

## **AUTOMATION OF RISK MANAGEMENT PROCESSES USING A TELEGRAM-BOT**

N.G. MARILOV, Postgraduate, L.V. KOZYREVA, Dr. Sc.,  
E.I. MARILOVA, Student

Tver State Technical University,  
22, Af. Nikitin emb., Tver, 170026, e-mail: marilov\_nikitka@mail.ru

This article defines an integrated approach to assessing professional risks, implemented as a Telegram bot. The approach synthesizes three complementary methods: a deterministic assessment based on the Special Assessment of Working Conditions (SAWC), probabilistic Monte Carlo modeling, and an uncertainty assessment based on the GUM guidelines. A pilot test of the solution demonstrated its effectiveness, resulting in increased assessment timeliness and increased employee engagement. A comparative analysis revealed that in 40 % of cases, the point estimates of the SAWC corresponded to the model's interval data, while in 15 %, they were underestimated. This approach is a direct extension of traditional methods, overcoming their limitations by comprehensively considering the probabilistic nature and uncertainty of the initial data, enabling a transition from reactive to preventive risk management.

*Keywords:* professional risks, risk assessment, Telegram bot, Monte Carlo method, GUM, SAWC, digitalization of occupational safety, risk management.

Поступила в редакцию/received: 09.10.2025; после рецензирования/revised: 27.10.2025;  
принята/accepted: 10.11.2025

УДК 004.942

DOI: 10.46573/2658-5030-2026-1-108-117

## **СОЗДАНИЕ МОДЕЛИ ПРИВОДА СТАБИЛИЗАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

В.А. СМЕРНОВ<sup>1</sup>, инж., В.П. ОРЛОВ<sup>2</sup>, канд. техн. наук

<sup>1</sup>АО «ГосМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова»,  
125424, Москва, Волоколамское шоссе, 90, e-mail: smirnov007@inbox.ru

<sup>2</sup>ФГБОУВО «МИРЭА – Российский технологический университет»,  
107076, Москва, ул. Стромьнка, 20, e-mail: ovr403@yandex.ru

© Смирнов В.А., Орлов В.П., 2026

Статья посвящена вопросам построения модели привода стабилизации беспилотного летательного аппарата. Обоснована необходимость использования адекватных математических моделей беспилотного летательного аппарата, учитывающих его аэродинамические особенности. В качестве примера исследуется задача стабилизации угловой скорости крена при скачкообразном возмущающем моменте. Проведена серия экспериментов по оценке влияния постоянной времени привода,

рассогласования его скоростных характеристик и вариаций параметров датчиков. Результаты моделирования, представленные в виде переходных процессов, демонстрируют, что для обеспечения достоверности результатов динамическая модель привода в контуре стабилизации должна иметь большее запаздывание, чем реальный привод. Показано, что даже при случайном разбросе постоянных времени элементов системы возможно создание ее работоспособной модели.

*Ключевые слова:* привод стабилизации, моделирование привода, летательный аппарат, угловая скорость крена, возмущающий момент, переходные процессы, скорость перекладки, постоянная времени, корректирующие устройства, устойчивость системы.

## ВВЕДЕНИЕ

Актуальность разработки систем стабилизации для беспилотных летательных аппаратов обусловлена ростом требований к их автономности и надежности. Ключевым аспектом является создание адекватной математической модели привода, что подтверждается активными исследованиями в данной области.

Основой для построения модели привода стабилизации является адекватная математическая модель беспилотного летательного аппарата, учитывающая различные аэродинамические конфигурации [1] и специфику различных типов беспилотных летательных аппаратов, таких как мультикоптеры [2].

Эффективность моделирования определяется комплексным подходом, включающим интеграцию привода в адаптивную систему стабилизации [3] и анализ влияния цифрового обмена данными на его динамические характеристики [4]. Актуальность задачи подтверждается разработкой усовершенствованных методов создания управляющих сил [5] и синтезом адаптивных робастных регуляторов [6]. Данные подходы, наряду с разработкой комплексных систем стабилизации [7, 8], требуют совместного моделирования динамики привода и аппарата.

Международный опыт демонстрирует ключевую роль моделирования как при проектировании конкретных систем [9], так и при создании обобщенных моделей для концептуального проектирования и сравнительного анализа архитектур управления [10].

Новизна работы заключается в комплексном исследовании влияния неидеальностей реального привода в процессе построения его модели.

Цель работы – оценка возможности и условий построения адекватной модели привода стабилизации, обеспечивающей требуемое качество переходных процессов при наличии значительного разброса параметров системы и возмущающих воздействий.

## МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Для оценки возможности моделирования привода стабилизации рассматривалась задача стабилизации угловой скорости крена при возникновении скачкообразного возмущающего момента достаточно большой величины, чтобы элероны не выходили бы на максимальные значения, равные 20...30 градусов, но выходили на ограничения по скоростной характеристике.

Структурная схема модели системы стабилизации угла крена приведена на рис. 1. Необходимый астатизм достигается за счет обратных связей, охватывающих исполнительные устройства (привода) рулей. При этом образуется астатический контур стабилизации угловой скорости крена, который на рис. 1 выделен пунктиром.

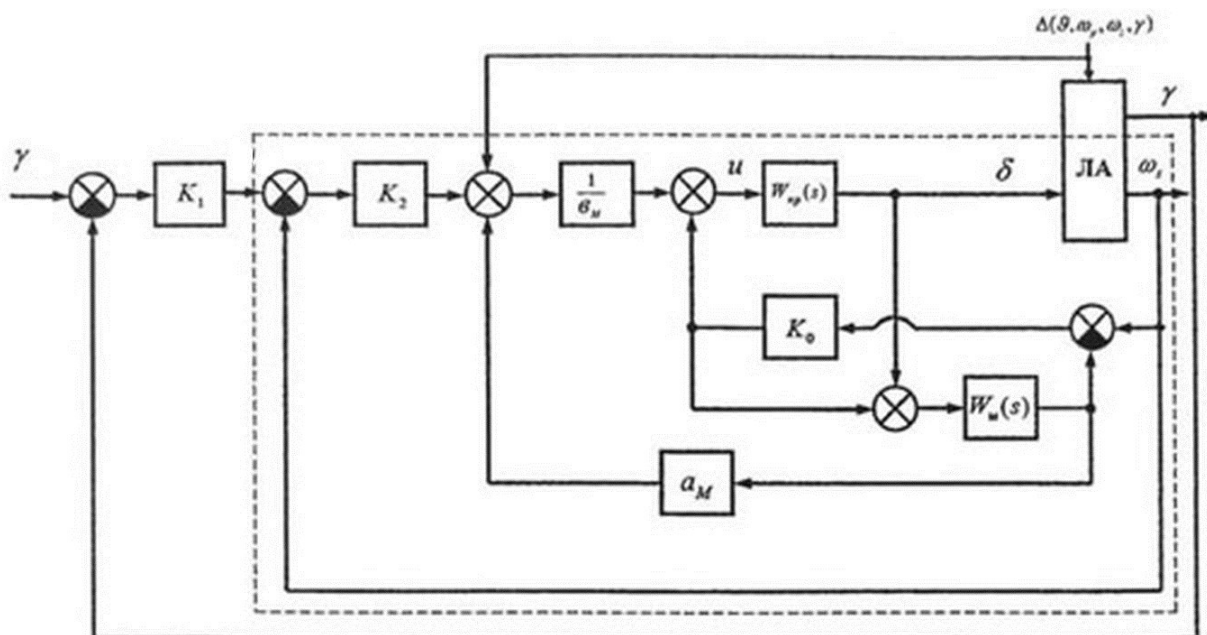


Рис. 1. Структурная схема системы стабилизации угла крена

Передаточная функция эталонной модели имеет вид апериодического звена:

$$W_M(s) = \frac{b_M}{s + a_M} = \frac{b_M}{a_M} \frac{1}{T_M s + 1},$$

где  $T_M = a_M^{-1}$  – постоянная времени.

Упрощенная модель движения беспилотного летательного аппарата на основе модели углового движения:

$$\dot{\omega}_z + a_M \omega_z + b_M \delta_p = 0,$$

где  $\omega_z$  – угловая скорость крена;  $a_M$  – коэффициент усиления системы;  $b_M$  – коэффициент инерционности системы;  $\delta_p$  – угловая скорость отклонения рулей. При этом сам угол крена обозначим как  $\gamma$ .

Были выбраны следующие значения передаточных чисел системы:  $a_M = 1,1$ ;  $b_M = 131$ ;  $K_0 = 10$ ;  $K_1 = 7,5$ ;  $K_2 = 17$ , где  $K_0$  – отношение рассчитанной угловой скорости к потребной угловой скорости;  $K_1$  – отношение угла крена к угловой скорости крена;  $K_2$  – отношение угла крена к углу отклонения руля.

На рис. 2 приведены переходные процессы по угловой скорости крена (возникновение и обнуление угловой скорости) при отработке ступенчатого момента, эквивалентного отклонения элеронов на 15 град при номинальных параметрах беспилотного летательного аппарата и при совпадении постоянной времени для реального привода и его модели.

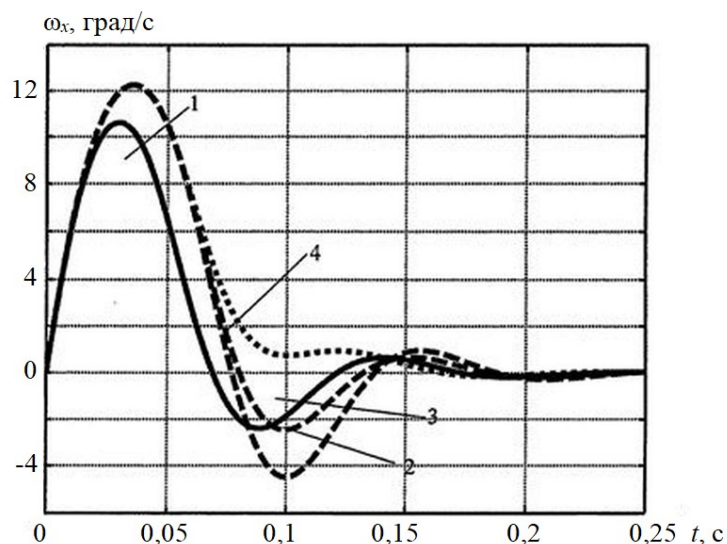


Рис. 2. Результаты моделирования № 1

Для рис. 2 приняты следующие обозначения систем управления:

1 – с использованием сигнала с датчика перемещения штока привода без учета действия нагрузки;

2–4 – с учетом действия нагрузки: 2 – при совпадении скоростных характеристик реального привода и его модели с использованием сигнала с модели привода; 3 – при отличии скоростных характеристик модели ( $\pm 500$  град/с) от реального привода (500/400 град/с) с использованием сигнала с модели; 4 – при отличии скоростных характеристик модели ( $\pm 400$  град/с) от реального привода (500/400 град/с) с использованием сигнала с модели.

Анализ полученных результатов моделирования № 1 показывает:

учет в модели реального привода действия шарнирных моментов предсказуемо приводит к ухудшению процессов (максимальное отклонение увеличивается на 17 %);

наблюдается колебательность процессов, для устранения которой необходимо учитывать инерционность датчиков угловых скоростей и фильтра. С этой целью в исходную систему были введены корректирующие устройства, учитывающие динамику линейной модели привода и запаздывание, вносимое датчиками угловых скоростей и фильтром.

На рис. 3 приведены переходные процессы по угловой скорости крена (возникновение и обнуление угловой скорости) при отработке ступенчатого момента, эквивалентного отклонения элеронов на 15 град, при номинальных параметрах беспилотного летательного аппарата и для трех значений постоянной реального привода системы. Моделирование проводилось при совпадении скоростных характеристик реального привода и его модели без учета действия шарнирных моментов ( $\pm 500$  град/с).

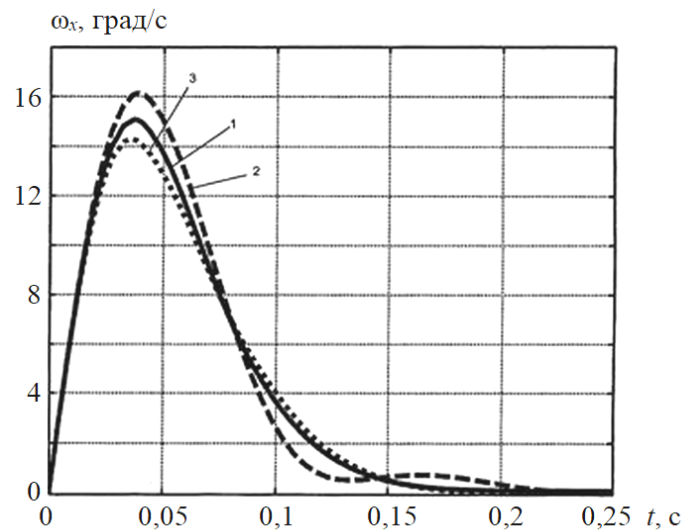


Рис. 3. Результаты моделирования № 2

Для рис. 3 приняты следующие обозначения:

- 1 – при совпадении динамических характеристик реального привода и его модели;
- 2 – при увеличении постоянной времени реального привода на 30 %;
- 3 – при уменьшении постоянной времени реального привода на 30 %.

На рис. 4 приведены переходные процессы по угловой скорости крена при номинальных параметрах беспилотного летательного аппарата и для трех значений постоянной реального привода системы. Моделирование проводилось при отличии скоростных характеристик модели ( $\pm 500$  град/с) от реального привода (500/400 град/с).

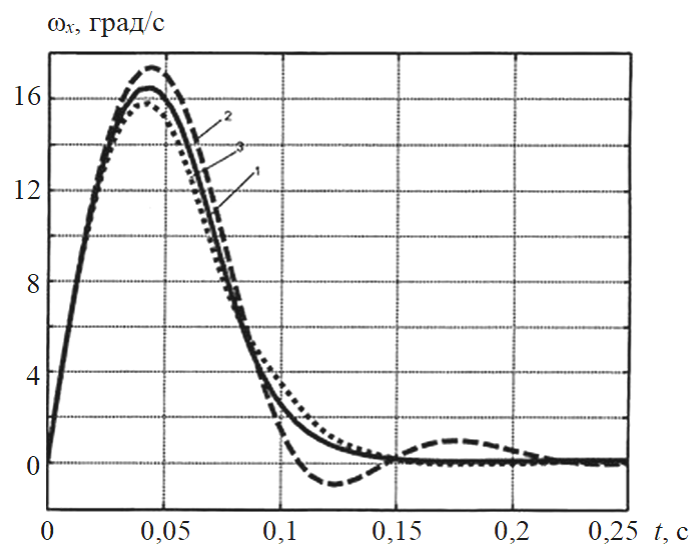


Рис. 4. Результаты моделирования № 3

Для рис. 4 приняты следующие обозначения:

- 1 – при совпадении динамических характеристик реального привода и его модели;

- 2 – при увеличении постоянной времени реального привода на 30 %;
- 3 – при уменьшении постоянной времени реального привода на 30 %.

Анализ полученных результатов моделирования № 2 и 3 показывает, что динамическая модель привода системы должна иметь большее запаздывание, чем реальный привод.

На рис. 5 приведены переходные процессы по угловой скорости крена при номинальных параметрах беспилотного летательного аппарата для трех значений постоянной реального привода системы. Моделирование проводилось при отличии скоростных характеристик модели ( $\pm 500$  и  $\pm 400$  град/с) от реального привода (500/400 град/с).

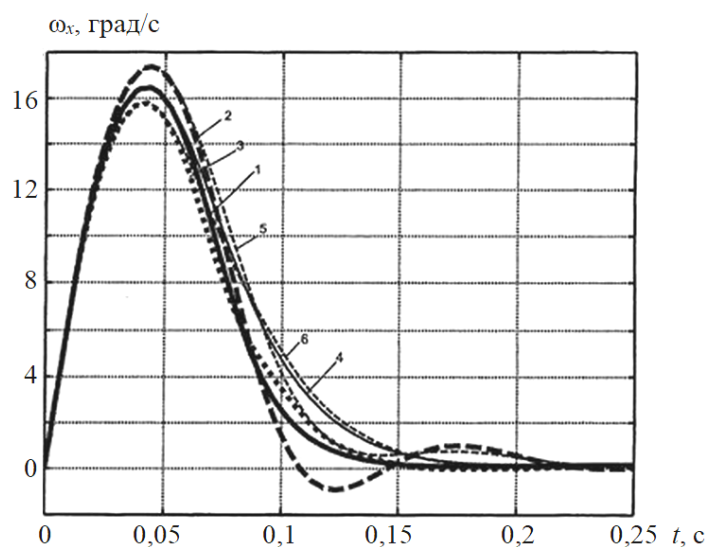


Рис. 5. Результаты моделирования № 4

Для рис. 5 приняты следующие обозначения:

1–3 – скорость перекладки привода модели ( $\pm 500$  град/с) от реального привода (500/400 град/с): 1 – при совпадении динамических характеристик реального привода и его модели; 2 – при увеличении постоянной времени реального привода на 30 %; 3 – при уменьшении постоянной времени реального привода на 30 %;

4–6 – скорость перекладки привода модели ( $\pm 400$  град/с) от реального привода (500/400 град/с): 4 – при совпадении динамических характеристик реального привода и его модели; 5 – при увеличении постоянной времени реального привода на 30 %; 6 – при уменьшении постоянной времени реального привода на 30 %.

Результаты моделирования № 4 показывают: при вариации постоянной времени реального привода очевидно, что чем более быстродействующий привод, тем лучше качество переходных процессов.

На рис. 6 приведены переходные процессы по угловой скорости крена при номинальных параметрах беспилотного летательного аппарата для двух значений постоянной времени реального привода и его модели.

Моделирование проводилось при отличии скоростных характеристик модели ( $\pm 500$  и  $\pm 400$  град/с) от реального привода (500/400 град/с).

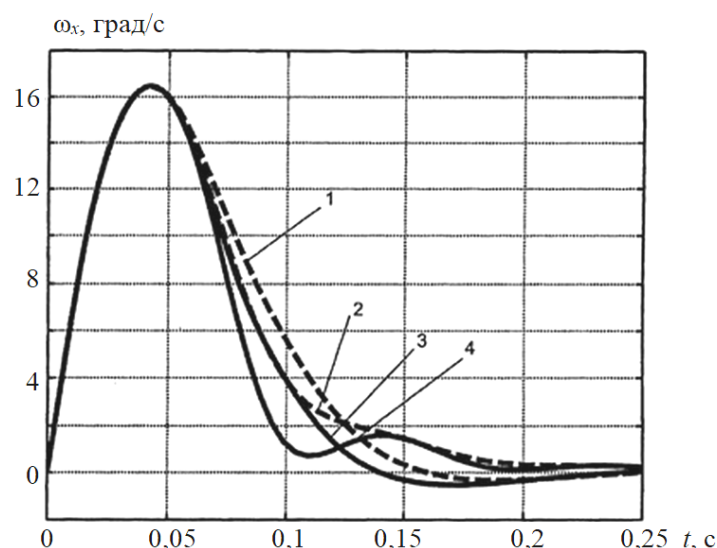


Рис. 6. Результаты моделирования № 5

Для рис. 6 приняты следующие обозначения:

1, 2 – скорость перекладки привода модели ( $\pm 400$  град/с): 1 – при увеличении постоянной времени модели привода на 30 %; 2 – при уменьшении постоянной времени модели привода на 30 %;

3, 4 – скорость перекладки привода модели ( $\pm 500$  град/с): 3 – при увеличении постоянной времени модели привода на 30 %; 4 – при уменьшении постоянной времени модели привода на 30 %. Анализ полученных результатов моделирования № 5 показывает: модель должна иметь большее запаздывание, чем реальный привод, что выражается в большем значении постоянной времени модели привода и в меньшей скорости перекладки.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Для окончательного определения возможности моделирования привода стабилизации примем, что точные параметры беспилотного летательного аппарата, постоянные времени привода элеронов и характеристики датчиков угловых скоростей неизвестны. Важно, чтобы система была груба к их разбросу, причем разброс возможен в разных комбинациях параметров из некоторого интервала значений.

Для учета случайности в разбросе параметров беспилотного летательного аппарата, постоянных времени привода элеронов и характеристик датчиков угловых скоростей проводилось моделирование из заданного интервала для 40 случайных комбинаций значений параметров системы из интервала, определяемого нижней и верхней границами диапазона изменения параметров. Границы диапазона изменения параметров определялись как  $\pm 50\%$  от их номинальных значений.

На рис. 7 приведены переходные процессы по углу крена (возникновение и обнуление угла крена) при отработке ступенчатого момента, эквивалентного отклонения элеронов на 15 град при случайном разбросе параметров беспилотного летательного аппарата, постоянных времени привода элеронов и характеристик датчиков угловых скоростей, датчика угла крена в диапазоне  $\pm 50\%$ . При моделировании использовалось 40 реализаций со случайными соотношениями



комбинаций значений параметров из заданного диапазона, скорость перекладки модели привода бралась равной  $\pm 400$  град/с.

Для сравнения на рис. 8 приведены переходные процессы по углу крена системы управления, использующей сигнал с реального привода.

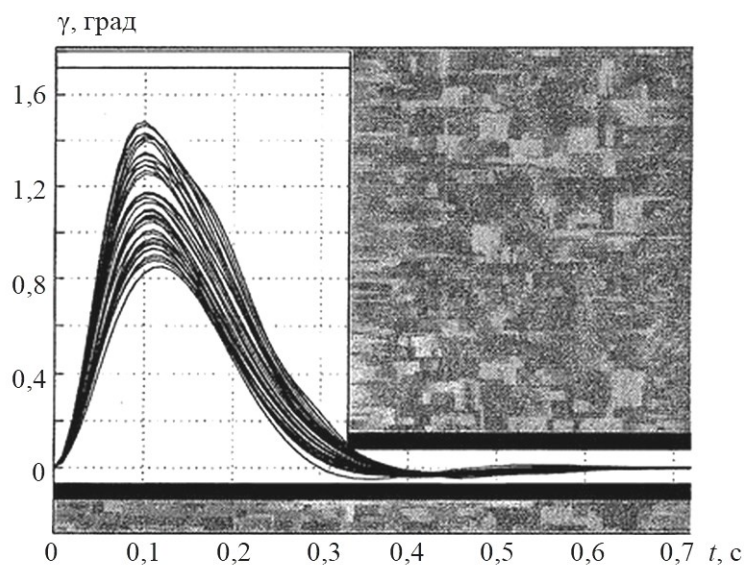


Рис. 7. Результаты моделирования № 6

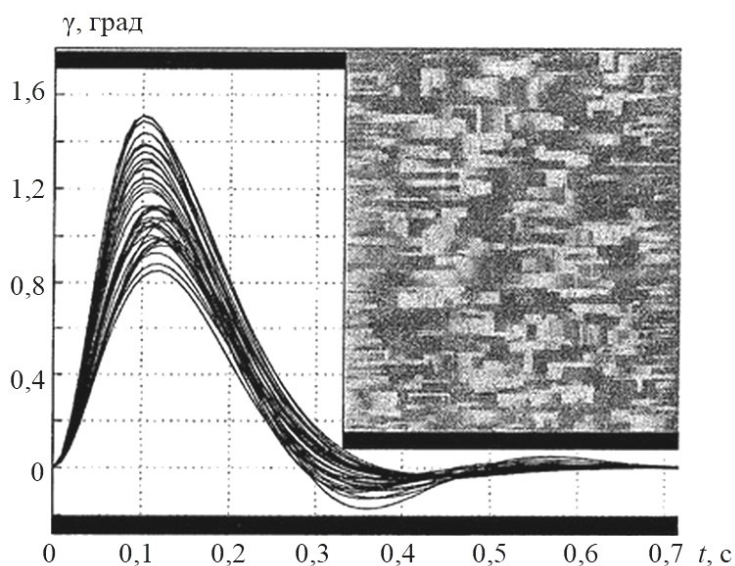


Рис. 8. Результаты моделирования № 7

Из анализа результатов моделирования № 6 и 7 следует, что при случайном разбросе параметров беспилотного летательного аппарата, постоянных времени привода элеронов и характеристик датчиков угловых скоростей, датчика угла крена в диапазоне  $\pm 50\%$  возможность построения модели привода стабилизации вполне реализуема.



## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования подтверждена принципиальная возможность построения модели привода стабилизации для беспилотного летательного аппарата. Комплексный анализ переходных процессов позволил выявить ключевые требования к такой модели. Установлено, что для обеспечения устойчивости и требуемого качества управления модель привода должна учитывать действие шарнирных моментов и инерционность измерительной аппаратуры, а также обладать искусственно завышенным запаздыванием. Это выражается в необходимости использования в модели большей постоянной времени и меньшей скорости перекладки.

Наиболее значимым результатом является доказательство робастности предложенного подхода. Моделирование при случайном разбросе параметров беспилотного летательного аппарата и элементов системы управления в диапазоне  $\pm 50\%$  показало, что переходные процессы системы с моделью остаются качественно схожими с процессами в системе, использующей сигнал с реального привода. Таким образом, разработанная методика позволяет создать модель привода, обеспечивающую стабильную работу системы стабилизации в условиях значительной параметрической неопределенности.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Ахрамович С.А., Малышев В.В., Старков А.В. Математическая модель движения беспилотного летательного аппарата в бикватернионной форме // *Полет. Общероссийский научно-технический журнал*. 2018. № 4. С. 9–20.
2. Костюков В.А., Гисцов В.Г., Евдокимов И.Д. Методика корректировки траектории беспилотного летательного аппарата мультикоптерного типа // *Инженерный вестник Дона*. 2022. № 12 (96). С. 760–775.
3. Норинская И.В., Спирин А.А., Шабашов А.А. Имитационное моделирование рулевого привода в составе адаптивной системы стабилизации беспилотного летательного аппарата // *Известия Тульского государственного университета. Технические науки*. 2021. № 10. С. 80–89.
4. Грызин С.В. Исследование влияния цифрового обмена в системе стабилизации беспилотного летательного аппарата на динамические характеристики рулевого привода // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации*. 2019. Т. 22. № 5. С. 54–66.
5. Лопухов А.В. Усовершенствованный комбинированный способ создания управляющих сил и моментов для беспилотного летательного аппарата // *Системный анализ и прикладная информатика*. 2022. № 1. С. 27–33.
6. Шабашов А.А. Синтез адаптивного робастного регулятора беспилотного летательного аппарата на основе квазилинеаризации и политопного представления модели: дис. ... канд. техн. наук. Нижний Новгород, 2025. 87 с.
7. Первушина Н.А., Фролова А.Д. Разработка адаптивной системы стабилизации для беспилотного летательного аппарата самолетного типа // *Проблемы управления*. 2022. № 5. С. 3–15.
8. Нгуен В.В., Усина Е.Е. Динамические модели управления и стабилизации движения манипулятора беспилотного летательного аппарата // *Известия Юго-Западного государственного университета*. 2020. Т. 24. № 4. С. 200–216.

9. Sivamani G.K.S., Gudipalli A. Design and Implementation of DATA Logging and Stabilization System for a UAV // *Heliyon*. 2024. V.10. № 4. P. 26394.

10. Kramar V., Kabanov A., Dudnikov S. A Mathematical Model for a Conceptual Design and Analyses of UAV Stabilization Systems // *Fluids*. 2021. V. 6. № 5. P. 172.

**Для цитирования:** Смирнов В.А., Орлов В.П. Создание модели привода стабилизации беспилотного летательного аппарата // Вестник Тверского государственного технического университета. Серия «Технические науки». 2026. № 1 (29). С. 108–117.

## **DEVELOPMENT OF A STABILIZATION ACTUATOR MODEL FOR AN UNMANNED AERIAL VEHICLE**

V.A. SMIRNOV<sup>1</sup>, Engineer, V.P. ORLOV<sup>2</sup>, Cand. Sc.

<sup>1</sup>State Machine-Building Design Bureau "Vympel" named after I.I. Toropov,  
90, Volokolamskoye Shosse, Moscow, 125424, e-mail: smirnov007@inbox.ru

<sup>2</sup>MIREA – Russian Technological University,  
20, Stromynka St., Moscow, 107076, e-mail: ovp403@yandex.ru

The article focuses on the development of a stabilization actuator model for an unmanned aerial vehicle. The necessity of using adequate mathematical models of the unmanned aerial vehicle, which account for its aerodynamic specificities, is substantiated. The problem of roll angular rate stabilization under a step disturbance torque is investigated as an example. A series of experiments was conducted to assess the influence of the actuator time constant, the mismatch of its rate characteristics, and variations in sensor parameters. The simulation results, presented as transient processes, demonstrate that to ensure the reliability of the results, the dynamic actuator model within the stabilization loop must have a greater time delay than the real actuator. It is shown that even with a random variation in the time constants of the system components, it is possible to create a functional model of it.

**Keywords:** stabilization actuator, actuator modeling, unmanned aerial vehicle, roll angular rate, disturbance torque, transient processes, actuation rate, time constant, corrective devices, system stability.

Поступила в редакцию/received: 24.11.2025; после рецензирования/revised: 10.12.2025;  
принята/accepted: 15.12.2025