

Научная статья

УДК 583.682

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188035>

EDN: <https://www.elibrary.ru/KTQWQL>



Вращательные производные аэродинамических коэффициентов экраноплана вблизи поверхности раздела сред и их особенности

Юрий Федорович Вшивков¹, Евгений Михайлович Грамузов², Сергей Михайлович Кривель³✉,
Виктор Васильевич Хойлов⁴

^{1, 3, 4} Иркутский государственный университет, Иркутск, Российская Федерация

² Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева,
Нижний Новгород, Российская Федерация

³ Иркутский национальный исследовательский технический университет,
Иркутск, Российская Федерация

¹ 1988ufv@mail.ru, SPIN: 1362-6546

² terkor54@mail.ru, Author ID 624245, Researcher ID (WoS) A-7094-2014, Author ID (SCOPUS) 57200048251

³ krivel66@mail.ru✉, SPIN: 7280-3982, ORCID: 0000-0003-0569-4796,

⁴ khoilov2000@gmail.com

Аннотация. Представлена методика определения и результаты исследований частных производных аэродинамических коэффициентов крыла и летательного аппарата вблизи твердой поверхности раздела сред по параметрам движения, характеризующим вращение самолета вокруг центра масс. Моделирование обтекания объекта исследования осуществляется с использованием CFD-систем на основе перестраиваемых расчетных сеток. Моделируются движения объекта с использованием законов изменения кинематических параметров движения, позволяющих найти производные аэродинамических коэффициентов по определенным кинематическим параметрам в окрестности установленной начальной параметрической точки. Проведена оценка достоверности результатов расчетов в сравнении с известными решениями. Показана существенная зависимость частных производных аэродинамических коэффициентов от относительного отстояния объекта от поверхности раздела сред, от начального положения объекта по отношению к поверхности, в ряде случаев — от направления вращения объекта. Рассмотренные особенности вращательных производных аэродинамических коэффициентов экраноплана вблизи экрана характерны и для других летательных аппаратов (самолетов, ракет и т. п.) при их движении вблизи поверхности раздела сред.

Ключевые слова: нестационарные аэродинамические характеристики аппарата вблизи экрана, коэффициенты демпфирующих сил и моментов, аэродинамические характеристики экраноплана, GEV (ground-effect vehicle), WIG (wing-in-ground-effect)

Для цитирования: Вшивков Ю.Ф., Грамузов Е.М., Кривель С.М., Хойлов В.В. Вращательные производные аэродинамических коэффициентов экраноплана вблизи поверхности раздела сред и их особенности // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 2. С. 39–51. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188035>

Original article

Rotational Derivatives of the Wing-in-Ground Aerodynamic Coefficients near Media Interface Surface and Their Specifics

Yuri F. Vshivkov¹, Evgeny M. Gramuzov², Sergey M. Krivel^{3✉}, Victor V. Khoilov⁴^{1, 3, 4} Irkutsk State University, Irkutsk, Russian Federation² Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev, Nizhny Novgorod, Russian Federation³ Irkutsk National Research Technical University, Irkutsk, Russian Federation¹ 1988ufv@mail.ru, SPIN: 1362-6546² terkor54@mail.ru, Author ID 624245, Researcher ID (WoS) A-7094-2014, Author ID (SCOPUS) 57200048251³ krivel66@mail.ru✉, SPIN: 7280-3982, ORCID: 0000-0003-0569-4796,⁴ khoilov2000@gmail.com

Abstract

The article presents a technique for determining and the results of the partial derivatives studies of aerodynamic coefficients of a wing and an aircraft near a solid interface according to the motion parameters characterizing the aircraft rotation around the center of mass and a change in its angle of attack. These are partial derivatives of the coefficients of aerodynamic forces and moments by the rotational motion parameters of the object, namely, the dimensionless angular velocities of the aircraft rotation relative to the axes of the associated coordinate system in roll, yaw, pitch and, separately, the dimensionless rate of the angle of attack changing. The results of the studied object flow-around modeling with CFD-systems based on tunable computational grids are employed as initial data for the derivatives determining. In fact, a moving model of the studied object is being considered in the computational domain (in a virtual wind tunnel). The laws of the object motion with such changes in the kinematic parameters of motion are being defined, which allow determining partial derivatives of the aerodynamic coefficients according to certain kinematic parameters in the vicinity of a fixed initial parametric point. An assessment of the computational results reliability compared to the known solutions has been performed. In comparison with the known exact and theoretical solutions based on the discrete vortex method, the reliability is tolerable. The authors demonstrated strong dependence of the partial derivatives of aerodynamic coefficients on the relative distance of the object from the interface, in some cases on the direction of rotation of the object in pitch, roll, yaw, and the direction of change in the angle of attack. The article presents the results of the computational experiment on the rotational derivatives determining of a tandem scheme wing-in-ground. Dependences of the wing-in-ground aerodynamic characteristics in flight near the screen surface depend non-linearly on the kinematic parameters of motion, in particular, and on the flight altitude (distance) above the screen. For this reason, the rotational derivatives of the aerodynamic coefficients of the wing-in-ground largely depend on the position, including the sign. The wing-in-ground rotation direction or the angle of attack changing impact on values and signs of the rotational derivatives is rather important. Unquestionably, these facts should be accounted for when analyzing the aerodynamics and flight dynamics of an aircraft near a screen by partial derivatives of the aerodynamic coefficients.

Keywords: non-stationary aerodynamic characteristics of the wing-in-ground, coefficients of damping forces and moments, aerodynamic characteristics of the ekranoplan, GEV (ground-effect vehicle), (wing-in-ground-effect)

For citation: Vshivkov Yu.F., Gramuzov E.M., Krivel S.M., Khoilov V.V. Rotational Derivatives of the Wing-in-Ground Aerodynamic Coefficients near Media Interface Surface and Their Specifics. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(2):39-51. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=188035>

List of Figures

- Fig. 1. Schematic diagram of the wing (apparatus) motion: a – for $m_z^{\omega_z}$ and $c_{y_a}^{\omega_z}$ determining; b – for $m_z^{\dot{\alpha}}$, $c_{y_a}^{\dot{\alpha}}$, m_z^h and $c_{y_a}^h$ determining
- Fig. 2. Variation with the pitch angle ϑ ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_\vartheta = 2$ s; $A_\vartheta = 2^\circ$; $h = \infty$) of the lift coefficient $c_{y_a}(a)$ and pitching moment coefficient m_z in time t at the oscillations of the thin square in plan-view wing
- Fig. 3. Variation with the relative distance h ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_h = 2$ s; $A_h = 0,1b_a$; $h = \infty$) of the lift coefficient $c_{y_a}(a)$ and pitching-moment coefficient m_z in time t at the oscillations of the thin square in plan-view wing
- Fig. 4. Dependence of the pitching-motion rotational derivatives $c_{y_a}^{\omega_z}$ and $m_z^{\omega_z}(a)$ and $c_{y_a}^{\dot{\alpha}}$, $m_z^{\dot{\alpha}}(b)$ of the wing at various relative distances h and directions of the wing movement by the pitch or distance ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_\vartheta = 1$ s; $A_\vartheta = 2^\circ$; $T_h = 1$ s; $A_h = 0,1b_a$)

Fig. 5. Variation of the lift coefficients c_{y_a} (a) and pitching-moment m_z (b) at the oscillations by the pitch angular velocity ω_z ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_9 = 1$ s; $A_9 = 2^\circ$; $h = 0,15$)

Fig. 6. Variation of the lift coefficients c_{y_a} (a) and pitching-moment m_z (b) at the oscillations by the relative distance h ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_9 = 1$ s; $A_9 = 2^\circ$; $h = 0,15$)

Fig. 7. General view of the object under study

Fig. 8. Dependence of the wing-in-ground effect craft derivatives $c_y^{\bar{\omega}_z}$ and $m_z^{\bar{\omega}_z}$ on the relative distance h

Fig. 9. Dependence of the wing-in-ground effect craft derivatives $c_y^{\bar{\alpha}}$ and $m_z^{\bar{\alpha}}$ on the relative distance h

Fig. 10. Dependence of the wing-in-ground effect craft derivatives $c_y^{\bar{\omega}_x}$ and $c_y^{\bar{\omega}_y}$ on the relative distance h

Fig. 11. Dependence of the wing-in-ground effect craft derivatives $c_z^{\bar{\omega}_x}$ and $c_z^{\bar{\omega}_y}$ on the relative distance h

Fig. 12. Dependence of the wing-in-ground effect craft derivatives $m_x^{\bar{\omega}_x}$ and $m_x^{\bar{\omega}_y}$ on the relative distance h

Fig. 13. Dependence of the wing-in-ground effect craft derivatives $m_y^{\bar{\omega}_x}$ and $m_y^{\bar{\omega}_y}$ on the relative distance h

Fig. 14. Dependence of the wing-in-ground effect craft derivatives $m_z^{\bar{\omega}_x}$ and $m_z^{\bar{\omega}_y}$ on the relative distance h ($\bar{x}_T = 1,2299$)

List of Tables

Table. Rotational derivatives of the aerodynamic coefficients by dimensionless velocities and velocity of the angle of attack variation

Введение

Представление аэродинамических характеристик в виде выражений, основанных на формуле Тейлора и представляющих собой разложение аэродинамических коэффициентов по кинематическим параметрам движения летательного аппарата, получило самое широкое распространение в аэродинамике и динамике полета.

Основными причинами широкого распространения указанных подходов являются следующие. Во-первых, что крайне важно, такие подходы позволили получить ряд практически значимых решений в области аэродинамики, динамики полета, теории управления летательными аппаратами. Часто это условия и соотношения в виде аналитических выражений, например условия устойчивости летательного аппарата, оценки характеристик его управляемости и т. п. Во-вторых, использование частных производных аэродинамических коэффициентов позволяет значительно упростить анализ и представление аэродинамических характеристик летательных аппаратов.

Следует заметить, что особое место среди частных производных коэффициентов занимают так называемые вращательные производные аэродинамических коэффициентов. Это производные коэффициентов аэродинамических сил и моментов по параметрам вращательного движения объекта, а именно по безразмерным угловым скоростям вращения летательного аппарата относительно осей связанной системы координат по крену $\bar{\omega}_x$, рысканию $\bar{\omega}_y$, тангажу $\bar{\omega}_z$, по безразмерной скорости изменения угла атаки $\bar{\alpha}$ (см. таблицу).

Определение и исследование вращательных производных вблизи подстилающей поверхности (экрана) актуально по ряду причин. Режимы полета вблизи поверхности раздела сред

являются эксплуатационными режимами, а для ряда летательных аппаратов (экранопланов, экранолетов) — основными эксплуатационными режимами. Аэродинамические характеристики аппарата при неизменной геометрии определяются ориентацией относительно вектора воздушной скорости $\bar{V}$, характером изменения этой ориентации, кинематическими параметрами вращения летательного аппарата и положением центра масс. Вблизи поверхности раздела сред к определяющим факторам добавляются параметры положения аппарата относительно экрана и кинематические характеристики изменения этого положения. Безусловно, вращение аппарата относительно осей связанной системы координат и изменение угла атаки с какой-то скоростью сопровождается изменением положения аппарата относительно экрана. Известно, что зависимости аэродинамических характеристик от взаимного положения аппарата и экрана (например, от расстояния между аппаратом и экраном) являются существенно нелинейными.

Вращательные производные аэродинамических коэффициентов по безразмерным угловым скоростям и скорости изменения угла атаки

Параметр	Аэродинамический коэффициент				
	m_x	m_y	m_z	c_{y_a}	c_{z_a}
ω_x	$m_x^{\bar{\omega}_x}$	$m_y^{\bar{\omega}_x}$	$m_z^{\bar{\omega}_x}$	$c_{y_a}^{\bar{\omega}_x}$	$c_{z_a}^{\bar{\omega}_x}$
ω_y	$m_x^{\bar{\omega}_y}$	$m_y^{\bar{\omega}_y}$	$m_z^{\bar{\omega}_y}$	$c_{y_a}^{\bar{\omega}_y}$	$c_{z_a}^{\bar{\omega}_y}$
ω_z			$m_z^{\bar{\omega}_z}$	$c_{y_a}^{\bar{\omega}_z}$	
$\bar{\alpha}$			$m_z^{\bar{\alpha}}$	$c_{y_a}^{\bar{\alpha}}$	

Реализованы широкие возможности определения производных аэродинамических коэффициентов с использованием ряда подходов. Наиболее надежными считаются экспериментальные методы [1–5]. Однако часть именно вращательных производных аэродинамических коэффициентов, как правило, экспериментальными методами не определяется непосредственно, а представляется в виде комплексов (сумм) нескольких коэффициентов. Среди теоретических методов наиболее глубоко проработана теория определения аэродинамических коэффициентов и их производных по кинематическим параметрам движения в рамках методов дискретных особенностей, в том числе и с учетом близости поверхности экрана [4, 6, 7].

Под точным решением понимается аналитическое решение для обтекания бесконечно тонкого крыла потоком несжимаемой идеальной жидкости без отрыва потока и с заданными линиями схода вихревого следа [4, 6].

Используется ряд подходов к определению вращательных производных аэродинамических коэффициентов экранопланов, в частности с помощью CFD-технологий [8–10]. Большинство используемых методик сводятся к следующим основным принципам:

1) моделируется колебательное движение в обращенном потоке над экраном с граничным условием “движущаяся стенка – moving wall”, из полученных силовых факторов выделяются вращательные производные [11];

2) задается обращенное вращение потока в ограниченной области вокруг модели аппарата [12];

3) задается обращенное вращение потока по сути на границах расчетной области в рамках граничных условий [13, 14], обращенное вращение внешнего потока задается в соответствии с кинематическими параметрами движения аппарата.

Одним из методов определения вращательных производных летательного аппарата в программе ANSYS является использование перекрывающихся (“Overset”) сеток. Определение производной по углу тангажа летательного аппарата с применением данной методики выполнено в работе [15]. Для значений углов атаки $\alpha = 0^\circ - 70^\circ$ было получено хорошее согласование результатов CFD-моделирования и эксперимента.

В приложении к аэродинамике и динамике полета именно экраноплана показательными являются работы [13, 16]. В работе [13] для нахождения вращательных производных экраноплана на основе программного продукта ANSYS используется такой инструментарий, как задание на границах расчетной области (виртуальной аэродинамической трубы) изменения направления вектора скорости

по определенному закону. Представленный метод позволяет рассчитывать демпфирующие характеристики как при движении летательного аппарата в зоне действия экранного эффекта, так и вдали от земли. В работе [16] определение аэродинамических характеристик на основе программного продукта ANSYS выполняется как при установившемся поступательном движении, так и с применением метода вращения набегающего потока по углу тангажа. Полученные результаты расчета частной производной коэффициента продольного момента по угловой скорости тангажа $m_z^{\omega_z}$ подтвердили корректность выбранной методики.

Постановка задачи и метод решения

Коэффициент продольного момента m_z летательного аппарата (экраноплана) представим в виде выражения

$$m_z = m_{z0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^\beta \beta + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\omega_x} \omega_x + m_z^{\omega_y} \omega_y + m_z^{\omega_z} \omega_z, \quad (1)$$

где m_{z0} — значение коэффициента продольного момента при нулевых значениях всех кинематических параметров;

$m_z^\alpha = \frac{\partial m_z}{\partial \alpha}$, $m_z^\beta = \frac{\partial m_z}{\partial \beta}$ — частные производные коэффициента продольного момента по углу атаки α и углу скольжения β ;

$m_z^{\omega_x}$, $m_z^{\omega_y}$, $m_z^{\omega_z}$ и $m_z^{\dot{\alpha}}$ — вращательные производные коэффициента продольного момента, а именно частные производные коэффициента продольного момента по угловым скоростям крена, рыскания и тангажа

$$m_z^{\omega_x} = \frac{\partial m_z}{\partial \omega_x}, m_z^{\omega_y} = \frac{\partial m_z}{\partial \omega_y}, m_z^{\omega_z} = \frac{\partial m_z}{\partial \omega_z}$$

и скорости изменения угла атаки

$$m_z^{\dot{\alpha}} = \frac{\partial m_z}{\partial \dot{\alpha}}.$$

Коэффициенты путевого m_y , поперечного m_x моментов, коэффициенты подъемной c_{y_a} и боковой c_{z_a} сил для симметричного аппарата представим в виде:

$$\begin{aligned} m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\omega_y} \omega_y + m_y^{\omega_x} \omega_x; \\ m_x &= m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y; \\ c_{y_a} &= c_{y_0} + c_{y_a}^\alpha \alpha + c_{y_a}^\beta \beta + c_{y_a}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \\ &\quad + c_{y_a}^{\omega_x} \omega_x + c_{y_a}^{\omega_y} \omega_y + c_{y_a}^{\omega_z} \omega_z; \\ c_{z_a} &= c_{z_a}^\beta \beta + c_{z_a}^{\omega_x} \omega_x + c_{z_a}^{\omega_y} \omega_y. \end{aligned} \quad (2)$$

Допущение: пусть углы атаки и скольжение принимают малые абсолютные значения, тогда коэффициенты подъемной и нормальной сил примерно равны друг другу $c_{y_a} \approx c_y$ и, аналогично, коэффициенты боковой и поперечной сил также примерно равны $c_{z_a} \approx c_z$.

Исходными данными для определения заданных производных являются функции изменения значений коэффициентов $m_x, m_y, m_z, c_{y_a}, c_{z_a}$, полученные при движении экраноплана с изменением: угла атаки и его производной по времени без вращения аппарата с угловыми скоростями; угловой скорости тангажа ω_z ; угловой скорости рыскания ω_y ; угловой скорости крена ω_x . Законы движения подбираются таким образом, чтобы в процессе движения исследуемый кинематический параметр был бы известен, а остальные кинематические параметры соответствовали начальным (как правило, нулевым) значениям. В качестве базового закона движения используется гармонический закон изменения заданного параметра или комплекса параметров по времени.

Так, например, для определения $m_z^{\omega_z}$ необходимо выбрать такой закон продольного движения летательного аппарата, при котором в известные моменты времени будут соблюдаться условия $\alpha = 0, \dot{\alpha} = 0, \omega_z \neq 0$. Пусть летательный аппарат совершает колебания по углу тангажа ϑ вокруг продольной оси OZ (рис. 1, а) с изменением угла тангажа по закону

$$\vartheta = A_\vartheta \sin(\omega_\vartheta t), \quad (3)$$

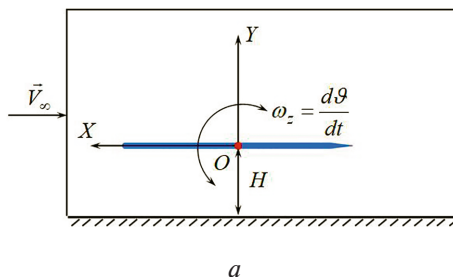
где A_ϑ – амплитуда колебаний по углу тангажа ϑ ;
 $\omega_\vartheta = 2\pi / T_\vartheta$ – круговая частота колебаний по углу тангажа;

T_ϑ – период колебаний по тангажу; t – время.

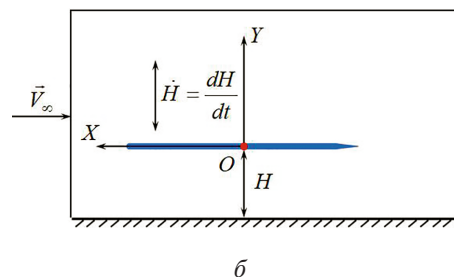
Значения этих параметров определяются возможными физическими условиями движения летательного аппарата.

Тогда угловая скорость тангажа определится выражением

$$\omega_z = A_\vartheta \omega_\vartheta \cos(\omega_\vartheta t). \quad (4)$$



а



б

Рис. 1. Схемы движения крыла (аппарата):

а – для определения $m_z^{\omega_z}$ и $c_{y_a}^{\omega_z}$; б – для определения m_z^{α} , $c_{y_a}^{\alpha}$, m_z^h и $c_{y_a}^h$

Если ось вращения летательного аппарата в процессе его движения не изменяет своего положения по высоте (вдоль оси OY), то угловая скорость тангажа и скорость изменения угла атаки по времени равны друг другу $\omega_z = \dot{\alpha}$, и слагаемое $m_z^{\alpha} \dot{\alpha}$ в выражении (1) не рассматривается. В этом случае частная производная $m_z^{\omega_z}$ приближенно может быть определена с помощью выражения (в окрестности параметрической точки $\alpha = \text{const}, \beta = 0, \omega_x = 0, \omega_y = 0$)

$$m_z^{\omega_z} \approx \frac{(m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha) - (m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\omega_z} \omega_z)}{\omega_z} = \frac{m_z(\omega_z = 0) - m_z(\omega_z \neq 0)}{\omega_z}. \quad (5)$$

Здесь $m_z(\omega_z = 0)$ – значение коэффициента продольного момента, когда угол атаки $\alpha = \text{const}$ (аппарат не совершает вращения) – режим стационарного обтекания с $\alpha = \text{const}$; $m_z(\omega_z \neq 0)$ – значение коэффициента продольного момента для движения летательного аппарата по закону (3), когда угол атаки соответствует значению α для случая $m_z(\omega_z = 0)$ и аппарат совершает вращение с известной $\omega_z \neq 0$. В качестве $\alpha = \text{const}$ обычно выбирается $\alpha = 0$.

Аналогичные рассуждения позволяют определить частную производную коэффициента подъемной силы по угловой скорости тангажа:

$$c_{y_a}^{\omega_z} = \frac{c_{y_a}(\omega_z = 0) - c_{y_a}(\omega_z \neq 0)}{\omega_z}. \quad (6)$$

Для определения m_z^{α} необходимо выбрать такой закон движения летательного аппарата, при котором в известные моменты времени будут соблюдаться условия $\alpha = \text{const}, \dot{\alpha} \neq 0, \omega_z = 0$. Целесообразно использовать движение, при котором вращение отсутствует в принципе ($\omega_z = 0$), а угол атаки изменяется $\dot{\alpha} \neq 0$. Таким движением является смещение летательного аппарата по высоте полета H

без вращения вокруг оси OZ (рис. 1,б). Высота полета H изменяется в соответствии с законом изменения относительного отстояния $h = H/b_a$ по гармоническому закону:

$$H = b_a h = b_a A_h \sin(\omega_h t), \quad (7)$$

где A_h — амплитуда колебаний по величине h ; $\omega_h = 2\pi/T_h$ — круговая частота колебаний по h ; T_h — период колебаний по отстоянию; b_a — характерный линейный размер продольного движения, как правило длина средней аэродинамической хорды. Значения параметров движения определяются возможными физическими условиями движения летательного аппарата.

Тогда вертикальная скорость определится выражением

$$V_y = \dot{H} = b_a \frac{dh}{dt} = b_a A_h \omega_h \cos(\omega_h t). \quad (8)$$

Угол атаки α и его производная $\dot{\alpha}$ связаны с величиной $\dot{H} = dH/dt$ выражениями

$$\alpha = -\arctg\left(\frac{\dot{H}}{V_x}\right);$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{1 + \left(\frac{b_a A_h \omega_h \cos(\omega_h t)}{V_x}\right)^2} \times$$

$$\times \frac{b_a A_h \omega_h^2}{V_x} \sin(\omega_h t), \quad (9)$$

где V_x — модуль скорости движения летательного аппарата вдоль оси OX .

В этом случае частная производная приближенно может быть определена с помощью выражения

$$m_z^{\dot{\alpha}} = \frac{(m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha) - (m_{z0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha})}{\dot{\alpha}} =$$

$$= \frac{m_z(\dot{\alpha} = 0) - m_z(\dot{\alpha} \neq 0)}{\dot{\alpha}}. \quad (10)$$

Здесь $m_z(\dot{\alpha} = 0)$ — значение коэффициента продольного момента, когда угол атаки $\alpha = \text{const}$ и летательный аппарат не изменяет угла атаки, т. е. $\dot{\alpha} = 0$; $m_z(\dot{\alpha} \neq 0)$ — значение коэффициента продольного момента для движения летательного аппарата, когда угол атаки соответствует значению для случая $m_z(\dot{\alpha} = 0)$ и летательный аппарат изменяет угол атаки с известной скоростью $\dot{\alpha} \neq 0$. В качестве $\alpha = \text{const}$ также обычно выбирается $\alpha = 0$.

Аналогичные рассуждения позволяют определить частную производную коэффициента подъемной силы по скорости изменения угла атаки:

$$c_{y_a}^{\dot{\alpha}} = \frac{c_{y_a}(\dot{\alpha} = 0) - c_{y_a}(\dot{\alpha} \neq 0)}{\dot{\alpha}}. \quad (11)$$

Подобным образом можно записать формулы для вращательных производных коэффициентов момента крена и рыскания:

$$m_x^{\omega_x} = \frac{m_x(\omega_x = 0) - m_x(\omega_x \neq 0)}{\omega_x};$$

$$m_y^{\omega_y} = \frac{m_y(\omega_y = 0) - m_y(\omega_y \neq 0)}{\omega_y};$$

$$m_x^{\omega_y} = \frac{m_x(\omega_y = 0) - m_x(\omega_y \neq 0)}{\omega_x};$$

$$m_y^{\omega_x} = \frac{m_y(\omega_x = 0) - m_y(\omega_x \neq 0)}{\omega_y}. \quad (12)$$

Аналогично записываются формулы для вращательных производных коэффициентов подъемной (нормальной) и поперечной (боковой) сил:

$$c_{y_a}^{\omega_x} = \frac{c_{y_a}(\omega_x = 0) - c_{y_a}(\omega_x \neq 0)}{\omega_x};$$

$$c_{y_a}^{\omega_y} = \frac{c_{y_a}(\omega_y = 0) - c_{y_a}(\omega_y \neq 0)}{\omega_y};$$

$$c_{z_a}^{\omega_y} = \frac{c_{z_a}(\omega_y = 0) - c_{z_a}(\omega_y \neq 0)}{\omega_x};$$

$$c_{z_a}^{\omega_x} = \frac{c_{z_a}(\omega_x = 0) - c_{z_a}(\omega_x \neq 0)}{\omega_y}. \quad (13)$$

Здесь $(\omega_x = 0)$ и $(\omega_y = 0)$ у соответствующего коэффициента означают положение аппарата, когда углы атаки α , скольжения β постоянны (как правило, равны нулю) и угловые скорости крена $\omega_x = 0$ и рыскания $\omega_y = 0$, начальный угол крена γ равен заданному; $(\omega_x \neq 0)$ и $(\omega_y \neq 0)$ означают положение аппарата в моменты времени, когда угловые скорости крена $\omega_x \neq 0$ и рыскания $\omega_y \neq 0$ известны, начальный угол крена γ равен заданному.

Замечания:

1. Вращательные производные в настоящей работе определяются в окрестности начальной параметрической точки $\alpha = 0$, $\beta = 0$. Начальный угол крена, как правило, $\gamma = 0$ или его значение задается отдельно.

2. Для указанных выше условий в окрестности $\alpha = 0$ и $\beta = 0$ справедливо

$$c_{y_a}^{\omega_x} = c_y^{\omega_x}; c_{y_a}^{\omega_y} = c_y^{\omega_y}; c_{z_a}^{\omega_y} = c_z^{\omega_y}; c_{z_a}^{\omega_x} = c_z^{\omega_x}.$$

В аэродинамике и динамике полета принято рассматривать производные аэродинамических коэффициентов по безразмерным угловым скоростям и скорости изменения угла атаки:

$$\bar{\omega}_y = \omega_y \frac{b_a}{V}; \bar{\omega}_x = \omega_x \frac{b_a}{V}; \bar{\omega}_z = \omega_z \frac{b_a}{V}; \bar{\alpha} = \dot{\alpha} \frac{b_a}{V}. \quad (14)$$

В качестве характерного линейного размера, в частности для параметров бокового движения, может использоваться другой линейный размер, например размах крыла l .

Тогда, например,

$$m_z^{\bar{\omega}_z} = m_z^{\omega_z} \frac{V}{b_a}. \quad (15)$$

Подобным образом строятся формулы пересчета для остальных вращательных производных.

В динамике полета экранопланов часто используются производные аэродинамических коэффициентов по скорости изменения относительного отстояния от поверхности $m_z^{\dot{h}}$ и $c_{y_a}^{\dot{h}}$. Для определения этих производных применяется схема, представленная на рис. 1, б, и выражения:

$$m_z^{\dot{h}} = \frac{m_z(\dot{h}=0) - m_z(\dot{h} \neq 0)}{\dot{h}}; \quad c_{y_a}^{\dot{h}} = \frac{c_{y_a}(\dot{h}=0) - c_{y_a}(\dot{h} \neq 0)}{\dot{h}}. \quad (16)$$

В настоящей работе для моделирования описанных выше ситуаций используется инструментальный CFD-технологий на основе деформируемых (динамически перестраиваемых) сеток [17, 18, 19].

Задача решается в два этапа. На первом этапе определяются значения аэродинамических коэффициентов c_{y_a} ($c_{y_{a0}}$), c_{z_a} , m_x , m_y , m_z (m_{z0}) для режима стационарного обтекания летательного аппарата на заданном относительном отстоянии от поверхности h при условиях $\alpha = 0$, $\beta = 0$ (продольная ось OX направлена вдоль вектора истинной скорости $\vec{V}$), $\gamma = 0$, $\omega_x = 0$, $\omega_y = 0$, $\omega_z = 0$, $\dot{H} = 0$ [20]. На втором этапе определяются значения аэродинамических коэффициентов ($\omega_x \neq 0$), ($\omega_y \neq 0$), ($\omega_z \neq 0$), ($\dot{\alpha} \neq 0$) для режима нестационарного обтекания аппарата, который совершает движение по заданному закону. Определяются значения искомых вращательных производных с использованием представленных выше выражений или с применением более сложных методов численного дифференцирования.

В работах [18, 19] подробно рассмотрены особенности и методика решения задачи с использованием CFD-технологий для вращательных производных продольного движения, представлены оценки достоверности полученных результатов,

выработаны рекомендации по выбору параметров расчетных схем и законов движения объектов, указаны значения вращательных производных крыла в продольном движении. В настоящей работе результаты распространены на вращательные производные бокового движения и приложены к исследованию аэродинамических характеристик экраноплана схемы «тандем».

Результаты вычислительных экспериментов и их анализ

С целью оценки достоверности результатов и получения наиболее обобщенных выводов рассмотрены вращательные производные аэродинамических коэффициентов тонкого квадратного в плане крыла (тонкого прямоугольного крыла с удлинением $\lambda = 1$).

Достаточно полное представление о достоверности результатов моделирования с использованием предложенной методики можно получить, сопоставив результаты расчетов аэродинамических коэффициентов с использованием различных методик. Так, на рис. 2 и 3 демонстрируются результаты, полученные с помощью формулы (1) для коэффициента продольного момента m_z и аналогичной формулы (2) для коэффициента подъемной силы c_{y_a} в случаях колебания крыла по углу тангажа θ и по относительному отстоянию h . Производные соответствующих коэффициентов в этих выражениях определялись на основе точного решения для обтекания идеальной жидкостью и известных решений метода дискретных вихрей [4, 6] по предложенной в настоящей работе методике. Для оценки представлен результат прямого расчета соответствующего коэффициента по CFD-технологии. Результаты точного решения для коэффициента продольного момента m_z отличаются от расчетных, ввиду того что точное решение получено при определенных допущениях. Наиболее показательным является сравнение с данными, полученными с использованием метода дискретных вихрей [4, 6]. В общем случае очевидно, что в рассмотренной постановке задачи точность определения коэффициентов зависит от возможностей CFD-технологии.

При расположении крыла в непосредственной близости от подстилающей поверхности характер зависимости аэродинамических коэффициентов при аналогичных колебаниях крыла существенно изменяется. Важнейшим и очевидным результатом является различие между вращательными производными коэффициентов в случаях различного направления вращения или направления смещения крыла при прохождении точек определения частных производных (рис. 4). Этот факт является следствием влияния близости подстилающей поверхности. Заметно уменьше-

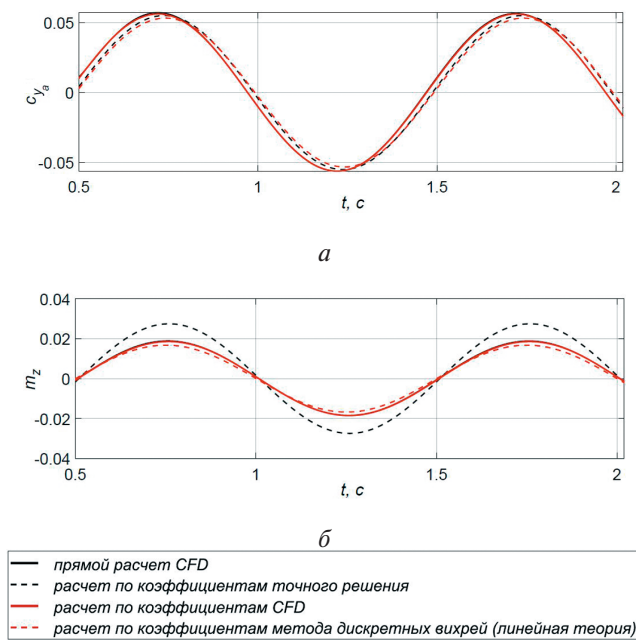


Рис. 2. Изменение коэффициента подъемной силы c_{y_a} (а) и коэффициента продольного момента m_z (б) в зависимости от времени t при колебаниях квадратного в плане тонкого крыла по углу тангажа ϑ ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_\vartheta = 2$ с; $A_\vartheta = 2^\circ$; $h = \infty$)

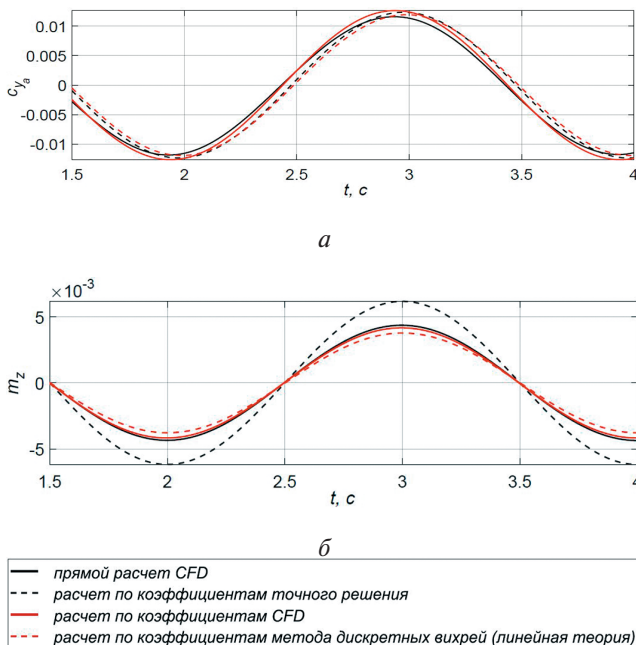


Рис. 3. Изменение коэффициента подъемной силы c_{y_a} (а) и коэффициента продольного момента m_z (б) в зависимости от времени t при колебаниях квадратного в плане тонкого крыла по относительному отстоянию h ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_h = 2$ с; $A_h = 0,1b_a$; $h = \infty$)

ние разницы между производными коэффициентов при удалении от опорной поверхности (увеличении h). Различие между производными коэффициентов может заключаться даже в смене знака (m_z^{α} , $m_z^{\bar{\alpha}}$). На рис. 4, кроме значений коэффициентов при различном направлении движения, приведены значения средних арифметических значений коэффициентов при различном направлении движения.

На рис. 5 и 6 демонстрируются результаты, полученные с помощью формулы (1) для коэффициента продольного момента m_z и аналогичной формулы (2) для коэффициента подъемной силы c_{y_a} для случаев колебания крыла по углу тангажа ϑ и по относительному отстоянию h на относительном отстоянии $h = 0,15$. Приведены зависимости, полученные с использованием вращательных производных продольного движения для различных направлений движения крыла и их средних арифметических значений. Колебательный процесс по коэффициенту продольного момента m_z существенно отличается от гармонического, поэтому использование мето-

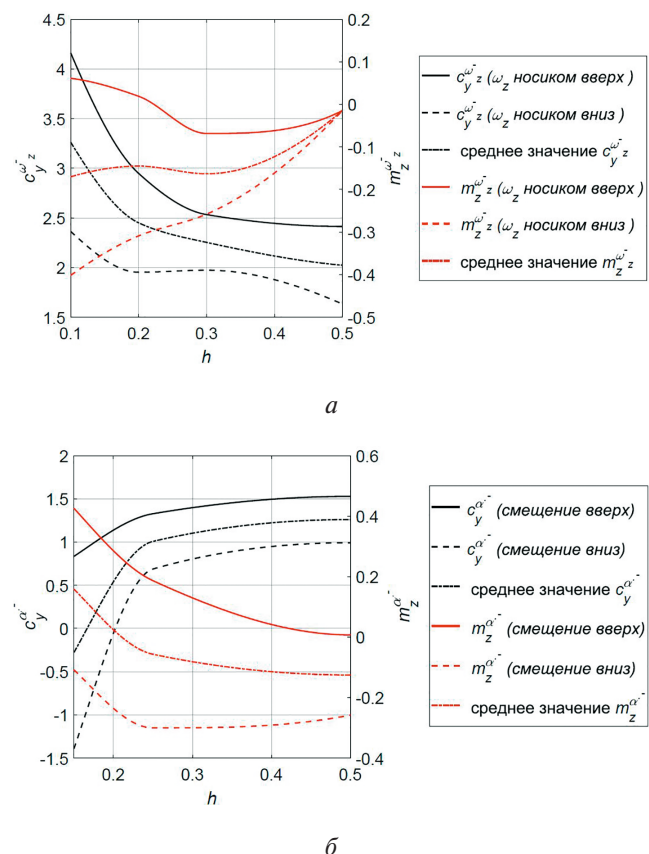


Рис. 4. Зависимость вращательных производных продольного движения $c_{y_a}^{\omega_z}$ и $m_z^{\omega_z}$ (а) и $c_{y_a}^{\alpha}$, m_z^{α} (б) от относительных отстояний h и направлений движения крыла по тангажу или отстоянию ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_\vartheta = 1$ с; $A_\vartheta = 2^\circ$; $T_h = 1$ с; $A_h = 0,1b_a$)

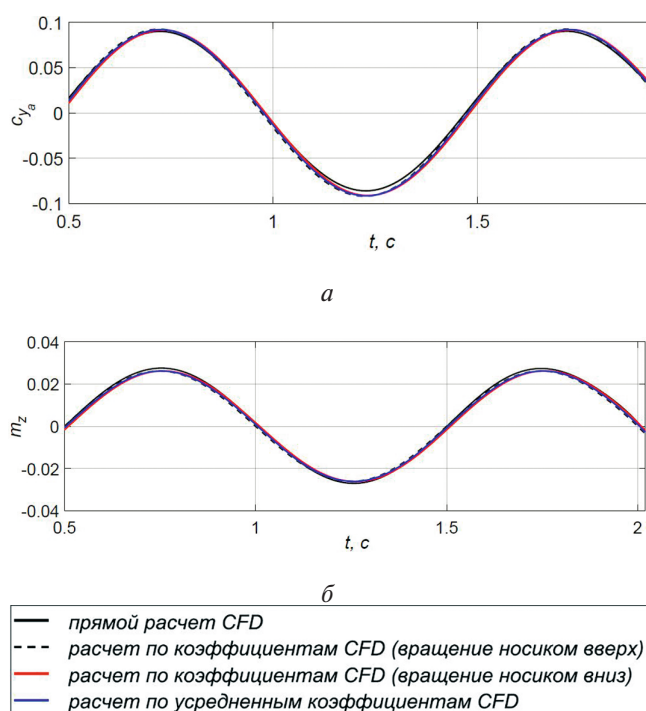


Рис. 5. Изменение коэффициентов подъемной силы c_{y_a} (*a*) и продольного момента m_z (*б*) в зависимости от времени при колебаниях по угловой скорости тангажа $\omega_z \bar{x}_T = 0,5$; $T_9 = 1$ с; $A_9 = 2^\circ$; $h = 0,15$

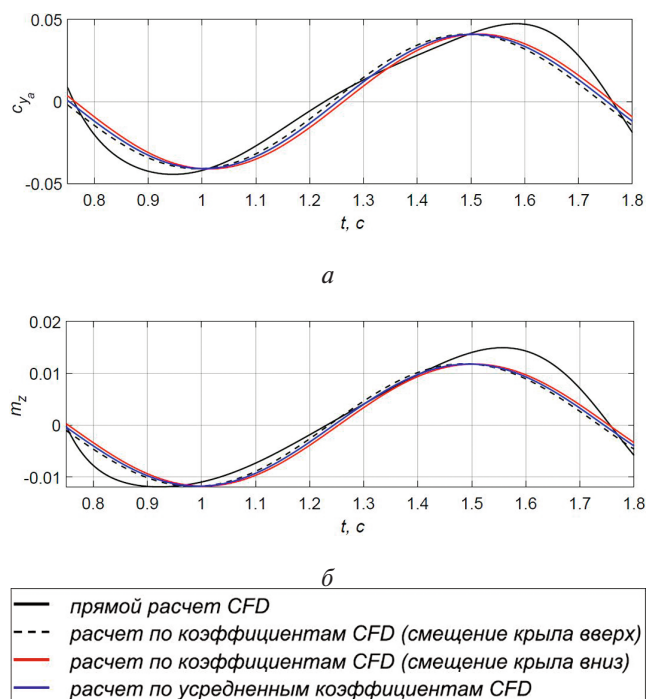


Рис. 6. Изменение коэффициентов подъемной силы c_{y_a} (*a*) и продольного момента m_z (*б*) в зависимости от времени при колебаниях по относительному отстоянию h ($\bar{x}_T = 0,5$; $T_9 = 1$ с; $A_9 = 2^\circ$; $h = 0,15$)

дики его определения с помощью вращательных производных приводит к появлению существенной погрешности и требует дополнительного обоснования. В целом, проведенные исследования показали, что разработанная методика позволяет определять вращательные производные с достаточной достоверностью.

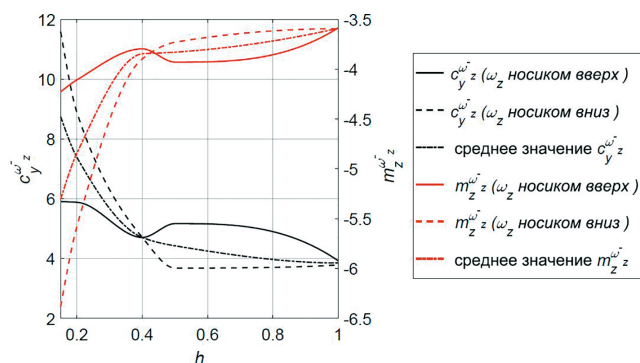
Рассмотрим особенности вращательных производных аэродинамических коэффициентов экраноплана схемы «тандем» (рис. 7) [21]. Вращательные производные определялись при различных относительных положениях центра масс $\bar{x}_T$ и отстояниях h , с амплитудами колебаний по углу тангажа, крена, рыскания в 2° и амплитудой колебаний по высоте $A_h = 0,08$ м. В качестве базового закона движения использовался гармонический закон изменения параметров при различных периодах колебаний T_9 и T_h .



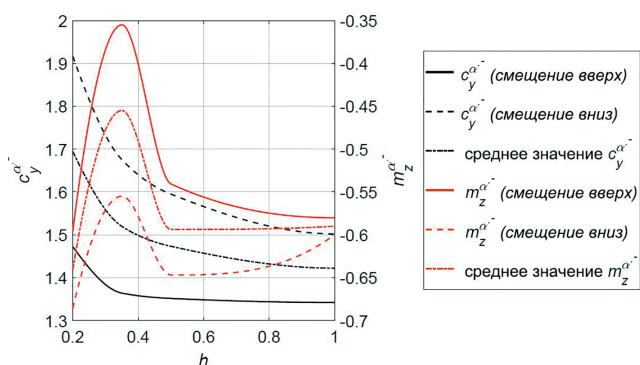
Рис. 7. Общий вид объекта исследования

Результаты расчетов вращательных производных аэродинамических коэффициентов экраноплана представлены на рис. 8–14 при фиксированном положении центра масс $\bar{x}_T = 1,2299$.

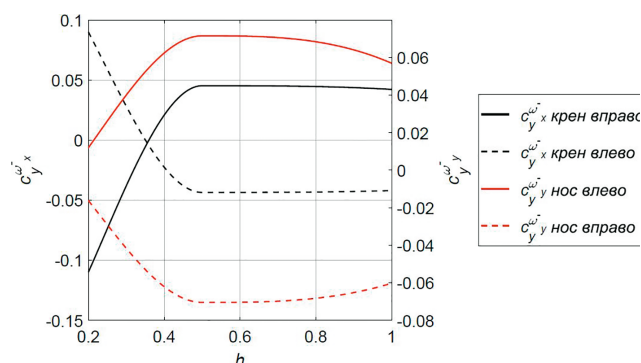
Данные рис. 8 позволяют сделать вывод о том, что при вращении аппарата вокруг центра масс на кабрирование коэффициент подъемной силы возрастает, при вращении на пикирование уменьшается во всем рассмотренном диапазоне отстояний. Однако на относительных отстояниях менее $h \approx 0,4$ вращение аппарата носиком вниз относительно центра масс приводит к большему увеличению коэффициента подъемной силы в сравнении с направлением вращения на кабрирование. На отстояниях более $h \approx 0,4$ ситуация меняется на противоположную. Это связано с изменением распределения составляющих подъемной силы между передней и задней несущими поверхностями. По всей видимости, указанный фактор объясняет и характер изменения частной производной коэффициента продольного момента при вращении аппарата.

Рис. 8. Зависимость производных $c_y^{\bar{\omega}_z}$ и $m_z^{\bar{\omega}_z}$ экраноплана от относительного отстояния h

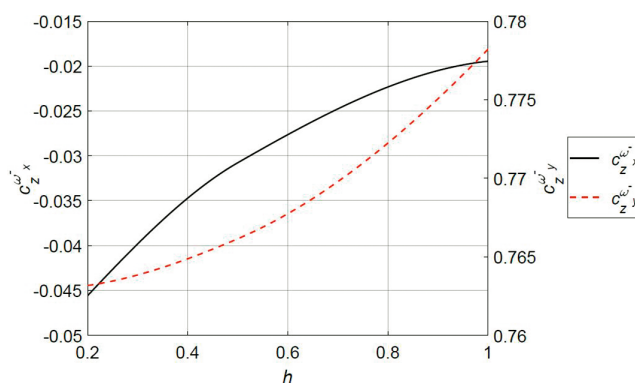
На рис. 9 представлена зависимость производных $c_y^{\bar{\alpha}}$ и $m_z^{\bar{\alpha}}$ экраноплана от относительного отстояния h . Смещение аппарата по отстоянию вверх означает уменьшение угла атаки со скоростью $\dot{\alpha}$, смещение вниз — увеличение угла атаки. Характерно изменение $m_z^{\bar{\alpha}}$ в окрестности $h = 0, \dots, 0,5$. Этот факт также может свидетельствовать о перераспределении нормальных сил между передним и задним крыльями компоновки.

Рис. 9. Зависимость производных $c_y^{\bar{\alpha}}$ и $m_z^{\bar{\alpha}}$ экраноплана от относительного отстояния h

На рис. 10 представлена зависимость производных $c_y^{\bar{\omega}_x}$ и $c_y^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h . Важны знаки этих производных. На отстояниях более $h \approx 0,3$ независимо от направления вращения аппарата по крену коэффициент подъемной силы увеличивается — прирост нормальной (подъемной) силы на опускаемых консолях превышает уменьшение на поднимаемых консолях. На отстояниях менее $h \approx 0,3$ независимо от направления вращения аппарата по крену коэффициент подъемной силы уменьшается. Независимо от направления вращения аппарата по рысканию коэффициент подъемной силы увеличивается — прирост нормальной (подъемной) силы на «выдвигаемых вперед» консолях превышает уменьшение на «отстающих» консолях.

Рис. 10. Зависимость производных $c_y^{\bar{\omega}_x}$ и $c_y^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h

На рис. 11 показана зависимость производных $c_z^{\bar{\omega}_x}$ и $c_z^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h . Они не зависят от направления вращения аппарата по знаку и величине. При вращении по крену поперечная сила направлена в сторону поднимаемых консолей крыльев. При вращении по рысканию поперечная сила направлена в обратную сторону по отношению к направлению движения носовой части аппарата. По всей видимости, это условие является особенностью рассматриваемой компоновки.

Рис. 11. Зависимость производных $c_z^{\bar{\omega}_x}$ и $c_z^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h

На рис. 12 представлены зависимости производных $m_x^{\bar{\omega}_x}$ и $m_x^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h . Очевидно, что $m_x^{\bar{\omega}_x}$ определяет демпфирующий момент крена, препятствующий вращению аппарата с угловой скоростью крена. Уменьшение относительного отстояния приводит к увеличению модуля производной коэффициента демпфирующего момента крена. Знак производной $m_x^{\bar{\omega}_y}$, которая определяет спиральный момент крена, свидетельствует о появлении дополнительного момента крена в сторону выдвигаемых вперед консолей. Уменьшение относительного отстояния приводит к уменьшению производной коэффициента спирального момента крена.

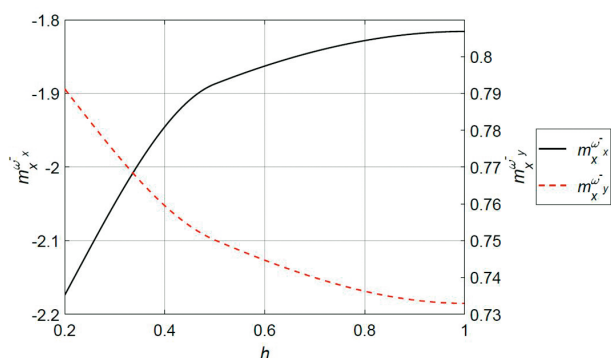


Рис. 12. Зависимость производных $m_x^{\bar{\omega}_x}$ и $m_x^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h

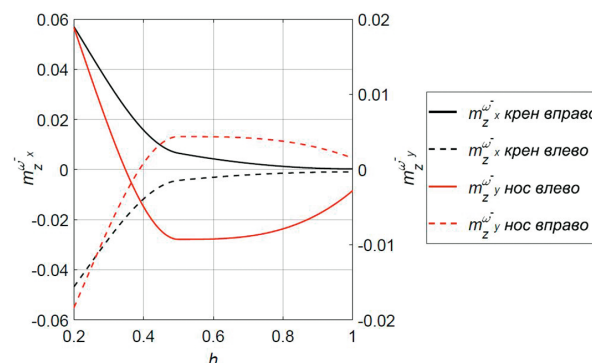


Рис. 14. Зависимость производных $m_z^{\bar{\omega}_x}$ и $m_z^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h ($\bar{x}_T = 1,2299$)

На рис. 13 представлены зависимости производных $m_y^{\bar{\omega}_x}$ и $m_y^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h . Величина $m_y^{\bar{\omega}_y}$ определяет демпфирующий момент рыскания. Уменьшение относительного отстояния приводит к уменьшению модуля производной коэффициента демпфирующего момента рыскания. Знак производной $m_y^{\bar{\omega}_x}$, которая определяет спиральный момент рыскания, свидетельствует о появлении дополнительного момента рыскания в сторону опускаемых при вращении по крену консолей.

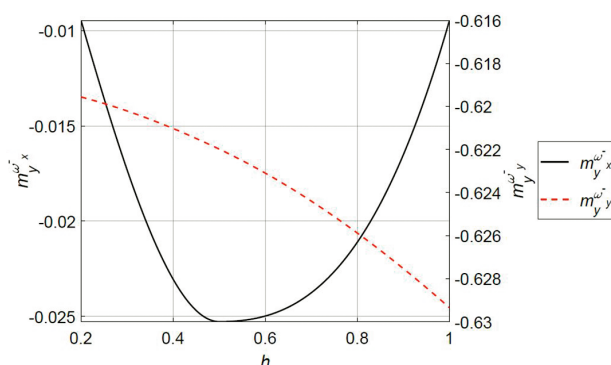


Рис. 13. Зависимость производных $m_y^{\bar{\omega}_x}$ и $m_y^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного отстояния h

На рис. 14 представлены зависимости производных $m_z^{\bar{\omega}_x}$ и $m_z^{\bar{\omega}_y}$ экраноплана от относительного

отстояния h . Разные знаки $m_z^{\bar{\omega}_x}$ указывают на то, что при левом или правом вращении самолета по крену возникает дополнительный момент тангажа на кабрирование. С увеличением относительного отстояния h модуль производной $m_z^{\bar{\omega}_x}$ уменьшается с достаточно высокой интенсивностью. Разные знаки $m_z^{\bar{\omega}_y}$ указывают на то, что при левом или правом вращении самолета по рысканию возникает дополнительный момент тангажа на кабрирование до $h \approx 0,35 \dots 0,37$. При больших h возникает дополнительный момент тангажа на пикирование.

Выводы

Аэродинамические характеристики летательного аппарата в полете у поверхности экрана нелинейно зависят от кинематических параметров движения, в частности от высоты полета (отстояния) над экраном. По этой причине вращательные производные аэродинамических коэффициентов в значительной степени зависят от отстояния, в том числе и по знаку.

Важным является влияние направления вращения экраноплана или изменения угла атаки на величины и знаки части вращательных производных. Безусловно, эти факты должны учитываться при анализе аэродинамики и динамики полета летательного аппарата вблизи экрана с использованием частных производных аэродинамических коэффициентов.

Конфликт интересов / Conflict of Interests

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов / The authors declare no relevant conflict of interests

Список источников / References

1. Wu X, Zhang X, Tian X, et al. A review on fluid dynamics of flapping foils. *Ocean Engineering*. 2020;195:106712. DOI: 10.1016/j.oceaneng.2019.106712
2. Bergmann A, Hübner A, Loeser T. Experimental and numerical research on the aerodynamics of unsteady moving aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*. 2008;44(2):121-137. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.10.006

3. Bergmann A. Modern Wind Tunnel Techniques for Unsteady Testing – Development of Dynamic Test Rigs. In: *Radespiel R, Rossow CC., Brinkmann BW. (eds) Hermann Schlichting – 100 Years. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*. Springer, Berlin, Heidelberg. 2009;102:59–77. DOI: 10.1007/978-3-540-95998-4_5
4. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К., Табачников В.Г. Крыло в нестационарном потоке газа. М.: Наука, 1971. 768 с. Belotserkovsky SM, Skripach BK, Tabachnikov VG. *Wing in an unsteady gas flow*. Moscow: Nauka; 1971. 768 p. (In Russ.).
5. Головкин М.А., Ефремов А.А., Махнев М.С. Методики оценок вращательных производных сил и моментов, действующих на модель самолета // Труды МАИ. 2017. № 97. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=87338>
Golovkin MA, Efremov AA, Makhnev MS. Methods for estimating the rotary derivatives of forces and moments acting on the aircraft model. *Trudy MAI*. 2017(97). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=87338>
6. Белоцерковский С.М., Скрипач Б.К. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. М.: Наука, 1975. 424 с.
Belotserkovsky SM, Skripach BK. *Aerodynamic derivatives of an aircraft and wings at subsonic speeds*. Moscow: Nauka; 1975. 424 p. (In Russ.).
7. Kornev NV. On unsteady effects in WIG craft aerodynamics. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2019; 2019(4):8351293. DOI: 10.1155/2019/8351293
8. Mi B, Zhan H. Review of Numerical Simulations on Aircraft Dynamic Stability Derivatives. *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2020;27:1515–1544. DOI: 10.1007/s11831-019-09370-8
9. Da Ronch A, Vallespin D, Ghoreyshi M, et al. Computation of Dynamic Derivatives Using CFD. *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference (28 June – 1 July 2010; Chicago, Illinois)*. DOI: 10.2514/6.2010-4817
10. Wang F, Chen L. Numerical Prediction of Stability Derivatives for Complex Configurations. *Procedia Engineering. 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (November 25–27, 2015; Cairns, Australia)*. 2015;99:1561–1575. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.12.708
11. Xing F, Zhou N, Dong H. Simulation of WIGS Aerodynamic Derivatives in Viscous Flow. *11th International Workshop on Ship and Marine Hydrodynamics (September 22–25, 2019; Hamburg, Germany)*.
12. Махнев М.С., Февральских А.В. Верификация результатов определения вращательных производных по крену ЛА в широком диапазоне углов атаки // Труды МАИ. 2019. № 109. DOI: 10.34759/trd-2019-109-23
Makhnev MS, Fevralskikh AV. Verification of results of determining rotational derivative of aircraft heel in a wide range of angles of attack. *Trudy MAI*. 2019(109). (In Russ.).
13. Shabarov V, Kaliasov P, Peplin F. Influence of ground effect on longitudinal aerodynamic damping of wing-in-ground effect vehicles. *Ship Technology Research*. 2020;67(2):101–108. DOI: 10.1080/09377255.2020.1724647
14. Махнев М.С. Определение вращательных аэродинамических производных компоновки ЛА с использованием Ansys CFD. URL: <https://rutube.ru/video/835212bb49bcfd04b764346473e9eaf5/>
Makhnev MC. *Determination of rotational aerodynamic derivatives of aircraft layout using Ansys CFD*. (In Russ.).
15. Tatar M, Masdari M. Investigation of pitch damping derivatives for the Standard Dynamic Model at high angles of attack using neural network. *Aerospace Science and Technology*. 2019;92:685–695. DOI: 10.1016/j.ast.2019.06.046
16. Грамузов Е.М., Февральских А.В., Махнев М.С. Исследование продольной устойчивости экраноплана типа «летающее крыло» с использованием технологий вычислительной гидродинамики // Научно-технический сборник Российского морского регистра судоходства. 2020. № 60–61. С. 66–74.
Gramuzov EM, Fevralskikh AV, Makhnev MS. Investigation of the longitudinal stability of a “flying wing” type ekranoplane using computational fluid dynamics technologies. *Research Bulletin by Russian Maritime Register of Shipping*. 2020(60–61):66–74. (In Russ.).
17. Кривель С.М., Вшивков Ю.Ф. Особенности обтекания профиля крыла и его аэродинамические характеристики в полете вблизи твердой поверхности раздела сред над стандартным препятствием // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 34–46.
Krivel SM, Vshivkov YuF. Wing Airfoil Flow-Around Specifics and Its Aerodynamic Characteristics nearby the Hard Surface of Media Separation over a Standard Obstacle. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):34–46. (In Russ.).
18. Вшивков Ю.Ф., Кривель С.М. Методика определения вращательных производных аэродинамических коэффициентов с использованием Ansys // Современные технологии в кораблестроительном и авиационном образовании, науке и производстве: Сборник докладов Всероссийской научно-практической конференции (16–17 декабря 2021; Нижний Новгород). Нижний Новгород: Изд-во НГТУ, 2021. С. 254–263.
Vshivkov YuF, Krivel SM. Method for determining the rotational derivatives of aerodynamic coefficients using ANSYS. *Vserossiiskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya “Sovremennye tekhnologii v korablestroitel’nom i aviatsionnom obrazovanii, nauke i proizvodstve” (December 16–17, 2021; Nizhny Novgorod)*. Nizhny Novgorod: NGTU; 2021. p. 254–263. (In Russ.).
19. Кривель С.М., Вшивков Ю.Ф. Методика определения вращательных производных аэродинамических коэффициентов с использованием CAE-систем // Динамические системы и компьютерные науки: теория и приложения (DYSC

- 2021): Сборник трудов 3-й Международной конференции (13–17 сентября 2021; Иркутск). Иркутск: Изд-во ИГУ, 2021. С. 179–180.
- Krivel SM, Vshivkov YuF. Methodology for determining rotational derivatives of aerodynamic coefficients using SAE systems. *III Mezhdunarodnaya konferentsiya "Dinamicheskie sistemy i komp'yuternye nauki: teoriya i prilozheniya" (September 13–17, 2021; Irkutsk)*. Irkutsk: IGU; 2021. p. 179–180. (In Russ.).
20. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. Комплексная оценка достоверности расчета аэродинамических характеристик сложных объектов с использованием ANSYS // *Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык*. 2015. № 1. С. 10–21.
- Vshivkov YuF, Galushko EA, Krivel SM. Comprehensive reliability assessment of aerodynamic characteristics computed with ANSYS for compound objects. *Crede Experto: transport, society, education, language*. 2015(1):10–21. (In Russ.).
21. Кривель С.М., Галушко Е.А. Влияние параметров компоновки экраноплана схемы «Тандем» на его аэродинамические характеристики // *Вестник Инженерной школы ДВФУ*. 2022. № 2(51). С. 3–16. DOI: 10.24866/2227-6858/2022-2/3-16
- Krivel SM, Galushko EA. Influence of the Tandem WIG layout parameters on its aerodynamic characteristics. *School of Engineering Bulletin*. 2022;(2):3–16. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 25.05.2026
Одобрена после рецензирования / Revised 08.06.2026
Принята к публикации / Accepted 10.06.2026