УДК 629.7.05
DOI: 10.26102/2310-6018/2026.54.3.004

Применение модели привода для повышения быстродействия системы управления боковой перегрузкой беспилотного летательного аппарата

В.А. Смирнов✉, В.П. Орлов

МИРЭА – Российский технологический университет, Москва, Российская Федерация

Резюме. В статье рассматривается проблема повышения быстродействия и точности контуров управления поперечной перегрузкой высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. Отмечается, что традиционные подходы, основанные на использовании полного комплекса физических датчиков и линеаризованных моделей, приводят к усложнению конструкции и недостаточны для компенсации существенных нелинейностей аэродинамики и разброса параметров. В качестве решения предлагается переход к модельно-ориентированному управлению с заменой сигнала датчика положения рулевого привода выходным сигналом его виртуальной математической модели. Исследование направлено на разработку структуры астатического контура, реализующего этот подход. Представлена трехконтурная система с интегральным стабилизатором угловой скорости и компенсацией нелинейной моментной характеристики, обеспечивающая астатизм без дополнительных интегрирующих звеньев. Для практической реализации подхода в высокочастотном контуре предложено введение корректирующих устройств, учитывающих суммарные фазовые запаздывания. Методом статистического моделирования при случайных вариациях параметров системы доказана эффективность решения. Показано, что замена реального сигнала привода его моделью не приводит к статистически значимому ухудшению качества переходных процессов, что подтверждает возможность повышения быстродействия и надежности системы при одновременном упрощении ее аппаратной реализации.

Ключевые слова: система управления, поперечная перегрузка, астатический контур, привод стабилизации, модельно-ориентированное управление.

Для цитирования: Смирнов В.А., Орлов В.П. Применение модели привода для повышения быстродействия системы управления боковой перегрузкой беспилотного летательного аппарата. *Моделирование, оптимизация и информационные технологии.* 2026;14(3). URL: https://moitvivt.ru/ru/journal/article?id=2194 DOI: 10.26102/2310-6018/2026.54.3.004

Application of an actuator model to improve the performance of an unmanned aerial vehicle lateral g-load control system

V.A. Smirnov✉, V.P. Orlov

MIREA – Russian Technological University, Moscow, the Russian Federation

Abstract. This article examines the problem of improving the performance and accuracy of g-load control loops for highly maneuverable unmanned aerial vehicles. It is noted that traditional approaches based on a full range of physical sensors and linearized models lead to design complexity and are insufficient to compensate for significant aerodynamic nonlinearities and parameter spreads. A proposed solution is a transition to model-based control, replacing the steering actuator position sensor signal with the output signal of its virtual mathematical model. The study aims to develop the structure of an astatic loop implementing this approach. A three-loop system with an integral angular velocity stabilizer and compensation for the nonlinear torque characteristic is presented, ensuring astatic control without additional integrating links. To implement the approach in practice, the introduction of correcting

devices in the high-frequency loop considers the total phase delays is proposed. The effectiveness of the solution is demonstrated using statistical modeling with random variations in the system parameters. It is shown that replacing a real actuator signal with its model does not lead to a statistically significant deterioration in the quality of transient processes, which confirms the possibility of increasing the speed and reliability of the system while simultaneously simplifying its hardware implementation.

Keywords: control system, lateral g-load, astatic loop, stabilization actuator, model-based control.

For citation: Smirnov V.A., Orlov V.P. Application of an actuator model to improve the performance of an unmanned aerial vehicle lateral g-load control system. *Modeling, Optimization and Information Technology*. 2026;14(3). (In Russ.). URL: https://moitvivt.ru/ru/journal/article?id=2194 DOI: 10.26102/2310-6018/2026.54.3.004

Введение

Система управления для высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов, должна обеспечивать выполнение требований к предельным динамическим характеристикам контуров управления поперечной перегрузкой, в частности, к их быстродействию и точности [1, 2]. При этом достижение этих показателей традиционными методами, основанными на использовании полного набора физических датчиков (включая датчики положения приводов), ведет к усложнению конструкции, росту массы и снижению общей надежности системы [3, 4].

Классические методы синтеза регуляторов, опирающиеся на линеаризованные модели объекта, демонстрируют свою недостаточность в условиях, когда необходимо обеспечить высокое качество управления при существенных нелинейностях аэродинамических характеристик и значительном разбросе параметров беспилотных летательных аппаратов [5, 6]. Это особенно актуально при наличии параметрической неопределенности [7].

Одним из наиболее перспективных направлений является переход к модельно-ориентированному управлению, где ключевые сигналы в контуре формируются не физическими датчиками, а математическими моделями соответствующих устройств [8]. Применительно к задаче управления поперечной перегрузкой это подразумевает замену сигнала с датчика положения привода руля выходным сигналом его виртуальной модели. Однако практическая реализация данного подхода в высокочастотных астатических контурах управления сопряжена с необходимостью гарантированной компенсации нелинейностей, учета и коррекции фазовых запаздываний, вносимых моделью и измерительными системами, а также обеспечения адаптивности к вариациям параметров объекта в условиях сохранения требуемого быстродействия [9, 10].

Таким образом, актуальность настоящего исследования обусловлена необходимостью разработки и анализа структуры астатического контура поперечной перегрузки беспилотных летательных аппаратов, в котором для повышения быстродействия и надежности применяется модель привода.

Материалы и методы

Были исследованы структуры основных каналов поперечного управления перегрузкой беспилотного летательного аппарата, нацеленные на реализацию их предельных характеристик по быстродействию при отработке значительных знакопеременных команд по поперечным перегрузкам, а также на оптимизацию структуры изолированного канала. Ключевыми особенностями данных структур являются следующие принципиальные решения.

Во-первых, осуществляется формирование трехконтурной системы управления с использованием интегрального закона в среднем контуре стабилизации угловой скорости, на вход которого подается сигнал, пропорциональный ошибке стабилизации перегрузки.

Во-вторых, обеспечивается астатизм всех трех контуров управления без применения дополнительных интегрирующих устройств, что достигается за счет использования простой эталонной модели, описывающей желаемую динамику изменения угловой скорости по тангажу или рысканию ($W_M(S)$ – передаточная функция эталонной модели).

В-третьих, производится компенсация нелинейной моментной характеристики летательного аппарата $M_Z(\alpha)$ с одновременным введением обратной связи, формирующей желаемую линейную моментную характеристику по углу атаки. Таким образом, система управления в поперечных каналах приобретает вид структуры с обратными связями по угловой скорости, перегрузке беспилотного летательного аппарата и дополнительно по углу атаки. Важно отметить, что введение желаемой моментной характеристики, линейно пропорциональной углу атаки с коэффициентом пропорциональности K4, позволяет существенно улучшить динамические характеристики системы в целом.

Встроенная модель движения летательного аппарата была получена путем упрощения полной модели углового движения, представления ее в виде стационарной модели, в которой за эталонный режим полета принят установившийся прямолинейный полет. В исходной системе предполагается, что отклонения рулей, соответствующие смещениям штоков приводов, измеряются датчиками положения, и их сигналы могут быть использованы в контурах управления. Однако, для упрощения системы управления, повышения ее надежности и снижения стоимости аппаратной реализации представляется целесообразным исключить использование сигналов с датчиков перемещения штоков приводов. Это может быть достигнуто за счет того, что в системе вместо реального выходного сигнала привода используется выходной сигнал его математической модели, подключенной параллельно реальному устройству. При этом на вход модели привода подается такой же управляющий сигнал, который поступает и на вход реального привода.

Предварительные результаты моделирования показали, что для обеспечения устойчивости систем при такой замене необходимо вводить дополнительные корректирующие устройства, которые учитывают суммарное запаздывание, вносимое датчиком угловой скорости, датчиками поперечной перегрузки и фильтрами.

Структурная схема предлагаемых систем поперечного управления перегрузкой беспилотного летательного аппарата, построенных на базе астатических контуров стабилизации угловых скоростей с учетом обеспечения технической простоты их реализации путем исключения использования сигналов с датчиков перемещения штоков приводов, приведена на Рисунке 1.

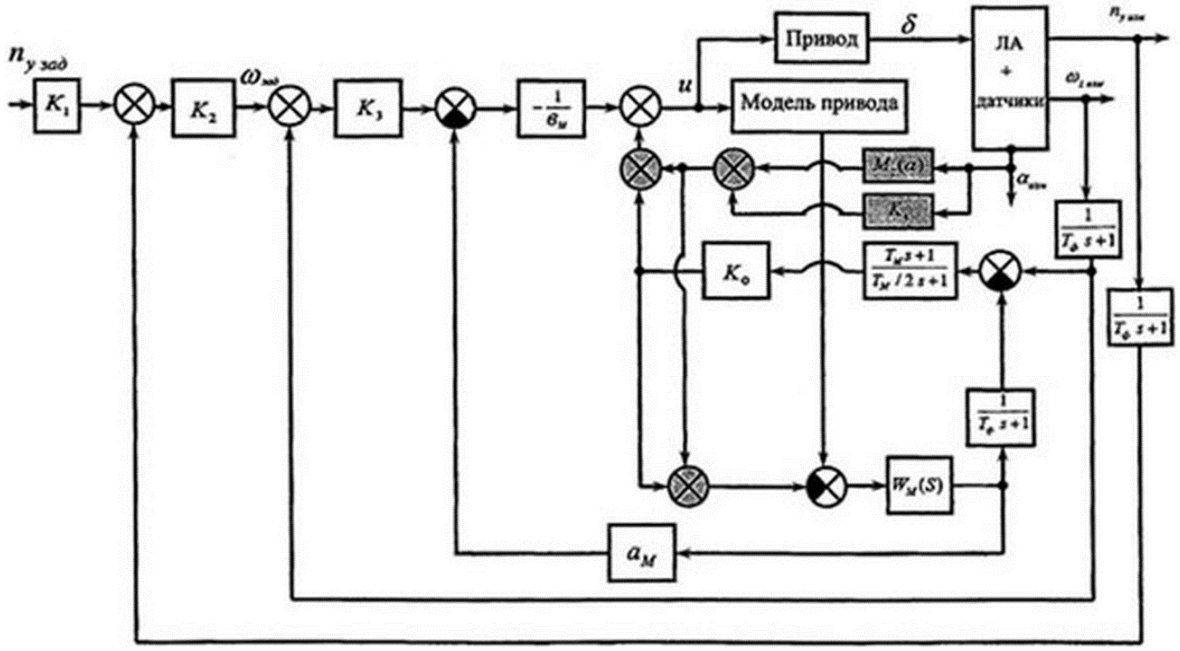

Рисунок 1 – Схема с использованием сигнала с модели привода
Figure 1 – Circuit using a signal from a actuator model

Для сравнения, вариант структуры с использованием сигнала со штока реального привода показан на Рисунке 2.

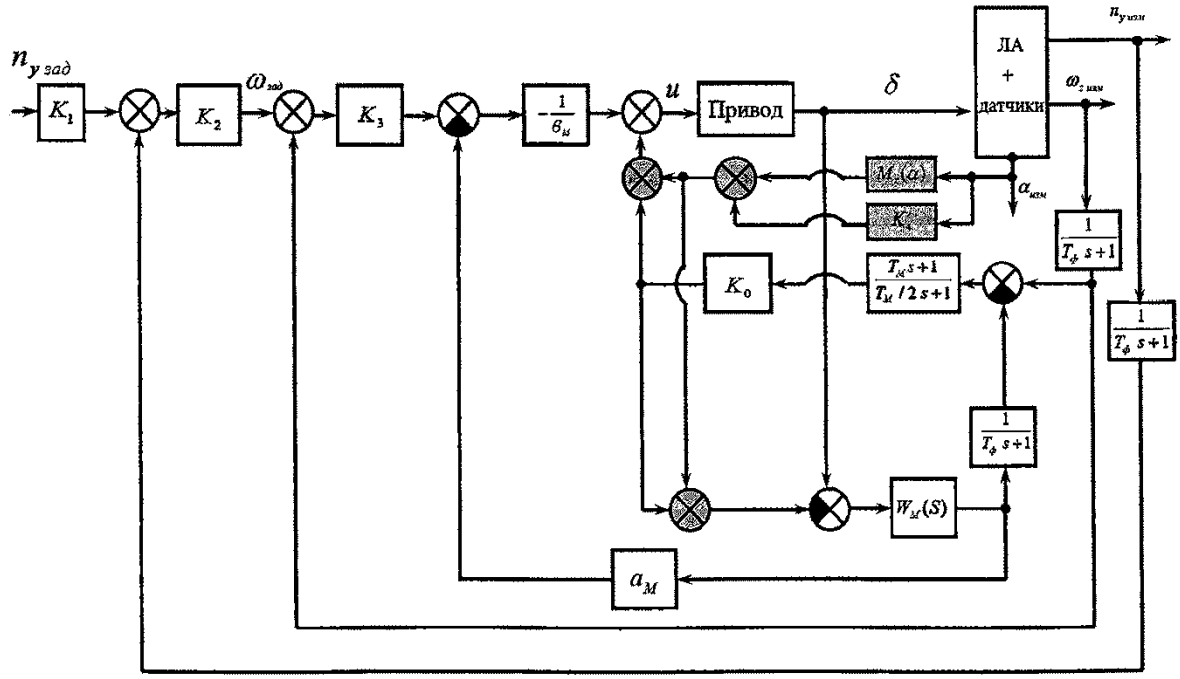

Рисунок 2 – Схема с использованием сигнала с реального привода
Figure 2 – Circuit using a signal from a real actuator

Для непосредственной оценки допустимости и эффективности замены выходного сигнала реального привода выходным сигналом его модели была рассмотрена задача отработки управляющего сигнала при номинальных параметрах беспилотного летательного аппарата.

Исследования проводились для режима полета, соответствующего числу Маха M = 0,8, при этом были выбраны следующие значения передаточных чисел и параметров системы: K0 = 3; K1 = 2,7; K2 = 6; K3 = 18; $б_М$ = 131; $T_М^{-1} = \alpha_М$ = 1,1.

Результаты

Для непосредственной оценки допустимости и эффективности замены выходного сигнала реального привода выходным сигналом его модели была проведена оценка отработки управляющего сигнала при номинальных параметрах беспилотного летательного аппарата. Оценка предполагала совпадение постоянной времени для реального привода и его модели, но при различии в скорости перекладки: для модели привода она составляла ±500 град/с и ±400 град/с, в то время как для реального привода она была задана как 500/400 град/с в системе.

Анализ результатов оценки позволяет сделать вывод, что в системе с моделью привода ограничение по скорости перекладки должно выбираться соответствующим значению скорости перекладки при действии шарнирного момента, то есть меньшему значению, что обеспечивает более надежную работу управляющей поверхности.

На Рисунке 3 представлены сравнительные результаты моделирования для реального привода и системы с моделью привода в условиях совпадения постоянных времени модели и реального привода. Полученные данные показали, что перерегулирование в системе с моделью возросло лишь на 2 %, в то время как время переходного процесса и время нарастания сохранились на прежнем уровне, что свидетельствует о высокой эффективности замены.

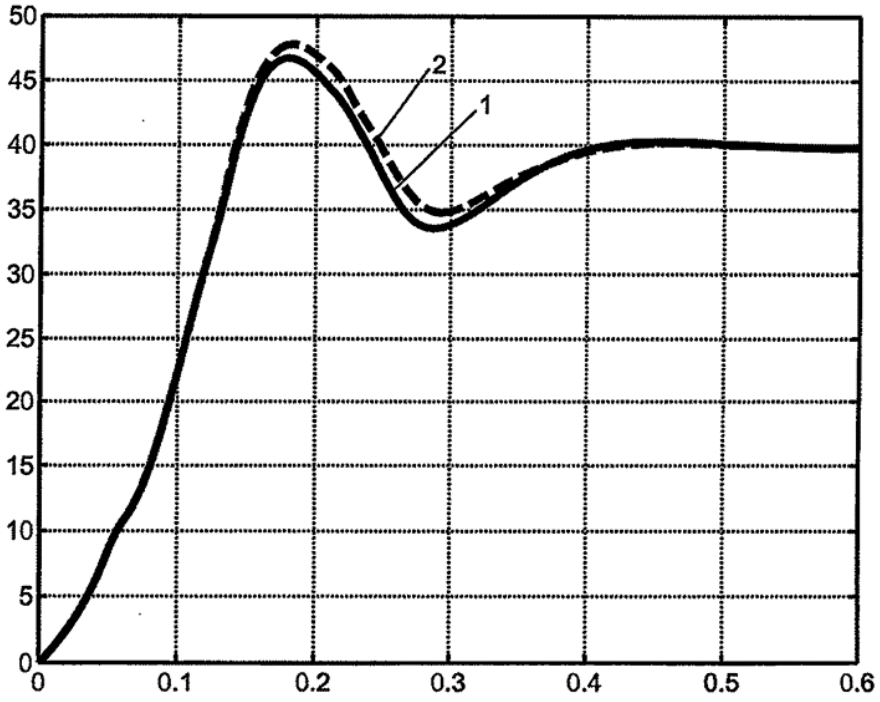

Рисунок 3 – Результаты моделирования реального привода и модели привода
Figure 3 – Results of simulation of real actuator and actuator model

Для Рисунка 3 приняты следующие обозначения: 1 – использование сигнала с привода при скорости перекладки 500/450 град/с; 2 – при совпадении постоянной времени реального привода с постоянной времени модели привода при скорости перекладки модели привода ±450 град/с.

Для подтверждения реализации предложенного решения и учета случайного разброса параметров беспилотного летательного аппарата, таких как постоянная времени привода руля и датчика угловой скорости, было проведено статистическое моделирование методом Монте-Карло. Было сгенерировано 40 случайных комбинаций значений параметров системы из интервала, определяемого нижней и верхней границами диапазона их изменения относительно номинальных значений.

На Рисунках 4 и 5 приведены переходные процессы, где границы диапазона изменения параметров были установлены как ±50 % от их номинальных значений.

В частности, на Рисунке 4 показаны переходные процессы при использовании вместо выходного сигнала привода выходного сигнала его модели, подключенной параллельно.

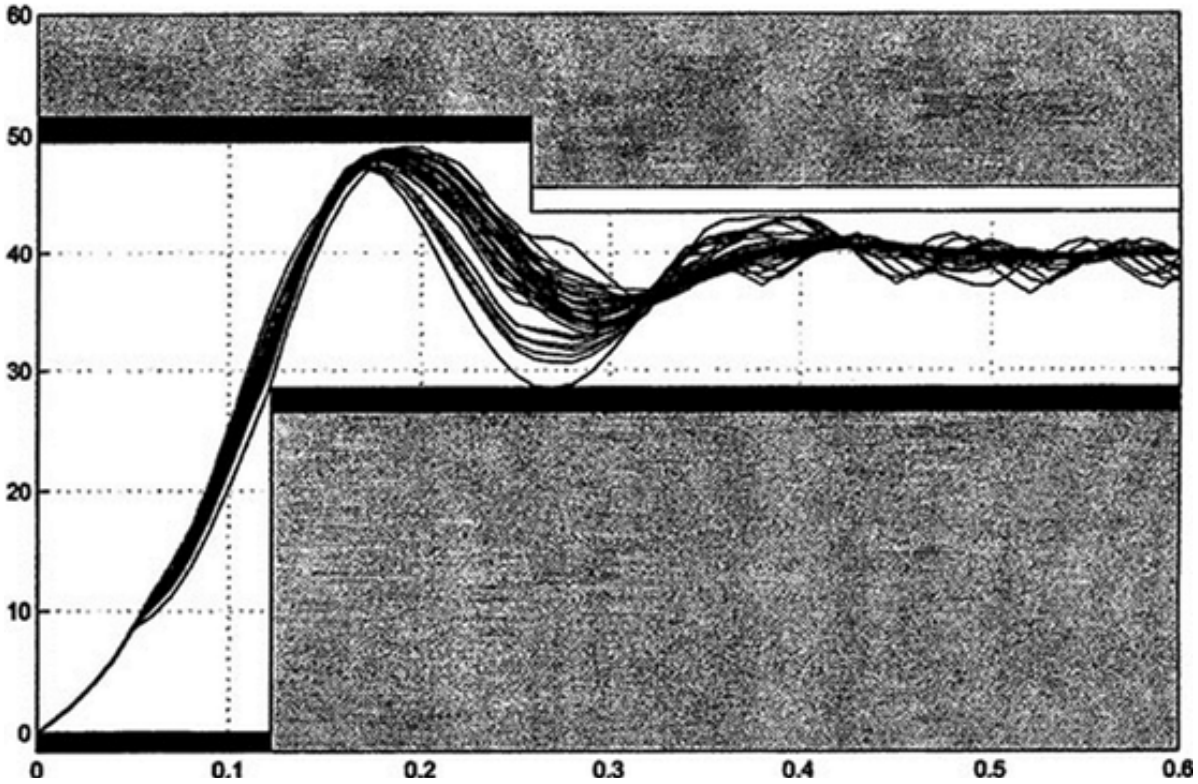

Рисунок 4 – Моделирование процесса для сигнала с модели привода
Figure 4 – Process simulation for the actuator model signal

На Рисунке 5, для сравнения, приведены переходные процессы при использовании выходного сигнала реального привода.

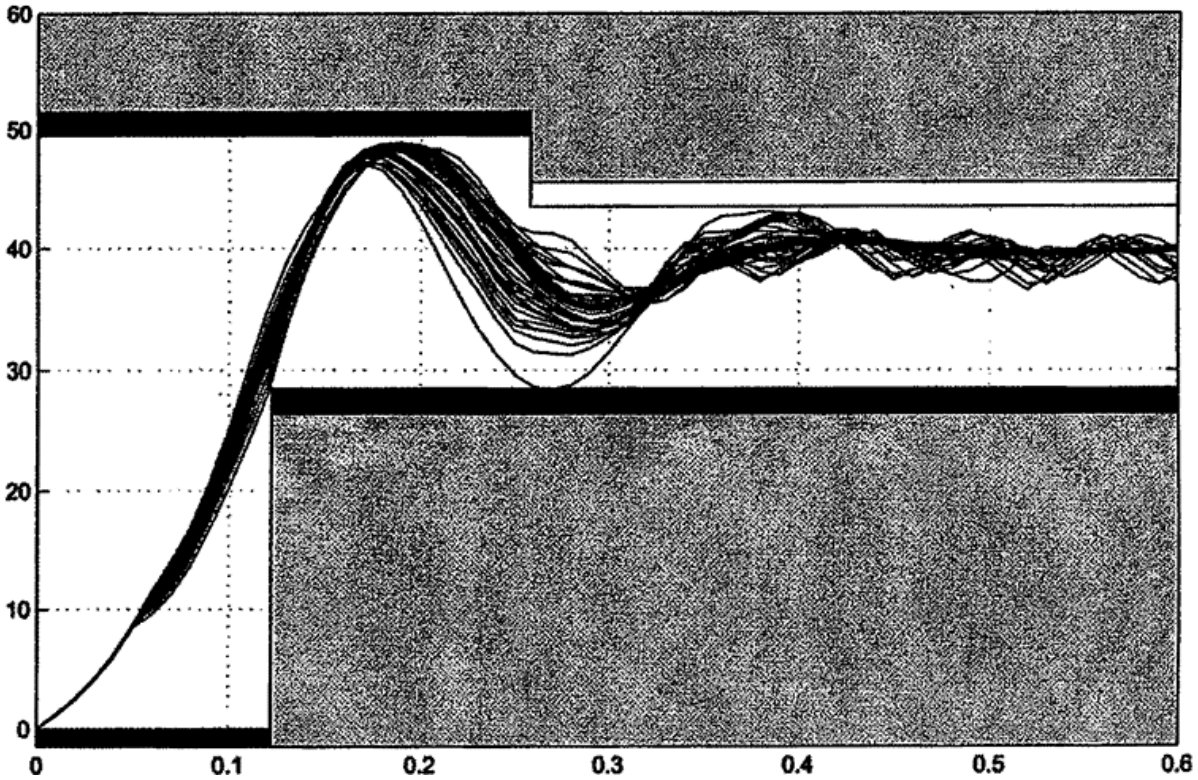

Рисунок 5 – Моделирование процесса для сигнала с реального привода
Figure 5 – Process simulation for a real actuator signal

Анализ результатов моделирования показывает, что при разбросе параметров замена реального привода на его модель практически не влияет на область разброса значений переходных процессов, то есть статистические характеристики качества управления остаются сопоставимыми.

Обсуждение

Результаты статистического моделирования позволяют предположить, что система обладает определенной робастностью. Сопоставимый разброс переходных процессов при значительной вариации параметров указывает на то, что влияние ошибок моделирования привода и запаздываний может быть скомпенсировано за счет запасов, заложенных в синтезированной структуре. Следует отметить, что исследование проводилось для одного режима полета. Возможно, что при переходе к другим высотам и скоростям (и, как следствие, к иному диапазону аэродинамических коэффициентов) потребуется адаптивная настройка корректирующих устройств или параметров модели для сохранения высокого качества управления.

Заключение

Проведенные исследования доказали высокую эффективность применения математической модели привода для повышения быстродействия и надежности астатического контура поперечной перегрузки беспилотного летательного аппарата. Разработанная трехконтурная структура с компенсацией нелинейной моментной характеристики и использованием эталонной модели обеспечивает динамические показатели при отработке знакопеременных команд. Результат работы заключается в том, что замена сигнала с датчика положения привода на его математическую модель,

при условии введения корректирующих звеньев на запаздывание, не приводит к значительному ухудшению качества управления.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ / REFERENCES

1. Михалин Д.А., Чулин Н.А. Управление траекторным движением летательного аппарата на основе синергетического подхода. *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия Приборостроение.* 2024;(4):110–127.
   Mikhalin D.A., Chulin N.A. Aircraft trajectory motion control based on the synergetic control approach. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Instrument Engineering.* 2024;(4):110–127. (In Russ.).
2. Gedefaw E.A., Abera N.B., Abdissa Ch.M. A Review of Modeling and Control Techniques for Unmanned Aerial Vehicles. *Engineering Reports.* 2025;7(6). https://doi.org/10.1002/eng2.70215
3. Пролетарский А.В., Селезнева М.С. Система управления летательными аппаратами с использованием концепции системного синтеза. *Технические науки – от теории к практике.* 2016;(54):73–77.
   Proletarskii A., Selezneva M. Control system of flying vehicle using the concept of system synthesis. *Tekhnicheskie nauki – ot teorii k praktike.* 2016;(54):73–77. (In Russ.).
4. Жумабаева А.С., Полтавский А.В., Юрков Н.К. К проблеме модельного синтеза комплексов беспилотных летательных аппаратов. *Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль.* 2017;(1):73–81.
   Zhumabaeva A.S., Poltavskiy A.V., Yurkov N.K. To the problem of model synthesis of complexes of unmanned aerial vehicles. *Measuring. Monitoring. Management. Control.* 2017;(1):73–81. (In Russ.).
5. Воронин А.И., Тютиков В.В. Методика синтеза регуляторов для независимого формирования статических и динамических показателей нелинейных объектов. *Известия ЮФУ. Технические науки.* 2015;(3):154–164.
   Voronin A.I., Tyutikov V.V. Procedure for the synthesis of controllers for independent formation of static and dynamic parameters of nonlinear objects. *Izvestiya SFedU. Engineering Sciences.* 2015;(3):154–164. (In Russ.).
6. Чыонг Ф.С. Выбор коэффициентов усиления контура системы стабилизации угла тангажа беспилотного летательного аппарата с учетом допусков на аэродинамические и массово-центровочные характеристики. *Политехнический молодежный журнал.* 2018;(5). https://doi.org/10.18698/2541-8009-2018-5-317
   Chyong F.S. Selecting the loop gains of the unmanned aerial vehicle pitch attitude control system with allowance for tolerances on the aerodynamic and mass centering characteristics. *Politechnical Student Journal.* 2018;(5). (In Russ.). https://doi.org/10.18698/2541-8009-2018-5-317
7. Петунин В.И., Неугодникова Л.М. Метод построения систем автоматического управления с ограничением предельных параметров летательных аппаратов. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника.* 2015;(3):28–34.
   Petunin V.I., Neugodnikova L.M. Method for constructing automatic control systems with restriction on aircraft critical parameters. *Russian Aeronautics.* 2015;58(3):279–285. https://doi.org/10.3103/S1068799815030058
8. Huang Zh., Chen M. Coordinated disturbance observer-based flight control of fixed-wing UAV. *IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs.* 2022;69(8):3545–3549. https://doi.org/10.1109/TCSII.2022.3165366

9. Гу П., Лобатый А.А. Применение нечетких регуляторов в автопилоте беспилотного летательного аппарата. *Системный анализ и прикладная информатика.* 2024;(3):41–46. https://doi.org/10.21122/2309-4923-2024-3-41-46
Gu P., Lobaty A.A. Application of fuzzy controllers in the autopilot of an unmanned aerial vehicle. *System analysis and applied information science.* 2024;(3):41–46. (In Russ.). https://doi.org/10.21122/2309-4923-2024-3-41-46
10. Stevens B.L., Lewis F.L., Johnson E.N. *Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems.* Hoboken: John Wiley & Sons; 2015. 768 p.

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ / INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Смирнов Владимир Алексеевич, ассистент кафедры приборов и информационно-измерительных систем, МИРЭА – Российский технологический университет, Москва, Российская Федерация.
e-mail: smirnov007@inbox.ru
ORCID: 0000-0001-6322-8430

Vladimir A. Smirnov, Assistant at the Department of Instruments and Information-Measuring Systems, MIREA – Russian Technological University, Moscow, the Russian Federation.

Орлов Валерий Павлович, кандидат технических наук, заведующий кафедрой приборов и информационно-измерительных систем, МИРЭА – Российский технологический университет, Москва, Российская Федерация.
e-mail: ovp403@yandex.ru

Valerij P. Orlov, Candidate of Engineering Sciences, Head of the Department of Instruments and Information Measuring Systems, MIREA – Russian Technological University, Moscow, the Russian Federation.

Статья поступила в редакцию 30.01.2026; одобрена после рецензирования 27.02.2026; принята к публикации 12.03.2026.

The article was submitted 30.01.2026; approved after reviewing 27.02.2026; accepted for publication 12.03.2026.