

Научная статья
УДК 629.01
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187576>
EDN: <https://www.elibrary.ru/QEFFJY>



Модель аэродинамических нагрузок на поверхности управления беспилотных летательных аппаратов для наземных испытаний

Михаил Анатольевич Ковалев¹, Алексей Владимирович Кириллов^{2✉}, Владимир Владимирович Ситников³

^{1,2,3} Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва (Самарский университет), Самара, Российская Федерация

¹ kovalev.ma@ssau.ru

² aleksey.v.kirillov@ssau.ru ✉

³ vlsitnikovvl@gmail.com

Аннотация. Представлены результаты разработки и исследования математической модели системы имитации аэродинамических нагрузок (СИАН), возникающих в полете и действующих на поверхности управления беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) при наземных стендовых испытаниях. Модель предназначена для воспроизведения аэродинамических моментов, действующих на отклоняемые поверхности управления, в частности на элероны, в условиях, максимально приближенных к реальным. Рассмотрена структурная схема системы СИАН. На основе методов аэродинамики и теории автоматического управления выведена итоговая формула для расчета аэродинамической силы с учетом значений воздушной скорости, скорости ветра, пространственного положения БПЛА и углов отклонения рулевых поверхностей. В среде Simulink построена детализированная модель созданной системы и проведен анализ чувствительности модели к изменению воздушно-скоростных параметров полета. Разработанная модель может быть использована для проведения испытаний БПЛА на стендах полунатурного моделирования.

Ключевые слова: система управления БПЛА, наземные испытания БПЛА, система имитации аэродинамических нагрузок, полунатурное моделирование, шарнирный момент, элерон, электромагнитный нагрузатель, пространственное положение БПЛА

Для цитирования: Ковалев М.А., Кириллов А.В., Ситников В.В. Модель аэродинамических нагрузок на поверхности управления беспилотных летательных аппаратов для наземных испытаний // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 47-57. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187576>

Original article

A Model of Aerodynamic Loads on the Unmanned Aerial Vehicle Control Surface for the Ground Testing

Mikhail A. Kovalev¹, Alexey V. Kirillov^{2✉}, Vladimir V. Sitnikov³

^{1,2,3} Samara National Research University, Samara, Russian Federation

¹ kovalev.ma@ssau.ru

² aleksey.v.kirillov@ssau.ru ✉

³ vlsitnikovvl@gmail.com

© Ковалев М.А., Кириллов А.В., Ситников В.В., 2026

Abstract

Development of the unmanned aviation is being followed by the increased requirements for reliability and safety, which in turn increases the importance of the control systems ground-based testing. Traditional approaches to bench testing do not account for the effects of aerodynamic forces on the control surfaces inflight, which reduces the accuracy of the results and leads to the need for expensive and risky flight experiments in the early stages of the tryout. Developing the systems capable of the aerodynamic loads physical imitation in ground conditions is a pressing scientific and engineering problem oriented to semi-natural simulation techniques updating while testing. The purpose of the article consists in developing and verifying mathematical model of the aerodynamic loads simulation system (ALSS) for the aircraft type unmanned aerial vehicles (UAV) ailerons system intended for application as a part of benches for semi-natural testing. The model should ensure control force computing with account for the entire complex of factors, determining the aerodynamic moment on the aileron surface in real flight. The aerodynamic loads simulation on other UAV control surfaces may be executed in a similar way.

The work is based on the methods of theoretical mechanics, aerodynamics, and automatic control theory. The ALSS structural diagram, including the UAV automatic control system (ACS), load controller, electromagnetic force loader, kinematic force transmission system to the aileron, and feedback sensors was developed. Mathematical dependencies for the aerodynamic force computing were derived. A key aspect is accounting for the UAV's spatial position by transforming the relative airspeed vector from the earth-fixed coordinate system to the body-fixed system with rotation matrices, which allows determining the effective angle of attack for the aileron. The system dynamics, including the loader inertia, are described by a second-order oscillatory link differential equation. Simulink visual modeling environment, in which the detailed module structure, including atmospheric blocks, coefficients computing, coordinates transformation and drive control, was developed, was employed for the model realization and its analysis.

As the result of the work, the ALSS comprehensive mathematical model was created. A computational experiment was conducted for six different flight modes, differing in speed, altitude, as well as the presence of the wind speed and direction. Time dependencies of the force generated by the load simulator in response to a given law of the aileron deflection angle change were obtained. Simulation results demonstrated:

- 1) Quadratic dependence of the force on the flight speed;
- 2) Load reduction with the altitude increasing due to the in air density drop;
- 3) Significant wind impact, leading not only to the speed magnitude changing but to a shift in the effective angle of attack as well, which confirms correctness of the introduced coordinate transformations;
- 4) Transient process characteristic corresponding to an oscillatory link with the acceptable overshoot.

All model reactions are physically justified, and demonstrate adequate system behavior under changing conditions. The developed ALSS system mathematical model is an adequate tool for computing the forces that should be created on UAV control surfaces while the bench tests. The model accounts for the key factors of the flight environment such as airspeed, altitude, vehicle angular position, and wind disturbances. The obtained results confirm the fundamental possibility of implementing such a system based on a linear electromagnetic actuator. The model may serve as the basis for creating real bench equipment, allowing a significant reliability increase of the UAV control systems ground-based testing, a reduction in the number of the required flight experiments, and, consequently, a reduction in the lead time and cost of the unmanned aerial systems development.

A prospect for further research is this model integration with real hardware, as well as accounting for nonlinear aerodynamic effects and aerodynamic unsteadiness.

Keywords: UAV control system, UAV ground tests, aerodynamic load simulation system, semi-natural modeling, hinge moment, aileron, electromagnetic loader, UAV spatial position

For citation: Kovalev M.A., Kirillov A.V., Sitnikov V.V. A Model of Aerodynamic Loads on the Unmanned Aerial Vehicle Control Surface for the Ground Testing. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):47-57. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187576>

List of Figures

- Fig. 1. The ALSS structural diagram
Fig. 2. The $F_{fact}(t)$ and $F_a(t)$ time charts
Fig. 3 Related system of coordinates
Fig. 4. The ALSS calculator model block diagram
Fig. 5. Scenario of the aileron deflection angle changing
Fig. 6. Simulation results

List of Tables

- Table. Flight modes

Введение

В связи с массовым применением БПЛА в различных сферах деятельности человека, все большую актуальность приобретают задачи оперативной отработки и испытаний БПЛА. В этом направлении проводится множество исследований. Так, в [1, 2] предлагаются методики и алгоритмы применения малоразмерных беспилотных летательных аппаратов для исследования аэродинамических характеристик различных аэродинамических компоновок и новых технических решений в летном эксперименте. В [3] предложен программно-аппаратный комплекс моделирования полета мультироторного БПЛА для отработки режимов реального полета при различных сочетаниях внешних факторов. Накопленный опыт показывает, что наиболее эффективны комплексные испытания, проводимые с применением стендов полунатурного моделирования [4, 5]. Эти стенды представляют собой гибридную испытательную среду, сочетающую в себе как реальные физические компоненты (коммутационное оборудование, блоки управления БПЛА), так и программно-аппаратные имитаторы [6]. Однако в настоящий момент комплексный подход к испытаниям подразумевает воспроизведение только максимально приближенной компоновки БПЛА, что позволяет проверять совместную работу бортовых систем и оборудования без учета влияния внешних условий. Влияние окружающей среды оценивается только на более позднем этапе летных испытаний. Устранение замечаний и неисправностей БПЛА, выявленных на этапе летных испытаний, всегда дороже и требует больше времени, чем на этапе наземной отработки. Так, в [7] предлагается повысить достоверность результатов наземных испытаний, применяя метод моделирования НЛ (Hardware-in-the-Loop) при наземной отработке бортовых систем БПЛА. Такой подход позволяет выявить возможные проблемы в работе оборудования, которые могут возникнуть в полете. Однако при моделировании влияние внешней среды на органы управления БПЛА не рассматривается. При этом в [8] отмечается, что механические компоненты электроприводов систем управления летательных аппаратов подвержены ускоренному износу вследствие воздействия аэродинамических нагрузок не только в момент перемещения руля (активный режим привода), но и при удержании руля в заданном положении (пассивный режим привода). Исследованиям в области аэродинамики БПЛА уделяется большое внимание [9–15]. Например, в [14] представлена система измерения шарнирных моментов для исследования аэродинамических нагрузок в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА, действующих на органы управления моделей самолетов с фиксированной осью вращения. В [15] для

аэродинамического руля получен градиент динамического шарнирного момента, характеризующий нагрузку контура привода при изгибно-крутильных колебаниях руля в аэродинамическом потоке. Однако во всех этих работах недостаточное внимание уделяется проблеме воздействия окружающей среды на поверхности управления БПЛА.

Таким образом, существует актуальная задача повышения достоверности результатов наземных испытаний БПЛА благодаря учету влияния на работу бортовых систем управления аэродинамических нагрузок, возникающих в процессе полета. Для решения этой задачи необходимо разработать систему, позволяющую имитировать в процессе наземных испытаний влияние аэродинамических нагрузок на рулевые поверхности БПЛА.

В данной статье авторами предложен подход к созданию такой системы на примере элеронов. Имитация аэродинамических нагрузок на другие поверхности управления БПЛА может быть аналогичной.

Методы

Структурная схема СИАН для элеронов БПЛА представлена на рис. 1.

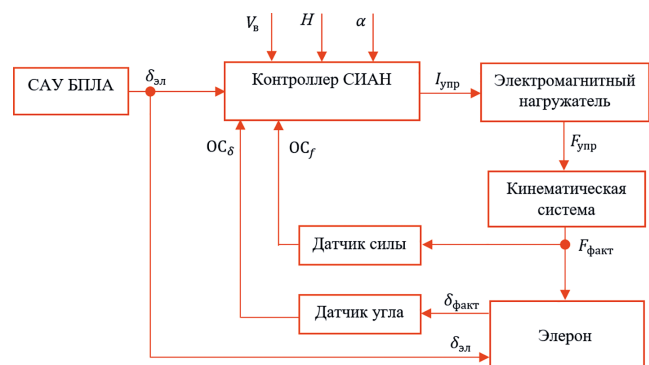


Рис. 1. Структурная схема СИАН

Система автоматического управления (САУ) БПЛА в соответствии с законом управления рассчитывает и выдает требуемое значение угла отклонения элерона $\delta_{эл}$. Элерон по команде САУ отклоняется на заданный угол. Если БПЛА находится в полете, то при отклонении элерона на него будет действовать аэродинамическая сила, пропорциональная скорости набегающего потока и создающая момент в противоположном направлении. Электропривод, отклоняющий элерон, должен преодолевать момент аэродинамической силы. При наземных испытаниях такая сила не возникает, поэтому условия работы органов управления БПЛА отличаются от полетных, что снижает достоверность результатов испытаний.

Для построения стенда полунатурного моделирования для испытаний БПЛА необходимо имитировать воздействие на все элементы управления. В данной статье смоделируем действие аэродинамической силы на элерон, как критически важный компонент системы управления.

СИАН имитирует действие аэродинамической силы на элерон с помощью электромагнитного нагрузателя, создавая для САУ БПЛА физически достоверное ощущение воздушной нагрузки в наземных условиях. Контроллер СИАН, получая по шине данных в соответствии со сценарием полета текущие значения воздушной скорости V_b , высоты H , угла атаки α и самого угла отклонения элерона $\delta_{эл}$, рассчитывает значение аэродинамического момента M , действующего на элерон в данных условиях. Далее вычисляется требуемое значение управляющего усилия $F_{упр}$ и, соответственно, тока управления $I_{упр}$, изменяя значение которого контроллер СИАН управляет усилием нагрузателя. Электромагнитный нагрузатель представляет собой силовой привод, работающий по принципу линейного соленоида: сердечник из магнитомягкого материала перемещается вдоль оси между двумя или более катушками. Сила, действующая на сердечник, определяется градиентом магнитного поля, создаваемого током $I_{упр}$. Кинематическая система предназначена для передачи управляющего усилия $F_{упр}$ сердечника на поверхность элерона и его равномерного распределения. Она представляет собой механическую систему тяг треугольной формы с возможностью крепления к поверхности элерона. Датчики обратной связи измеряют фактическое значение усилия $F_{факт}$ и фактическое значение угла поворота элерона $\delta_{факт}$, обеспечивая замкнутый контур управления. Сигналы датчиков ОС $_{\delta}$ и ОС $_f$ поступают в контроллер СИАН, который корректирует $I_{упр}$, что влияет на формирование $F_{упр}$.

В основе работы СИАН заложен принцип равенства усилий:

$$F_{факт}(t) = F_a(t), \quad (1)$$

где $F_a(t)$ – аэродинамическая нагрузка на элерон в текущий момент времени.

Однако в общем случае характер изменения $F_a(t)$ непредсказуем. Поэтому во время переходного процесса мгновенное значение усилия $F_{факт}(t_x)$ будет отличаться от $F_a(t_x)$, постепенно следуя за изменением аэродинамической нагрузки. Анализ литературы по электроприводам различных типов [16, 17], а также теории управления [18], в части переходных процессов, показал, что характер изменения $F_{факт}(t_x)$ будет иметь вид колебательного процесса с допустимым перерегулированием (рис. 2).

Тогда для записи (1) в динамическом виде с учетом инерции электромагнитного нагрузателя и кинематической системы можно применить дифференциальное уравнение колебательного звена из теории регулирования [18]:

$$\frac{d^2 F_{факт}}{dt^2} + 2\varepsilon\omega_n \frac{dF_{факт}}{dt} + \omega_n^2 F_{факт} = \omega_n^2 F_a, \quad (2)$$

где ω_n – собственная частота колебаний системы, рад/с; ε – коэффициент демпфирования, в данном случае для колебательного процесса с перерегулированием, его значение лежит в диапазоне $0 < \varepsilon < 1$ [18].

Значения параметров ω_n и ε можно подобрать опытным путем при настройке оборудования под конкретную модель электромагнитного нагрузателя.

Расчет аэродинамической нагрузки

Для того чтобы применить (2) в логике работы СИАН для расчета усилия нагрузателя, необходимо знать мгновенные значения аэродинамической силы F_a . В качестве базового выражения для определения F_a используем формулу расчета шарнирного (аэродинамического) момента, действующего на элерон в установившемся прямолинейном полете и спокойной атмосфере [19]:

$$M_{ш} = \frac{1}{2} \rho(H) |\vec{V}|^2 S c C_m(\alpha, \delta_{факт}), \quad (3)$$

где $M_{ш}$ – шарнирный (аэродинамический) момент, действующий на элерон при его отклонении в полете, Н · м;

$\rho(H)$ – плотность воздуха на высоте H , кг/м 3 ;

$|\vec{V}|$ – модуль воздушной скорости БПЛА, м/с;

c – средняя аэродинамическая хорда элерона, м;

S – площадь поверхности элерона, м 2 ;

$C_m(\alpha, \delta_{факт})$ – коэффициент аэродинамического момента, зависящий от угла атаки α и фактического угла отклонения элерона $\delta_{факт}$. В реальной практике аэродинамических расчетов данный коэффициент

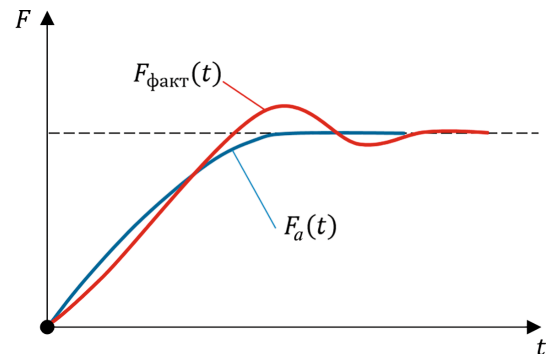


Рис. 2. Временные эпюры $F_{факт}(t)$ и $F_a(t)$

получают экспериментально для заданного профиля элерона.

Учет угла установки крыла

Как правило, бортовой комплекс оборудования БПЛА определяет угол атаки α относительно продольной оси планера. В [20] представлен пример современного измерительного комплекса для определения аэродинамических углов. В [21] предлагается методика оценки угла атаки малоразмерного БПЛА без применения датчиков аэродинамических углов. Однако элерон расположен на крыле, поэтому для правильного расчета по (3) значение угла атаки нужно скорректировать на угол установки крыла $i_{кр}$ (конструктивный угол между продольной осью фюзеляжа и хордой крыла), который обычно составляет $0 \dots 5^\circ$, тогда угол атаки крыла

$$\alpha_{кр} = \alpha + i_{кр}. \tag{4}$$

Учет влияния ветра

Для вычисления скалярного значения воздушной скорости БПЛА с учетом влияния ветра используем выражение

$$\vec{V}_B = \vec{V}_П - \vec{V}_{вет}, \tag{5}$$

где $\vec{V}_П$ – вектор путевой скорости БПЛА; $\vec{V}_{вет}$ – вектор скорости ветра, м/с.

Значения $\vec{V}_П$ и $\vec{V}_{вет}$ задаются на испытательном стенде в соответствии со сценарием полета задаются как исходные данные для моделирования.

Учет пространственного положения БПЛА

Выражение (3) справедливо для установившегося горизонтального полета в спокойной атмосфере. Элерон расположен на крыле БПЛА, поэтому аэродинамическая сила, действующая на элерон, определяется не только углом его отклонения $\delta_{факт}$, но и пространственным положением всего крыла БПЛА.

Для учета этого условия при определении направления вектора воздушной скорости необходимо перейти от земной системы координат $OXYZ$ (рис. 3,а), к связанной $O^cX^cY^cZ^c$, начало которой жестко связано с БПЛА (рис. 3,б).

Такое преобразование можно осуществить с помощью матриц поворота $R(\theta, \gamma, \varphi)$ [19], где θ – угол тангажа; γ – угол крена; φ – угол рыскания БПЛА. Для упрощения рассуждений рассмотрим пересчет вектора $|\vec{V}_B$ в связанной системе координат в ситуации, когда только угол крена БПЛА отличен от нуля (рис. 3,б). Тогда матрица поворота вокруг продольной оси OX БПЛА имеет вид

$$R(\gamma) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \pm \sin \gamma \\ 0 & \mp \sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix}. \tag{6}$$

Знаки при синусах в (6) зависят от направления вращения: верхняя пара знаков – при вращении вокруг оси OX по часовой стрелке, нижняя пара – против часовой стрелки.

Если вектор \vec{V}_B , рассчитанный в соответствии с (5), определен в земной системе координат как

$$\vec{V}_B = \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix}, \tag{7}$$

тогда вектор воздушной скорости в связанной системе координат равен

$$\begin{aligned} \vec{V}_B^c &= R(\gamma) \cdot \vec{V}_B = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \pm \sin \gamma \\ 0 & \mp \sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \cos \gamma \pm V_z \sin \gamma \\ \mp V_y \sin \gamma \pm V_z \cos \gamma \end{pmatrix}. \end{aligned} \tag{8}$$

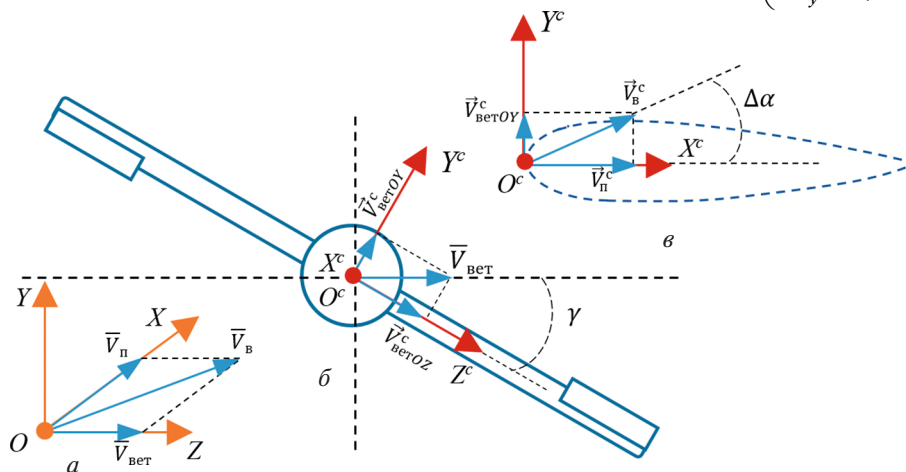


Рис. 3. Связанная система координат

Изменение вектора \vec{V}_B^c вследствие пересчета по (8) приводит к изменению угла атаки элерона на величину $\Delta\alpha$ (рис. 3,б). Тогда эффективный угол атаки $\alpha_{эф}$ для элерона вычисляется на основе значения $\alpha_{кр}$, с учетом направления вектора относительной скорости в связанной системе координат:

$$\alpha_{эф} = \alpha_{кр} + \Delta\alpha, \quad (9)$$

где $\Delta\alpha$ – поправка на изменение угла атаки, возникающая за счет пересчета вектора воздушной скорости \vec{V}_B^c .

В соответствии с рис. 3,б

$$\Delta\alpha = \arctg\left(\frac{\vec{V}_{ветOY}^c}{\vec{V}_\Pi^c}\right). \quad (10)$$

Следовательно, в выражении (3) скорректируется значение аэродинамического коэффициента, которое можно записать как $C_m(\alpha_{эф}, \delta_{факт})$.

Примеры расчета

В качестве примера рассмотрим два сценария полета.

Сценарий 1. БПЛА, двигаясь с путевой скоростью 100 км/ч строго на север в безветренную погоду, выполняет вираж с креном $\gamma = 30^\circ$ в сторону правого полукрыла (вращение по часовой стрелке). В этот момент система автоматического управления отклоняет элерон на угол $\delta_{факт} = 10^\circ$.

Тогда в соответствии с (5) воздушную скорость в земной системе координат можно записать в виде

$$\vec{V}_B = \vec{V}_\Pi - \vec{V}_{вет} = \begin{pmatrix} 100 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 100 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}.$$

При пересчете в связанную систему координат по (8) получим:

$$\begin{aligned} \vec{V}_B^c &= R(\gamma) \cdot \vec{V}_B = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 30 & \sin 30 \\ 0 & -\sin 30 & \cos 30 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 100 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} 100 \\ 0 \cdot 0,866 + 0 \cdot 0,5 \\ -0 \cdot 0,5 + 0 \cdot 0,866 \end{pmatrix}; \\ \vec{V}_B^c &= \vec{V}_B^c = \begin{pmatrix} 100 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

Таким образом, векторы воздушной скорости в земной и связанной системах координат равны. Следовательно, крен не влияет на вектор скорости в данном конкретном примере.

Сценарий 2. Добавлен боковой западный ветер со скоростью 10 км/ч. Путевая скорость, направление полета и маневры БПЛА аналогичны таковым в предыдущем примере.

В соответствии с (5) получим

$$\vec{V}_B = \vec{V}_\Pi - \vec{V}_{вет} = \begin{pmatrix} 100 \\ 0 \\ 10 \end{pmatrix}.$$

В связанной системе координат по (8)

$$\vec{V}_B^c = R(\gamma) \cdot \vec{V}_B = \begin{pmatrix} 100 \\ 0 \cdot 0,866 + 10 \cdot 0,5 \\ -0 \cdot 0,5 + 10 \cdot 0,866 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 100 \\ 5 \\ 8,66 \end{pmatrix}.$$

Рассмотрим проекции вектора \vec{V}_B^c на оси связанной системы координат:

1. Ось OX^c : $V_{BOX}^c = 100$ км/ч – основная составляющая воздушной скорости БПЛА.

2. Ось OZ^c : $V_{BOZ}^c = 8,66$ км/ч – составляющая воздушной скорости, вызывающая боковой снос БПЛА в сторону правого полукрыла.

3. Ось OY^c : $V_{BOY}^c = 5$ км/ч – вертикальная составляющая воздушной скорости, наличие которой означает изменение эффективного угла атаки на величину $\Delta\alpha$, рассчитываемую согласно (10). Контроллер СИАН должен учесть это при определении нагрузки.

Аэродинамическая сила, действующая на элерон, в общем виде направлена перпендикулярно набегающему потоку и пропорциональна динамическому давлению, площади и коэффициенту силы. Вектор этой силы в связанной системе координат можно оценить следующим выражением:

$$F_\alpha = F_{упр} = \frac{1}{2} \rho(H) |\vec{V}_B^c| S C_m(\alpha_{эф}, \delta_{факт}). \quad (11)$$

Моделирование

На основе выведенных математических зависимостей была разработана модель вычислителя СИАН в программной среде Simulink. Структурная схема модели представлена на рис. 4.

Модель имеет модульную структуру и состоит из следующих основных блоков:

1. Блок входных параметров (БВП) задает временные реализации исходных для расчета данных (скорости, высоты, аэродинамических углов, размеров элерона).

2. Блок атмосферы реализует стандартную модель атмосферы (ISA) для вычисления значений плотности воздуха ρ в зависимости от высоты H .

3. Блок расчета воздушной скорости вычисляет значения \vec{V}_B и ее модуль.

4. Блок преобразования координат реализует пересчет воздушной скорости в связанной системе

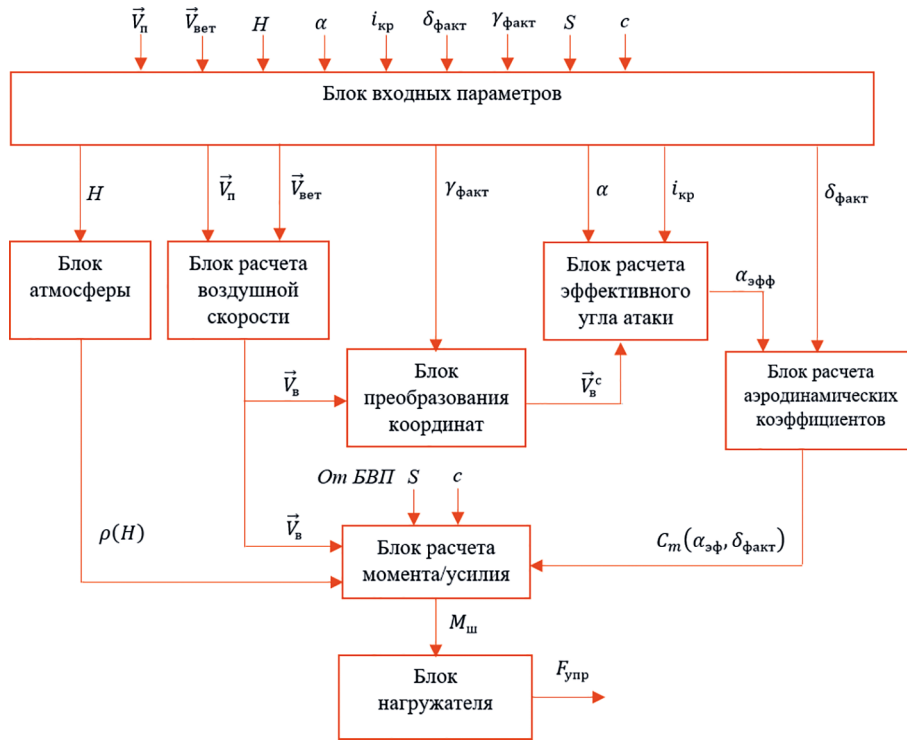


Рис. 4. Структурная схема модели вычислителя СИАН

координат путем ее умножения на матрицу поворота $R(\gamma)$.

5. Блок расчета эффективного угла атаки вычисляет значение $\alpha_{эф}$ на основе проекций $\vec{V}_в^c$.

6. Блок расчета аэродинамических коэффициентов (БРАК) рассчитывает значение $C_m(\alpha_{эф}, \delta_{факт})$.

7. Блок расчета момента/усилия вычисляет итоговые значения аэродинамического момента в соответствии с (3), (11).

8. Блок нагрузителя моделирует электромагнитный нагрузитель с замкнутым контуром управления по усилию и положению.

Для проверки адекватности модели был проведен ряд вычислительных экспериментов. Процесс проверки включал определение аэродинамических сил, действующих на отклоненный элерон, для нескольких режимов полета БПЛА. Режимы полета различаются скоростями, высотами и наличием

ветра (см. таблицу). Усилие нагрузителя $F_{упр}$ вычислялось с учетом его инерции.

В каждом режиме полета изменение угла отклонения элерона по команде САУ задано функцией времени $\delta_{факт}(t)$, представленной на рис. 5.

Как видно из рис. 5, элерон принимает статичные положения при разных углах отклонения либо перемещается со скоростями (2,5 ... 11)°/с.

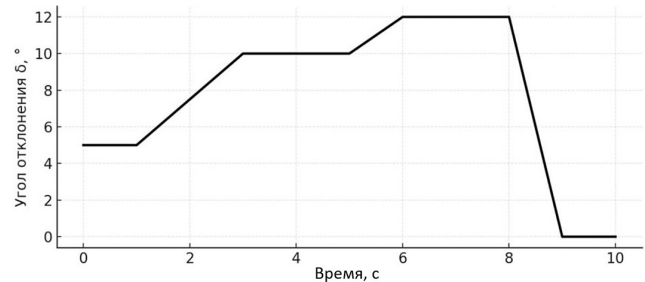


Рис. 5. Сценарий изменения угла отклонения элерона

Режимы полета

№ режима	V_n , км/ч	Высота H , м	Угол курса, °	$V_{вет}$, м/с	Направление ветра, °	Цвет графика
1	150	1000	0	0	—	—
2	100	1000	0	0	—	—
3	100	1000	0	10	90	—
4	100	1000	0	10	45	—
5	100	1000	0	10	180	—
6	150	2000	0	0	—	—

В рамках данного эксперимента для определения значений аэродинамических коэффициентов $C_m(\alpha_{эф}, \delta_{факт})$ блоком БРАК была использована простая аппроксимирующая зависимость:

$$C_m(\alpha_{эф}, \delta_{факт}) = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha_{эф} + C_{m\delta}\delta_{факт}, \quad (12)$$

- где C_{m0} – балансировочный коэффициент момента, зависящий от положения центра тяжести относительно аэродинамического фокуса;
- $C_{m\alpha}$ – коэффициент, характеризующий зависимость момента от изменения эффективного угла атаки $\alpha_{эф}$;
- $C_{m\delta}$ – коэффициент, характеризующий зависимость момента от угла отклонения элерона $\delta_{факт}$.

Такой подход на этапе математического анализа позволяет оценить адекватность реакций модели на изменение условий полета БПЛА. Для достоверных расчетов нагрузок в модель БРАК нужно загрузить действующие значения $C_m(\alpha_{эф}, \delta_{факт})$, полученные при разработке профиля крыла и элерона. Так, например, в [22] предложена методика определения аэродинамических характеристик БПЛА с помощью численного моделирования и экспериментальной отработки в аэродинамической трубе.

На рис. 6 представлены временные диаграммы реакций модели вычислителя СИАН в виде создаваемого усилия при различных условиях полета.

Как видно из рис. 6, расчетное усилие нагружателя демонстрирует физически предсказуемую зависимость от параметров полета. Так, при повышении путевой скорости со 100 до 150 км/ч (режимы 2 и 1) наблюдалось увеличение установившегося усилия примерно в 2,25 раза, что соответствует квадратичной зависимости в формуле (3) и подтверждает

корректность базового аэродинамического расчета. Сравнение режимов 1 ($H = 1000$ м) и 6 ($H = 2000$ м) при одинаковой скорости показало снижение усилия примерно на 15%. Это количественно согласуется с изменением плотности воздуха в стандартной атмосфере и верифицирует работу блока атмосферы модели. Наличие ветра (режимы 3–5) приводит не только к изменению значения модуля воздушной скорости, но и к сдвигу значения эффективного угла атаки. Например, в режиме 3 (боковой ветер 90°) наблюдалось систематическое отклонение $F_{упр}$ от значений безветренного режима 2 до 25% в установившемся состоянии, что качественно подтверждает правильность математического преобразования координат (8) и логики расчета. Переходные процессы изменения $F_{упр}$ при скачкообразном изменении $\delta_{факт}(t)$ (см. рис. 5) соответствуют реакции колебательного звена 2-го порядка (2) с перерегулированием 10–15% и временем установления 0,5–0,8 с. Это указывает на реалистичный выбор значений параметров ω_n и ϵ из (2) для имитации инерционности реального электромагнитного привода.

Выводы

Представленные результаты подтверждают корректность программной реализации модели и ее внутреннюю согласованность. Полученные количественные и качественные зависимости полностью соответствуют заложенным физическим принципам (законам аэродинамики, теории автоматического управления), что свидетельствует об отсутствии грубых ошибок в алгоритме. Однако для полноценной верификации модели, подтверждения адекватности ее работы в реальных условиях на стенде необходима экспериментальная отработка. Такая отработка должна включать в себя измерение

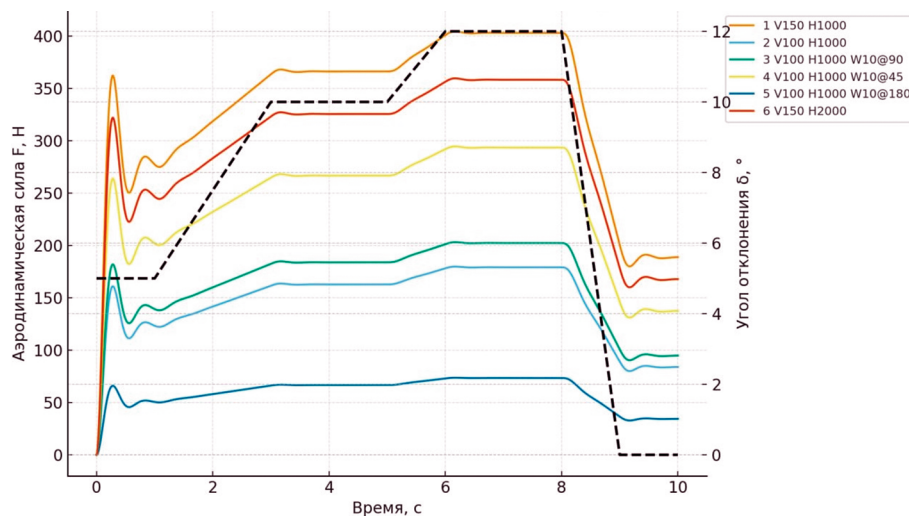


Рис. 6. Результаты моделирования

значений аэродинамической нагрузки на поверхности управления БПЛА в условиях аэродинамической трубы либо реального полета и сравнение полученных данных с результатами модели.

В процессе исследования подтверждена принципиальная возможность реализации подобной системы на основе линейного электромагнитного привода. Модель может служить основой для создания реального стендового оборудования, позволяющего значительно повысить достоверность результатов наземной отработки систем управления БПЛА, сократить количество необходимых летных экспериментов и, как следствие, уменьшить сроки и стоимость разработки беспилотных авиационных комплексов.

Перспективой дальнейших исследований является экспериментальная отработка, интеграция модели с реальным аппаратным обеспечением, а также учет нелинейных аэродинамических эффектов и аэродинамической нестационарности.

Список источников

1. Лукьянов О.Е., Золотов Д.В., Эспиноса Барсенас О.У. и др. Определение аэродинамических характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов в летном эксперименте // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2023. Т. 22. № 3. С. 59-74. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74
2. Михайлов С.А., Маханько А.А., Хамза М.А.Х. Алгоритм определения аэродинамических характеристик по результатам летного эксперимента // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 123-130.
3. Исаев А.М., Линец Г.И., Исаев М.А. и др. Программно-аппаратный комплекс имитационного моделирования полета мультироторного БЛА // Инфокоммуникационные технологии. 2020. Т. 18. № 2. С. 177-187. DOI: 10.18469/ikt.2020.18.2.08
4. Сухих Н.Н., Рукавишников В.Л. Методы и средства для проведения полунатурного моделирования процессов управления самолетом на специальном стенде // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 8-9. С. 26-34.
5. Сероштанов Д.А., Стрелков В.В. Разработка облика универсального стенда с моделью динамики и рычагами управления летательного аппарата // Автоматизация в промышленности. 2023. № 5. С. 14-17. DOI: 10.25728/avtпром.2023.05.03
6. Кириллов А.В., Ситников В.В., Тучин А.Л. Автоматизация процесса тестирования бортовых систем беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23. № 2. С. 14-27.
7. Elgohary A.A., Ashry A.M., Kaoud A.M., et al. Hardware-in-the-loop simulation of UAV Altitude Hold Autopilot // AIAA SciTech Forum (3-7 January 2022; San Diego, CA & Virtual). DOI: 10.2514/6.2022-1520
8. Киселев М.А., Исмагилов Ф.Р., Саяхов И.Ф. Электроприводы управления аэродинамическими поверхностями летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 141-148.
9. Альбокринова А.С., Грумондз В.Т. Динамика полета беспилотного планирующего летательного аппарата при малых скоростях и высотах старта // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 79-85.
10. Правидло М.Н., Прокудин С.В. Оценка экономического эффекта при математическом моделировании аэродинамических характеристик // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 32-37.
11. Головнев А.В., Воронко Д.С., Данилов С.М. Исследование аэродинамической интерференции беспилотных летательных аппаратов при изменении высоты и интервалов в групповом полете // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 36-44.
12. Богатырев В.В. Расчетные исследования аэродинамических характеристик усовершенствованной несущей поверхности с рулем // Ученые записки ЦАГИ. 2020. Т. 51. № 3. С. 15-24.
13. Астахов С.А., Бирюков В.И., Тимушев С.Ф. и др. Моделирование аэродинамического взаимодействия при трековых испытаниях изделий авиационной техники // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2023. № 72. С. 5-20. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.72.01
14. Писчасов В.М., Бардаев П.П., Шемякин А.П. и др. Система измерения шарнирных моментов в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА // Кимила 2020: Сборник трудов IV отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов (10-11 ноября 2020; Жуковский). Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2020. С. 286-292.
15. Акимов В.Н., Грызин С.В., Парафесь С.Г. Исследование системы «руль—привод» с учетом изгибно-крутильных колебаний руля // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 73-83. DOI: 10.34759/vst-2020-3-73-83
16. Усольцев А.А. Электрический привод: Учебное пособие. СПб.: НИУ ИТМО, 2012. 238 с.
17. Пахомов А.Н., Кривенков М.В., Пахомов А.Н. и др. Теория электропривода: Учебное пособие. Красноярск: ИПК СФУ, 2009. 146 с.
18. Бесекерский В.А., Попов Е.П. Теория систем автоматического управления: линейные системы. Нелинейные системы. Импульсные системы. Цифровые и адаптивные системы. Критерии устойчивости. Случайные процессы. 4-е изд., перераб. и доп. СПб.: Профессия, 2004. 747 с.

19. Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю. и др. Аэродинамика /Под ред. В.Т. Калугина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687 с.
20. Китаев В.Н., Косвинцева Н.А., Обрезков А.Ю. и др. Система датчиков аэродинамических углов // Надежность и качество: Сборник трудов XXX Международного симпозиума (26 мая – 1 июня 2025; Пенза). Пенза: Изд-во Пенз. гос. ун-та, 2025. Т. 2. С. 219-221.
21. Корсун О.Н., Данеко А.И., Мотлич П.А. и др. Оценка углов атаки и скольжения беспилотного летательного аппарата при отсутствии датчиков аэродинамических углов // Мехатроника, автоматизация, управление. 2022. Т. 23. № 5. С. 274-280. DOI: 10.17587/tau.22.274-280
22. Шевченко А.В., Муравицкая Л.А. Численное моделирование аэродинамических характеристик беспилотных летательных аппаратов на дозвуковых скоростях // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182661>

References

1. Lukyanov OE, Zolotov DV, Espinosa Barsenas OU, et al. Determining aerodynamic characteristics of small unmanned aerial vehicles involving flight experiment. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2023;22(3):59-74. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-3-59-74
2. Mikhailov SA, Makhan'ko AA, Hamzah MAH. Algorithm for determining the aerodynamic performance by the flight test results. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*. 2022(1):123-130. (In Russ.).
3. Isaev AM, Linets GI, Isaev MA, et al. Software and hardware complex for simulation modeling of a multicopter uav flight. *Infokommunikacionnye Tehnologii*. 2020;18(2):177-187. (In Russ.). DOI: 10.18469/ikt.2020.18.2.08
4. Sukhykh NN, Rukavishnikov VL. Methods and means for conducting semi-natural modeling of aircraft control processes on a special stand. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*. 2022(8-9):26-34. (In Russ.).
5. Seroshtanov DA, Strelkov VV. Developing the appearance of a versatile bench with aircraft's dynamics model and control handles. *Avtomatizatsiya v promyshlennosti*. 2023(5):14-17. (In Russ.). DOI: 10.25728/avtprom.2023.05.03
6. Kirillov AV, Sitnikov VV, Tuchin AL. Automation of the process of testing on-board systems of unmanned aerial vehicles. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024;23(2):14-27. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-2-14-27
7. Elgohary AA, Ashry AM, Kaoud AM, et al. Hardware-in-the-loop simulation of UAV Altitude Hold Autopilot. *AIAA SciTech Forum (January 3-7, 2022; San Diego, CA & Virtual)*. DOI: 10.2514/6.2022-1520
8. Kiselev MA, Ismagilov FR, Sayakhov IF. Electric actuators for aircraft aerofoils control. *Aerospace MAI Journal*. 2017;24(2):141-148. (In Russ.).
9. Al'bokrinova AS, Grumondz VT. Gliding unmanned aerial vehicle flight dynamics at low speed and launch altitudes. *Aerospace MAI Journal*. 2017;24(2):79-85. (In Russ.).
10. Pravidlo MN, Prokudin SV. Assessment of economic effect at mathematical modeling of aerodynamic characteristics. *Aerospace MAI Journal*. 2015;22(4):32-37. (In Russ.).
11. Golovnev AV, Voronko DS, Danilov SM. Studying aerodynamic interference of the unmanned aerial vehicles at the intervals and height variation in team flight. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(1):36-44. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-1-36-44
12. Bogatyrev VV. Numerical investigations of the aerodynamic characteristics for an improved airfoil with a control surface. *Uchenye zapiski TsAGI*. 2020;51(3):15-24. (In Russ.).
13. Astakhov SA, Biryukov VI, Timushev SF, et al. Aerodynamic interaction simulation during track testing of aircraft products. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2023(72):5-20. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2023.72.01
14. Pischasov VM, Bardaev PP, Shemyakin AP, et al. The system for measuring hinge moments in the SibNIA T-203 wind tunnel. *Materialy IV Otrazlevoi konferentsii po izmeritel'noi tekhnike i metrologii dlya issledovaniy letatel'nykh apparatov "Kimila 2020" (November 10-11, 2020; Zhukovskii)*. Zhukovskii: TsAGI; 2020. p. 286-292. (In Russ.).
15. Akimov VN, Gryzin SV, Parafes SG. Studying the "rudder-drive" system with accounting for the rudder flexural-and-torsional vibrations. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(3):73-83. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-3-73-83
16. Usoltsev AA. *Electric drive*. St. Petersburg: ITMO University; 2012. 238 p. (In Russ.).
17. Pakhomov AN, Krivenkov MV, Pakhomov AN, et al. *Teoriya elektroprivoda*. Krasnoyarsk: IPK SFU; 2009. 146 p. (In Russ.).
18. Besekerskii VA, Popov EP. *Theory of automatic control systems: linear systems. Nonlinear systems. The impulse. the system. Digital and adaptive. the system. Sustainability criteria. Random processes*. 4th ed. St. Petersburg: Professiya; 2004. 747 p. (In Russ.).
19. Golubev AG, Kalugin VT, Lutsenko AYU, et al. *Aerodynamics*. Moscow: BMGTU; 2010. 687 p. (In Russ.).
20. Kitaev VN, Kosvintseva NA, Obrezkov AYU, et al. Aerodynamic angle sensor system. *Materialy XXX Mezhdunarodnogo simpoziuma "Nadezhnost' i kachestvo" (May 26 – June 01, 2025; Penza)*. Penza: Penza State University; 2025. Vol. 2. p. 219-221. (In Russ.).

21. Korsun ON, Daneko AI, Motlich PA, et al. Attack and Sideslip of Unmanned Aerial Vehicle in the Absence of Aerodynamic Angle Sensors. *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*. 2022;23(5):274-280. (In Russ.). DOI: 10.17587/mau.22.274-280
22. Shevchenko AV, Muravitskaia LA. Computational and experimental studies of aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicles at subsonic speeds. *Trudy MAI*. 2024(138). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182661>

Статья поступила в редакцию / Received 26.12.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 22.01.2026
Принята к публикации / Accepted 02.02.2026