизмов, коэффициент управления летательного аппарата, скорость летательного аппарата (ЛА), максимальный модуль внешних возмущений, модуль допустимого промаха начальная скорость [1-3]. Выполнение подобных задач осуществимо в

программной среде Matlab Simulink с помощью блоков на основе операторного представления дифференциальных уравнений. Создание с помощью данного программного обеспечения модели контура управления ЛА, учитывающей все необходимые коэффициенты и внешние воздействия, и ее анализ позволяет достичь высокого быстродействия, низкого перерегулирования, и обеспечить оптимальное управляющее воздействие, для отсутствия перегрузок на управляющие механизмы. Передаточные функции системы являются отношением изображения по Лапласу выходного сигнала $Y(p)$ к такому же изображению входного сигнала $X(p)$ при нулевых начальных условиях. Передаточные функции описывают состояние физического объекта (процесса) показывая такие свойства системы управления как частотная, фазовая и амплитудная характеристика системы управления и вычисление фазового запаса устойчивости системы при отсутствии обратной связи (разомкнутая система) [4,5].

Цель исследования - выявление динамических особенностей контура управления ЛА при его коррекции дифференцирующим фильтром (ДФ) в системе математического моделирования MATLAB Simulink.

Для достижения цели были поставлены следующие задачи:

1. Построить структурную схему идеального контура управления ЛА на основе применения ДФ;
2. Определить диапазон изменения параметров ДФ, при которых обеспечиваются требуемые характеристики;
3. Проанализировать влияние параметров ДФ на качество переходного процесса вывода ЛА на линию заданную траекторию с начального отклонения.

Решение данных задач и практика обеспечения устойчивости переходного процесса с применением корректирующего фильтра, обеспечивающего фазовое опережение в районе частоты среза контура управления описаны ниже.

2. Математическое моделирование идеального контура управления в Matlab

Контур управления ЛА без корректирующего устройства является структурно неустойчивой системой. Для обеспечения устойчивости и требуемого качества переходного процесса необходимо применение корректирующего фильтра, обеспечивающего фазовое опережение в районе частоты среза контура управления [6-8].

Для исследования особенностей коррекции ДФ была создана математическая модель идеального контура управления ЛА. В основе этой математической модели лежат динамические характеристики движения ЛА. Упростив с помощью операционного преобразования Лапласа эти уравнения, можно связать функции комплексных переменных с функциями вещественных переменных и получить передаточные функции звеньев структурной схемы идеального контура управления ЛА.

Простейшей реализацией такой коррекции является применение фильтра с передаточной функцией следующего вида:

$$W_{\Phi}(p) = k_{\Phi} \frac{T_{\Phi}(p) + 1}{\frac{T_{\Phi}}{n} p + 1}, \quad (1)$$

где k_{Φ} , T_{Φ} , n - соответственно коэффициент усиления, постоянная времени и разнос фильтра.

В практике проектирования систем управления рассматриваемого класса фильтр при $n > 1$ принято называть дифференцирующим (ДФ).

Для выявления особенностей коррекции ДФ необходимо рассмотреть его работу на примере формирования идеального контура управления ЛА. Базовая структурная схема идеального контура управления ЛА представлена на рис. 1.

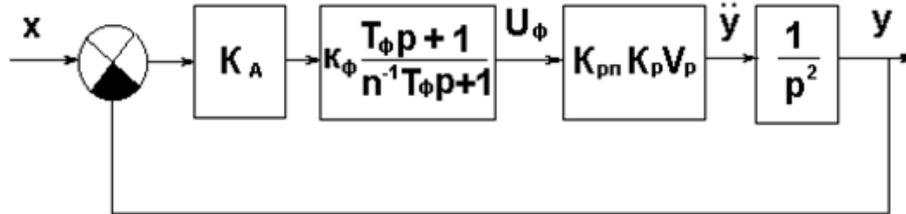


Рис. 1: Базовая структурная схема идеального контура управления ЛА.

$K_a, K_{рп}, K_p$ – коэффициенты скорости передачи данных, рулевого привода и ЛА соответственно; V_p – скорость ЛА; $U_Φ$ – управляющее напряжение; Y и \ddot{Y} – соответственно ускорение и отклонение ЛА в траекторной системе координат, $T_Φ$ – постоянная времени ДФ, n – значение разноса ДФ.

Введенная идеализация предполагает отсутствие перекрестных связей между каналами управления и безынерционность составляющих звеньев (достаточно потребовать независимость искажений амплитуды и фазы сигнала от частоты), линейность их статических характеристик и постоянство коэффициентов передачи по времени.

Как следует из рис. 1, наибольший корректирующий эффект от применения ДФ достигается в том случае, когда максимум фазовой характеристики фильтра приходится на частоту среза разомкнутой системы скорректированного контура управления. Можно считать, что выполнение сформулированного условия обеспечивается следующими соотношениями [9-11]:

$$T_Φ = \sqrt{\frac{\sqrt{n}}{k_0 V_p}}; n = \frac{1 + \sin \Delta \theta}{1 - \sin \Delta \theta}, \quad (2)$$

где $k_0 = k_a \cdot k_Φ \cdot k_{рп} \cdot k_p$, а $\Delta \theta$ – требуемый запас по фазе.

Необходимое значение коэффициента усиления по разомкнутому контуру можно определить из условия обеспечения точности в установившемся режиме:

$$k_0 V_p = \frac{|\omega_k|}{|\Delta \bar{y}_\delta|}, \quad (3)$$

где $\Delta \bar{y}_\delta$ – вектор допустимого отклонения от траектории.

Выражения аналитически решают задачу формирования контура управления ЛА с ДФ в идеальном приближении при заданных ограничениях на запас устойчивости по фазе и допустимое отклонение от траектории при известном максимальном значении вектора возмущений.

Для проверки показателей качества переходного процесса (перерегулирования и времени «входа» ЛА в контур истинного значения координат на входе системы) моделировали контур управления в Matlab Simulink. Ориентировочную оценку величины перерегулирования осуществили по следующей приближенной формуле [12-14]:

$$\sigma = \exp\left(-\pi t g \frac{\Delta \theta}{2}\right). \quad (4)$$

Расчёт по требуемому запасу по фазе в среде MATLAB выглядит следующим образом (программный код в среде MATLAB SIMULINK):

```
d_tetta= pi/4;% - приемлемый запас-устойчивости по фазе
n= (1+ sin(d_tetta))/ (1- sin(d_tetta)); % - значения разноса диффильтра
% K0Vp — коэф. разомкнутой цепи умноженный на скорость
% Все коэф. приравняем 1, для упрощения расчёта, кроме Kf
% Тогда K0Vp = Kf
Ka= 1; % - КУ аппаратуры выделения координат
Krp= 1; % - КУ рулевого привода
Kf= 1; % - КУ летательного аппарата
Vp= 1; % - Скорость ЛА (const);
wx= 10; % - Максимальный модуль внешних возмущений
delta_y= 1; % - Модуль допустимого промаха
Kf= wx/ delta_y; % - КУ ДФ и также РС (в данном случае)
Tf= sqrt(sqrt(n)/ Kf); % - Постоянная времени ДФ
sigma= exp(-pi* tan(d_tetta/2))* 100; % - Ориентировочная оценка перерегулирования:
fprintf('Перерегулирование = %0.1f%%\n', sigma);
y0= [2, 0]; % - Начальные условия (координата | скорость)
```

Разработанная в MATLAB SIMULINK структурная схема идеального контура управления ЛА представлена на рис. 2.

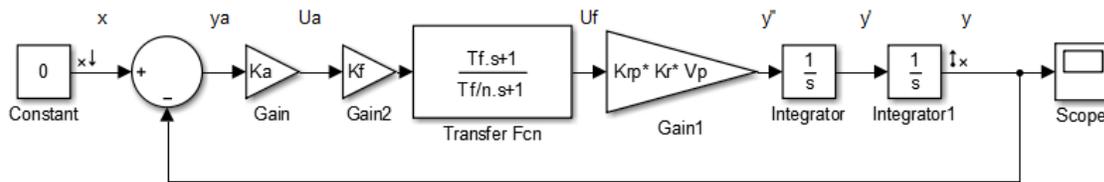


Рис. 2: Структурная схема идеального контура управления ЛА, разработанная в среде Matlab Simulink.

K_a , K_f , K_{rp} – коэффициенты скорости передачи данных, рулевого привода и ЛА соответственно; V_p – скорость ЛА; y_a – отклонение ЛА в лучевой системе координат; U_f – управляющее напряжение; Y – ускорение и отклонение ЛА в траекторной системе координат.

С помощью разработанной модели Simulink можно снять частотную характеристику контура управления, вычислить эмпирически запас по фазе необходимый для устойчивости системы, посмотреть скорость отработки системы на единичное воздействие при заданных начальных условиях. Также немаловажным аспектом является возможность увидеть резонансную частоту контура управления, в котором система не стабильно работает.

В результате анализа разработанной модели идеального контура управления ЛА получили логарифмическую амплитудно-фазовую частотную характеристику (ЛАФЧХ) представленную на рис. 3-4. По графикам определяли частоту среза системы, резонансную частоту, вычислили запас устойчивости системы по фазе.

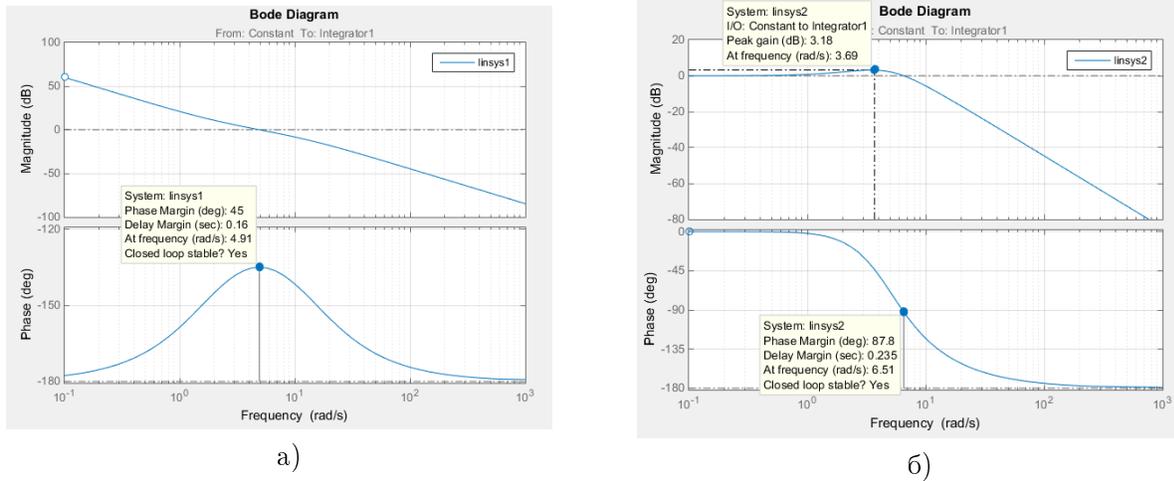


Рис. 3: ЛАФЧХ: а – разомкнутая система, б – замкнутая система.

По графику б система удовлетворяет необходимому запасу по фазе, и он составляет более 30 градусов. На графике, а приведена ЛАФЧХ с параметрами системы. Вычислили частоту среза система (4.91 рад секунда) при этом фаза составляет 45 градусов.

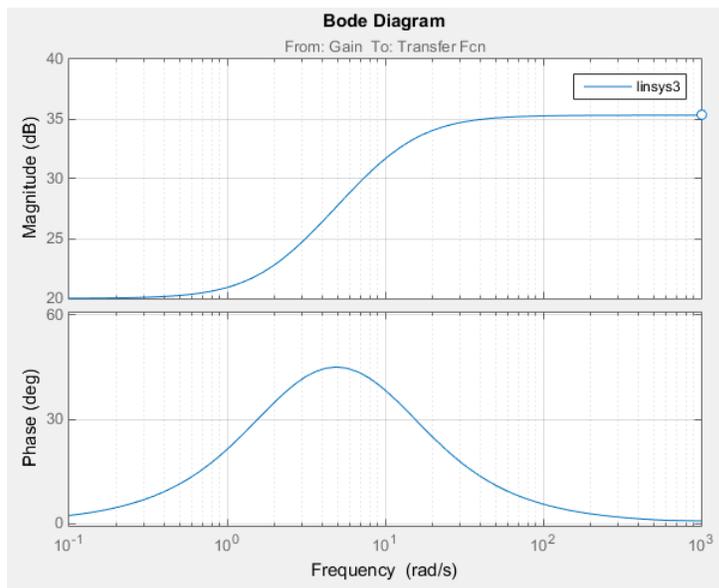


Рис. 4: ЛАФЧХ дифференцирующего фильтра.

В результате моделирования получили ЛАФЧХ дифференцирующего фильтра при этом максимальное воздействие составило 30 дб/дек и фазу 45 градусов.

Исследование влияния разноса ДФ (Дифференцирующего фильтра) в MATLAB SIMULINK выглядело следующим образом:

- % K0Vp — коэф. разомкнутой цепи умноженный на скорость
- % Все коэф. приравняем 1, кроме Kf
- % Тогда $K0Vp = Kf$
- Ka= 1; % - КУ аппаратуры выделения координат
- Krp= 1; % - КУ рулевого привода
- Kr= 1; % - КУ летательного аппарата
- Vp= 1; % - Скорость ЛА (const);

```

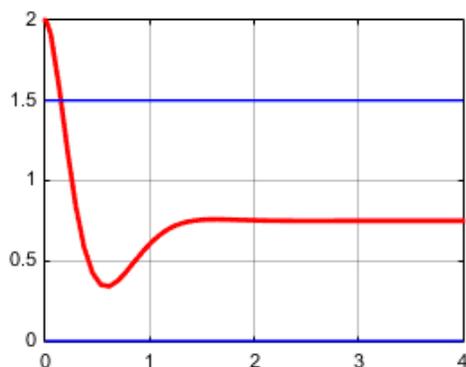
wx= 10; % - Максимальный модуль внешних возмущений
delta_y= 1; % - Модуль допустимого промаха
Kf= wx/ delta_y; % - КУ ДФ и также РС
n= 6; % - выбираем значения разноса ДФ
y0= [2, 0]; % - устанавливаем начальные условия (координата | скорость)
Tf= sqrt(sqrt(n)/ Kf); % - Считаем постоянную времени ДФ
d_tetta= asin((n- 1)/ (n+ 1)); % - Считаем запас по фазе
sigma= exp(-pi* tan(d_tetta/2))* 100; % - Ориентировочная оценка перерегулирования:
d_tetta= d_tetta* 180/ pi; % - Перевод в градусы
% Вывод
fprintf('n= %i; Tf= %0.3f; dO= %0.1f градусов\nу0= %i; Перерегулирование= %0.1f%%\n',...
n, Tf, d_tetta, y0(1), sigma);
y0= [2, 0]; % - Начальные условия (координата | скорость)

```

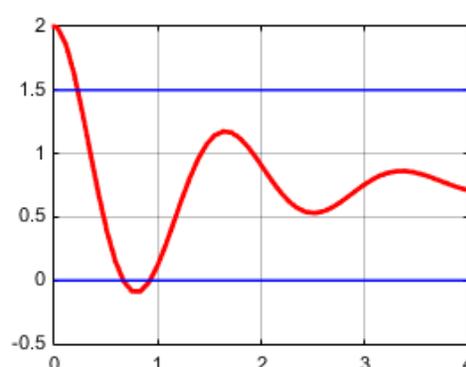
Проанализировав систему с разными разносами ДФ (n), получили следующие результаты (таб. 1):

Таблица 1: Таблица результатов анализа системы с разными разносами (n)

n , %	T_{Φ} (секунды)	$\Delta\theta$	y_0 (м/с)	σ , %	t рег. *секунды	Попадание в диапазон управления
6 %	0.495 с	45.6°	2 м/с	26.7%	0.15 с	Попадание в диапазон управления
			4 м/с	26.7%	0.94 с	*
4 %	0.447 с	36.9°	2 м/с	35.1%	0.17 с	Попадание в диапазон управления
			4 м/с	35.1%	0.94 с	*
2 %	0.376 с	19.5°	2 м/с	58.3%	0.92 с	*
			4 м/с	58.3%	1.87 с	*



а)



б)

Рис. 5: Графики устойчивости системы и попадания в диапазон перерегулирования (по оси x – частота в логарифмических единицах, по оси y – отклонение работы системы). а – $n=6$, $y_0=2$; б – $n=2$, $y_0=2$.

Исследование показало, что система попадает в диапазон управления с разностями $\Delta\Phi_n = 6\%$ и $n = 4\%$, при начальной скорости $y_0 = 2$ м/с соответственно.

Исследование влияния начальных условий по скорости на качество выхода ЛА в контуре управления показало следующие результаты (таб. 2):

Таблица 2: Таблица результатов анализа системы с разными разностями (n)

$n, \%$	T_Φ (секунды)	$\Delta\theta$	y_0 (м/с)	$\sigma, \%$	$t_{\text{рег.}}$ *секунды	Примечание
4	0.447	36.9	-8	35.1	0.95	*
			0		0.77	*
			2		0.94	*
			15		0.57	Попадание в диапазон управления

Также была проанализирована реакция системы на единичное ступенчатое воздействие при положительных начальных условиях по скорости и разное $\Delta\Phi_n = 4\%$.

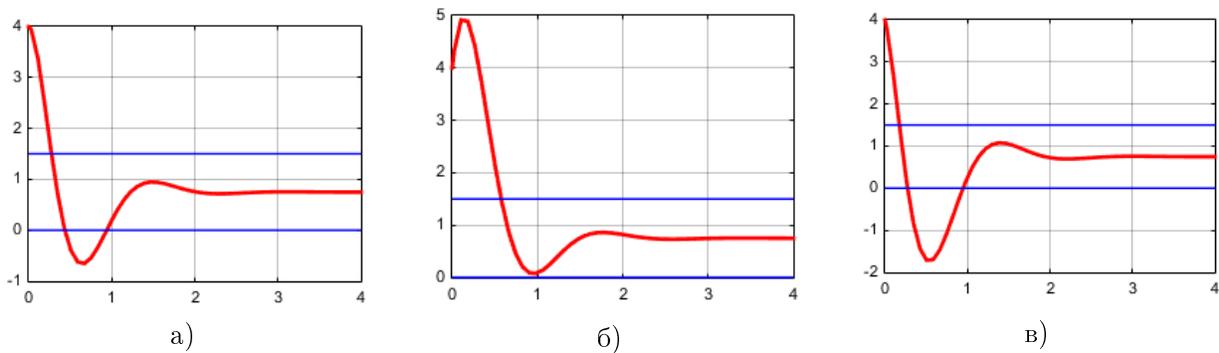


Рис. 6: Графики устойчивости системы и попадания в диапазон перегулирования по скорости и разное $\Delta\Phi_n = 4\%$. а - $y'_0=0$; б - $y'_0=15$; в - $y'_0=-8$.

По графикам видно, что система находится в допуске по перегулированию, колебательности и скорости отработки на ступенчатое воздействие с различными начальными условиями. Отрицательные начальные условия по скорости ухудшают показатель перегулирования и немного улучшают время регулирования. Положительные начальные условия по скорости до определенной величины улучшают показатель перегулирования. Время регулирования при положительных начальных условиях по скорости незначительно ухудшается.

Благодаря анализу системы и подбору коэффициентов $\Delta\Phi$, удалось достичь оптимальных показателей управляемости, перегулированию и скорости отработки входных сигналов. Полученные результаты применимы для создания микропроцессорной системы автоматического управления ЛА с нестандартными аэродинамическими поверхностями.

3. Заключение

В результате работы были проведены исследования идеального контура управления при определённых начальных воздействиях, были вычислены такие параметры как перерегулирование, рассчитан оптимальный запас по фазе для отработки команд за данный промежуток времени, который удовлетворяет диапазону перерегулирования по координатам управления летательного аппарата. Был разработан контур системы управления, который на основе начальных условий работы исполнительных механизмов, скорости полета, скорости выработки команд управления, показывает устойчивость системы, её колебательность, запас стабильности по фазовому запаздыванию. После получения логарифмической амплитудно-фазовой частотной характеристики можно подобрать устройство выработки команд, которое обеспечит переходный процесс системы управления, не выходя за запас устойчивости промоделированной системы. Был приведен пример расчета постоянной времени ДФ, запас по фазе и ориентировочная оценка перерегулирования. Данная методика была использована в разработке полетного контроллера (платы управления) ЛА с нестандартными аэродинамическими поверхностями [15].

СПИСОК ЦИТИРОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления // М. - Изд. 4-е, перераб. и доп. - СПб.: Профессия, 2004. - 752 с.
2. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем // М.: Наука, 1992. 280 с.
3. Воробьев В.А., Илюхин А.В., Марсов В.И., Минцаев М.Ш., Попов В.П. Теория, логическое проектирование, измерение, контроль и диагностика в системах автоматического управления // М.: РИА, 2009. – 790 с.
4. Гаркушенко В.И., Дягтерев В.Л. Теория автоматического управления // Учебное пособие. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2010. 274 с.
5. 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.
6. Марсов В.И., Марсова Е.В., Илюхин А.В., Джабраилов Х.А., Чантиева М.Э. Теория автоматического управления: учеб. пособие // М.: МАДИ, 2023. – 104 с.
7. Маркелов М.К., Ишков А.С., Новичков Д.А., Борисов Н.А. Пример реализации радиоэлектронной системы беспилотного летательного аппарата // Вестник Пензинского государственного университета. 2022 г., вып. 4. С. 96-100.
8. Jordan, J.W. An Accurate Strapdown Direction Cosine Algorithm // Jordan, J. W., NASATN-D-5384, September 1969.
9. 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.
10. 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.

11. 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.
12. Моденов М.Ю. Периферийный блок системы точного позиционирования для преобразования сигналов СКВТ // В сб.: Современные технологии в задачах управления, автоматике и обработки информации. Сб. трудов XXIX Международной научно-технической конференции. Москва, 2020. С. 88-89.
13. Моисеев В.С. Прикладная теория управления беспилотными летательными аппаратами // М. – Казань: ГБУ «Республиканский центр мониторинга качества образования» (Серия «Современная прикладная математика и информатика»), 2013. — 768 с.
14. Черных И. В. Моделирование электротехнических устройств в MATLAB, SimPowerSystems и Simulink / И. В. Черных. — Москва: ДМК Пресс; Санкт-Петербург: Питер, 2008. — 288 с.
15. 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. науч. ст. 4-й Междунар. НТК / отв. ред. М. С. Разумов. — Курск, 2022. — С. 205–209.

REFERENCES

1. Besekersky, V.A., Popov, E.P. 2004, “Theory of automatic control systems”, *Moscow - 4th ed., revised and enlarged - St. Petersburg: Profession*, 752 p.
2. Branets, V.N., Shmyglevsky, I.P. 1992, “Introduction to the Theory of Strapdown Inertial Navigation Systems”, *Moscow: Nauka*, 280 p.
3. Vorobyov, V.A. Ilyukhin, A.V., Marsov, V.I., Mintsaeв, M.Sh., Popov, V.P. 2009, “Theory, logic design, measurement, control and diagnosis in automatic control systems”, *M.: RIA*, 790 p.
4. Garkushenko, V.I., Dyagterev, V.L. 2010, “Theory of automatic control. Textbook”, *Kazan: Publishing house of Kazan state technical university*, 274 p.
5. 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.
6. Marsov, V.I., Marsova, E.V., Ilyukhin, A.V., Dzhabrailov, H.A., Chantieva, M.E. 2023, “Automatic control theory: textbook”, *M.: MADI*, 104 p.
7. 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.
8. Jordan, J.W. 1969, “An Accurate Strapdown Direction Cosine Algorithm”. Jordan, J. W. NASATN-D-5384, 80 p.
9. Paul G. Savage. 2010, “Coning Algorithm Design by Explicit Frequency Shaping”. Journal of Guidance Control and Dynamics. Vol. 33. No. 4. pp. 1123–1132.

10. 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. pp. 19–28.
11. Kelly, M. Roscoe. 2001, “Equivalency Between Strapdown Inertial Navigation Coning and Sculling Integrals”, *Algorithms, Journal of Guidance Control, and Dynamics*, Vol. 24, No.2, pp. 201–205.
12. Modenov, M.Yu. 2020, “Peripheral unit of the precision positioning system for converting SCVT signals”, *Modern technologies in control, automation and information processing problems. Collection of proceedings of the XXIX International Scientific and Technical Conference*, Moscow, pp. 88–89.
13. 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.
14. Chernykh, I. V. 2008, “Modeling of electrical devices in MATLAB, SimPowerSystems and Simulink”, *M.: DMK Press; St. Petersburg: Piter*, 288 p.
15. 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 4th International STC*. Responsible. editor M.S. Razumov. Kursk, pp. 205-209.

Получено: 17.09.2024

Принято в печать: 10.03.2025