

Научная статья

УДК 534.1: 629.7: 519.6

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187442>

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

## КРИТЕРИИ И УСЛОВИЯ СТАТИЧЕСКОЙ И ДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЭКРАНОПЛАНА В ПРОДОЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ НАД ОПОРНОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

С.М. Кривель  

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Иркутский государственный университет»;

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Иркутский национальный исследовательский технический университет»  
г. Иркутск, Россия

 [krivel66@mail.ru](mailto:krivel66@mail.ru)

---

**Цитирование:** Кривель С.М. Критерии и условия статической и динамической устойчивости экраноплана в продольном движении над опорной поверхностью // Труды МАИ. 2026. № 146.  
URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187442>

---

**Аннотация.** В статье представлены вывод математических выражений и обоснование критериев статической и динамической устойчивости экраноплана в продольном движении. Отличительной чертой предлагаемых критериев является использование в качестве одного из ключевых параметров положения центра давления экраноплана. Обоснована целесообразность использования положения центра давления и производных его положения по кинематическим параметрам полета в качестве составляющих величин для параметров оценки устойчивости экраноплана вместо использования понятий «фокус экраноплана по углу атаки» и «фокус экраноплана по отстоянию». Критерии и условия статической и динамической устойчивости определены на основе линеаризованных уравнений продольного движения экраноплана и использования параметрического подхода к оценке устойчивости систем теории автоматического управления. Выполнен анализ условий обеспечения

устойчивости экраноплана. Приведен пример оценки устойчивости и расчета переходных функций возмущенного продольного движения экраноплана.

Показано, что положение центра масс в явном виде не входит в выражение критерия оценки статической устойчивости экраноплана. На основе этого сделан вывод, что в отличие от самолета, выполняющего полет вне зоны влияния экрана, изменением положения только центра масс изменить кардинально характеристики устойчивости в продольном движении, по всей видимости, невозможно. В явном виде положение центра масс влияет только на колебательную составляющую движения экраноплана. Целесообразно обеспечивать расположение центра давления при не отклоненном руле высоты позади центра масс по отношению к направлению полета.

Применение предложенной методики оценки устойчивости экраноплана в продольном движении в комплексе с другими методиками позволяет повысить качество и надежность проектирования на начальных этапах.

**Ключевые слова:** экраноплан, динамика движения экраноплана, устойчивость экраноплана, критерии устойчивости экраноплана, GEV (ground-effect vehicle), WIG (wing-in-ground-effect)

---

## CRITERIA AND CONDITIONS FOR STATIC AND DYNAMIC STABILITY OF THE WING-IN-GROUND-EFFECT VEHICLE IN LONGITUDINAL MOTION ABOVE THE SUPPORT SURFACE

S.M. Krivel  

Irkutsk State University;

Federal State Budget Educational Institution of Higher Education

«Irkutsk National Research Technical University»,

Irkutsk, Russia

 [krivel66@mail.ru](mailto:krivel66@mail.ru)

---

**Citation:** Krivel S.M. Criteria and conditions for static and dynamic stability of the wing-in-ground-effect vehicle in longitudinal motion above the support surface // Trudy MAI. 2026. No. 146. (In Russ.).

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=187442>

---

**Abstract.** The article presents the derivation of mathematical expressions and substantiation of criteria for static and dynamic stability of the WIG in longitudinal motion. A distinctive feature of the proposed criteria is the use of the position of the center of pressure of the WIG as one of the key parameters. The expediency of using the position of the center of pressure and derivatives of its position in time as components for the parameters of assessing the stability of the WIG is justified instead of using the concepts of "focus in angle of attack" and "focus in distance". The criteria and conditions for static and dynamic stability are determined on the basis of linearized equations of longitudinal motion of the WIG and the use of a parametric approach to assessing the stability of automatic control theory systems. An analysis of the conditions for ensuring the stability of the WIG has been performed. An example of stability estimation and calculation of transient functions of the perturbed longitudinal motion of the screenplane is given.

It is shown that the position of the center of mass is not explicitly included in the expression of the criterion for assessing the static stability of the WIG. Based on this, it is concluded that, unlike an aircraft flying outside the zone of influence of the screen, it is apparently impossible to radically change the stability characteristics in longitudinal motion by changing the position of only the center of mass. It is advisable to ensure that the center of pressure is positioned with the elevator not deflected behind the center of mass in relation to the direction of flight.

The application of the proposed methodology for assessing the stability of the WIG in longitudinal motion in combination with other methods makes it possible to improve the quality and reliability of design at the initial stages.

**Keywords:** ekranoplan, dynamics of the movement of the WIG, stability of the WIG, criteria of stability of the WIG, GEV (ground-effect vehicle), WIG (wing-in-ground-effect)

---

## Введение

Обеспечение продольной устойчивости экраноплана в заданном эксплуатационном диапазоне параметров полета является одной из главных проблем проектирования экранопланов. Опыт испытаний и эксплуатации ряда экранопланов позволяет сделать вывод, что часто именно проблемы с

устойчивостью уже построенных экранопланов являются причиной их несостоятельности (например, [1]). Оценка устойчивости на самых начальных этапах проектирования является необходимым условием создания проекта экраноплана.

Наиболее часто для оценки продольной устойчивости экраноплана используются подходы, заложенные и обоснованные в работе [2]. В этой работе дополнительно к понятию «фокус по углу атаки» вводится понятие «фокус по отстоянию». Под отстоянием понимается высота полета экраноплана над подстилающей поверхностью, отсчитываемая от заданной точки экраноплана. Например, от задней кромки крыла или центра масс экраноплана. На основе анализа линеаризованных уравнений продольного движения экраноплана получены условия и критерии устойчивости экраноплана. Одним из важных для практики результатов работы является обоснование требования расположения фокуса по отстоянию впереди фокуса по углу атаки по отношению к направлению полета. Подходы работы [2] получили свое развитие в работах [3...5]. В основе анализа устойчивости в этих работах так же используются понятия «фокус по углу атаки» и «фокус по отстоянию». Следует заметить, что теоретические положения представленных работ являются наиболее часто используемыми в практических исследованиях аэродинамики и устойчивости экранопланов, в проектировании экранопланов (например, [6...14]). Исследования динамики движения экранопланов так же обычно опираются на указанные выше положения и результаты [15, 16, 17].

Практические исследования экранопланов показали, что фокус по отстоянию в зависимости от угла атаки и отстояния может изменять свое положение в значительных пределах и в разном направлении по отношению к направлению полета. Кроме этого, фокус по углу атаки так же меняет свое положение в зависимости от угла атаки и отстояния, но в меньшей степени чем фокус по отстоянию (например, [5, 6, 18]). Этот факт в значительной степени затрудняет анализ устойчивости экраноплана с использованием двух характерных точек - фокусов по углу атаки и отстоянию. В том числе и по этой причине, поиски альтернативных критериев и условий продольной устойчивости

экранопланов представляют собой актуальную проблему и привлекают внимание исследователей [18, 19]. Так, например, в работе [19] оценивается устойчивость экраноплана с использованием результатов работы [2] и с использованием теории устойчивости судна.

Следует заметить, что качественный анализ устойчивости экраноплана возможен только с одновременным использованием различных подходов, в том числе, и на основе критериев устойчивости. Так, в качестве примера, следует заметить, что применение критериев на основе взаимного положения фокусов по углу атаки и отстояния приводят к противоречивым, а иногда, и противоположным результатам [1, 2, 15, 19]. В частности, в отношении устойчивости экранопланов схемы «утка». Использование различных подходов к решению одной задачи проектирования позволяет рассмотреть проблему с разных точек зрения и повышает надежность полученных результатов.

В настоящей работе предлагается подход и критерии оценки статической и динамической устойчивости экраноплана в продольном движении с использованием характеристик положения точки приложения полной аэродинамической силы – центра давления.

Замечание – в настоящей работе приняты идеология и обозначения систем координат, аэродинамических величин и параметров в соответствии с положениями работ [20, 21] за исключением специально оговоренных обозначений.

### **Постановка задачи и ее решение**

Как было отмечено, существующие методы анализа устойчивости экраноплана в главном образом основаны на использовании таких понятий как фокус по углу атаки  $F_\alpha$  и фокус по отстоянию  $F_h$  (рисунки 1 и 2).

Понятие фокуса по углу атаки впервые введено в работе [22] и широко используется в исследованиях динамики полета самолета. В работе [22] показано, что фокус по углу атаки  $F_\alpha$  не изменяет своего положения при незначительных изменениях угла атаки (рисунок 1). Это означает, что величина подъемной силы  $Y_\alpha$  и ее плечо до фокуса  $r$  изменяются обратно пропорционально друг другу.

Данное положение в основном подтверждено практикой проектирования (положение  $F_\alpha$  изменяется незначительно в области эксплуатационного диапазона параметров полета) и позволило значительно упростить анализ характеристик продольного движения самолетов. Следует заметить, что фокус по углу атаки  $F_\alpha$  у экраноплана при изменении отстояния  $H$  и угла атаки  $\alpha$  меняет свое положение [5, 6, 18].

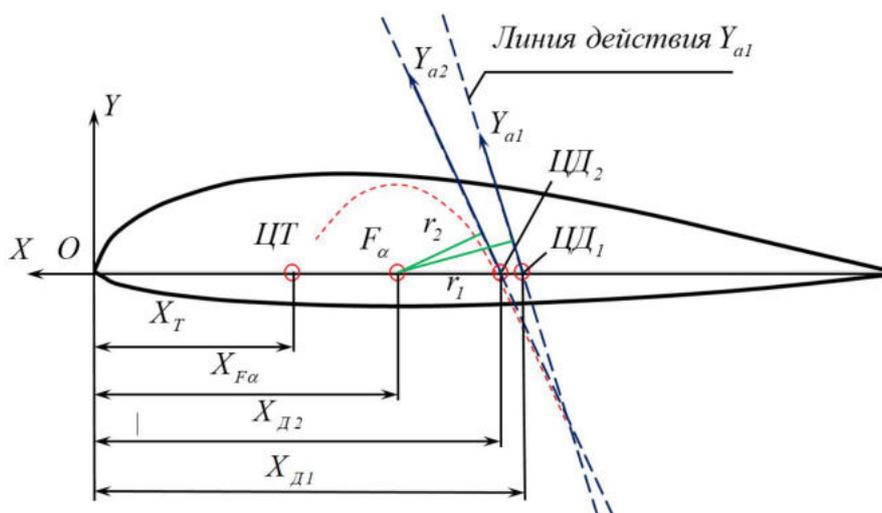
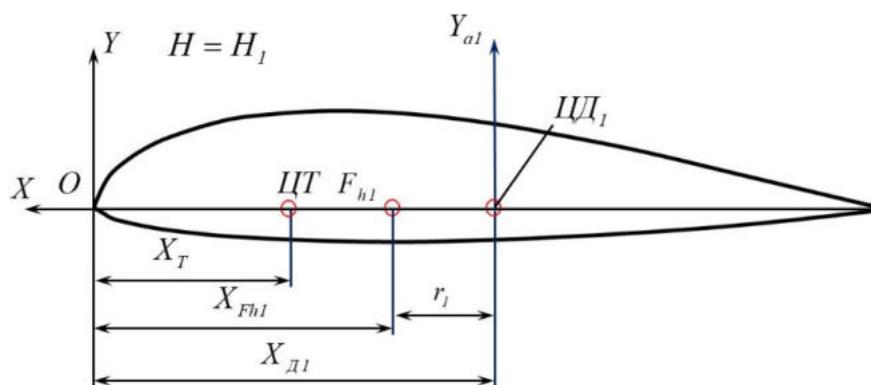


Рисунок 1 - Геометрическая интерпретация понятия «фокус по углу атаки»

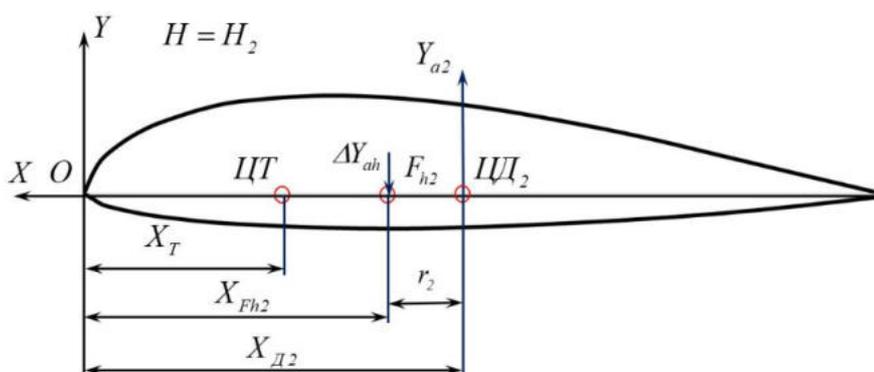
Понятие «фокус по отстоянию» введено в работе [2]. Фокус по отстоянию – это точка  $F_h$ , в которой приложено приращение подъемной (нормальной) силы  $\Delta Y_\alpha$  при незначительном изменении отстояния экраноплана от подстилающей поверхности  $H$ . Как следствие, фокус по отстоянию  $F_h$  – это точка относительно которой при незначительном изменении отстояния продольный момент экраноплана не изменяется (при постоянном угле атаки  $\alpha$ ).

Пусть на отстоянии  $H = H_1$  подъемная сила  $Y_{a1}$  приложена в центре давления  $ЦД_1$ , расположенном на расстоянии  $X_{D1}$  от точки  $O$  (рисунок 2, а). При изменении отстояния до величины  $H = H_2$  подъемная сила изменится до величины  $Y_{a2}$  и переместится в точку  $ЦД_2$ , расположенную на расстоянии  $X_{D2}$  от точки  $O$ . Существование неподвижной точки  $F_h$  означало бы, что величина

подъемной силы  $Y_a$  и плечо от такой точки до центра давления  $r$  изменялись бы строго пропорционально друг другу. Однако, нет никаких оснований (теоретических доказательств или результатов экспериментальных исследований) считать, что данное условие соблюдается и, следовательно, существует какая-то неподвижная точка, относительно которой момент подъемной силы при изменении отстояния не изменится. В приложении к рисунку 2,б можно записать, что положение точки  $F_h$  определяется выполнением условия  $Y_{a2}r_2 = Y_{a1}r_1$ . Так как  $Y_a$  и  $r$  изменяются не пропорционально друг другу при изменении отстояния  $H$  положение точки  $F_h$  (относительно которой продольный момент экраноплана не изменяется) не остается постоянным. Указанное утверждение подтверждается результатами исследований (например, [5, 6, 18]).



а)



б)

Рисунок 2 - Геометрическая интерпретация понятия «фокус по отстоянию»:

а) отстояние начальное  $H = H_1$ ; б) отстояние увеличенное  $H = H_2$

Переход к определению продольного момента  $M_z$  самолета с использованием фокуса по углу атаки  $F_\alpha$  определялся фактом относительной неподвижности фокуса при изменении угла атаки  $\alpha$  в отличие от положения центра давления  $ЦД$ . В ситуации когда две характерные точки  $F_\alpha$  и  $F_h$  являются подвижными при изменении угла атаки  $\alpha$  и отстояния  $H$  целесообразно перейти к рассмотрению продольного момента  $M_z$  экраноплана с использованием одной характерной точки – центра давления  $ЦД$ .

В качестве исходного положения рассмотрим систему уравнений движения центра масс аппарата в траекторной системе координат и вращения экраноплана вокруг центра масс в связанной системе координат в продольном движении:

$$\begin{aligned}
 m \frac{dV}{dt} &= P - X_a - G \sin \Theta; \\
 mV \frac{d\Theta}{dt} &= Y_a - G \cos \Theta; \\
 I_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z; \\
 \frac{dH}{dt} &= V \sin \Theta.
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

Здесь  $m$  - масса экраноплана;  $P$  - сила тяги силовой установки;  $X_a$ ,  $Y_a$  - сила лобового сопротивления и подъемная сила соответственно;  $G = mg$  - сила веса экраноплана;  $g$  - ускорение свободного падения;  $\Theta$  - угол наклона траектории;  $V$  - воздушная скорость экраноплана;  $I_z$  - момент инерции экраноплана относительно оси  $OZ$  связанной системы координат;  $\omega_z$  - угловая скорость тангажа;  $M_z$  - аэродинамический момент тангажа;  $t$  - время.

Допущения: вектор силы тяги  $P$  направлен вдоль вектора воздушной скорости  $V$  и проходит через центр масс экраноплана; ось  $OZ$  связанной системы координат является одной из главных осей инерции; ось  $OX$  проходит через центр масс аппарата  $ЦТ$ . Здесь и далее в работе используется допущение об относительной малости угла атаки  $\alpha$ , поэтому считаем, что нормальная и подъемная силы примерно равны друг другу  $Y_a \approx Y$ . Кроме этого, следует учесть,

что в рамках настоящей работы центр давления  $ЦД$  расположен на оси  $OX$ , т.е. полная аэродинамическая сила переносится вдоль линии действия до оси  $OX$ .

Исходный полет – горизонтальный прямолинейный с постоянной скоростью. До начала возмущенного движения в момент времени  $t = 0$  параметры полета определены величинами

$$\Theta_0 = 0; \omega_{z_0} = 0; \alpha_0 = const; V_0 = const; H_0 = const; \delta_{\epsilon_0} = const. \quad (2)$$

Здесь  $\delta_{\epsilon}$  - угол отклонения руля высоты.

В процессе возмущенного движения по углу атаки  $\alpha$  и высоте полета (отстоянию центра масс аппарата от подстилающей поверхности)  $H$  скорость аппарата  $V$  изменяется незначительно. Примем, что  $V = const$  в процессе рассматриваемого возмущенного движения. Тогда в системе уравнений (1) первое уравнение можно исключить из рассмотрения.

Получим систему уравнений:

$$\begin{aligned} mV \frac{d\Theta}{dt} &= Y_a - G \cos \Theta; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z; \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \Theta. \end{aligned} \quad (3)$$

На основе метода малых возмущений и с учетом положений (2) основные параметры полета аппарата представим в виде:

$$\begin{aligned} \Theta &= \Theta_0 + \Delta\Theta = \Delta\Theta; \\ \omega_z &= \omega_{z_0} + \Delta\omega_z = \Delta\omega_z; \\ \alpha &= \alpha_0 + \Delta\alpha; \\ H &= H_0 + \Delta H; \\ \delta_{\epsilon} &= \delta_{\epsilon_0} + \Delta\delta_{\epsilon}. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь приращения параметров являются функциями времени.

Известно соотношение

$$\Theta = \nu - \alpha, \quad (5)$$

где  $\nu$  - угол тангажа.

Продифференцируем выражение (5) по времени

$$\dot{\Theta} = \dot{\nu} - \dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\alpha}$$

или с учетом положений (4)

$$\Delta\dot{\Theta} = \Delta\omega_z - \Delta\dot{\alpha}. \quad (6)$$

Здесь и далее точками над символами параметров обозначаются их производные по времени соответствующего порядка.

Допущение: считаем, что угол наклона траектории  $\Theta$  в процессе рассматриваемого движения изменяется незначительно от начального значения  $\Theta_0 = 0$ . Примем, что  $\sin \Delta\Theta = \Delta\Theta$  и  $\cos \Delta\Theta = 1$ .

Тогда система уравнений (3) примет вид:

$$\begin{aligned} mV\Delta\dot{\Theta} &= Y_a - G; \\ I_z\Delta\dot{\omega}_z &= M_z; \\ \Delta\dot{H} &= V\Theta. \end{aligned} \quad (7)$$

Запишем первое уравнение системы (7) в виде

$$\frac{mV}{qS}\Delta\dot{\Theta} = c_{y_a} - \frac{G}{qS}, \quad (8)$$

где  $q = \frac{\rho V^2}{2}$  - величина скоростного напора;  $\rho$  - массовая плотность воздуха;  $S$  - характерная площадь экраноплана.

В выражении (8)

$$c_{y_a} = c_{y_{a0}} + c_y^\alpha \alpha + c_y^H \Delta H + c_y^{\delta_g} \delta_g, \quad (9)$$

где  $c_{y_{a0}}$  - коэффициент подъемной силы при угле атаки  $\alpha = 0$ , угле отклонения руля высоты  $\delta_g = 0$  и отстоянии  $H = H_0$ .

Обозначение  $c_y^\alpha$  трактуется как частная производная коэффициента подъемной (нормальной) силы  $c_{y_a}$  ( $c_y$ ) по углу атаки  $\alpha$

$$c_y^\alpha = \frac{\partial c_y}{\partial \alpha}.$$

Аналогичным образом раскрываются все подобные обозначения как частные производные соответствующих величин по обозначенным параметрам.

Величина  $c_y^{\delta_e} \delta_e$  является сравнительно малой по отношению к величине  $(c_{y_{a0}} + c_y^\alpha \alpha + c_y^H \Delta H)$  для большинства компоновок экранопланов, в рамках настоящей работы считаем ее пренебрежимо малой и в дальнейшем анализе не учитываем. Кроме того, величина  $c_y^{\delta_e} \delta_e$  представляет собой составляющую по входной величине возмущенного движения  $\delta_e$  и, следовательно, не оказывает влияния на собственные механические свойства объекта, в частности, его устойчивость.

Проведем замену переменных. Используем понятие относительного отстояния

$$h = \frac{H}{b_a}, \quad (10)$$

где  $b_a$  - средняя аэродинамическая хорда (характерный линейный размер).

Тогда

$$c_y^H \Delta H = \frac{\partial c_y}{\partial H} \Delta H \frac{b_a}{b_a} = \frac{\partial c_y}{\partial h} \Delta h = c_y^h \Delta h. \quad (11)$$

Выражение (8) примет вид

$$\frac{mV}{qS} \Delta \dot{\Theta} = c_{y_{a0}} + c_y^\alpha \alpha_0 + c_y^\alpha \Delta \alpha + c_y^h \Delta h - \frac{G}{qS}. \quad (12)$$

Из (12) с учетом начальных условий (2) в форме  $c_{y_{a0}} + c_y^\alpha \alpha_0 - \frac{G}{qS} = 0$  получим

$$\frac{mV}{qS} \Delta \dot{\Theta} = c_y^\alpha \Delta \alpha + c_y^h \Delta h. \quad (13)$$

Введем обозначение

$$A_I = \frac{mV}{qS}. \quad (14)$$

С учетом (6) выражение (13) примет вид:

$$\Delta \omega_z = \Delta \dot{\alpha} + \frac{c_y^\alpha}{A_I} \Delta \alpha + \frac{c_y^h}{A_I} \Delta h. \quad (15)$$

Запишем второе уравнение системы (7) в виде

$$\begin{aligned}
I_z \Delta \dot{\omega}_z &= M_{z_0} + M_z^{\delta_\epsilon} \delta_{\epsilon 0} + M_z^{\delta_\epsilon} \Delta \delta_\epsilon + M_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + M_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \\
&+ Y_{a_0} (x_T - x_{D_0}) - Y_{a_0} x_{D_0}^\alpha \Delta \alpha - Y_{a_0} x_{D_0}^H \Delta H + \\
&+ Y_a^\alpha \Delta \alpha (x_T - x_{D_0}) - Y_a^\alpha \Delta \alpha x_{D_0}^\alpha \Delta \alpha - Y_a^\alpha \Delta \alpha x_{D_0}^H \Delta H + \\
&+ Y_a^H \Delta H (x_T - x_{D_0}) - Y_a^H \Delta H x_{D_0}^\alpha \Delta \alpha - Y_a^H \Delta H x_{D_0}^H \Delta H.
\end{aligned} \tag{16}$$

Здесь  $M_{z_0}$  - продольный момент при  $H = H_0$  и равенстве нулю всех остальных определяющих параметров ( $\delta_\epsilon = 0$ ,  $\omega_z = 0$ ,  $\dot{\alpha} = 0$ ,  $\alpha = 0$ ,  $\Delta H = 0$ );  $M_z^{\omega_z} \Delta \omega_z$ ,  $M_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha}$  - продольные демпфирующий момент и момент от запаздывания скоса потока соответственно;  $x_T$ ,  $x_{D_0}$  - расстояния от начала координат  $O$  до центра масс  $ЦТ$  и центра давления  $ЦД$  в исходном полете при не отклоненном руле высоты  $\delta_\epsilon = 0$  (рисунок 2).

Величина  $x_{D_0}$  определяется при нейтральном положении руля высоты  $\delta_\epsilon = 0$ , так как перемещение центра давления экраноплана и действие изменения нормальной силы за счет отклонения руля высоты учитывается в слагаемых  $(M_z^{\delta_\epsilon} \delta_{\epsilon 0} + M_z^{\delta_\epsilon} \Delta \delta_\epsilon)$ .

Следует заметить, что, как это принято в динамике полета самолета, величины  $x_T$  и  $x_{D_0}$  являются положительными для положения  $ЦТ$  и  $ЦД$  на рисунке 2.

Особое значение в рамках настоящей работы имеют величины  $x_{D_0}^\alpha = \frac{\partial x_{D_0}}{\partial \alpha}$  и  $x_{D_0}^H = \frac{\partial x_{D_0}}{\partial H}$  ( $x_{D_0}^h = \frac{\partial x_{D_0}}{\partial h}$  соответственно), которые характеризуют перемещение центра давления  $ЦД$  при изменении угла атаки  $\alpha$  и отстояния  $H$  (относительного отстояния  $h$ ). Если расстояние  $x_{D_0}$  (рисунок 1) при изменении угла атаки  $\alpha$  возрастает, то  $x_{D_0}^\alpha > 0$ . Если расстояние  $x_{D_0}$  при изменении отстояния  $H$  (относительного отстояния  $h$ ) возрастает, то  $x_{D_0}^H > 0$  ( $x_{D_0}^h > 0$ ).

Составляющие продольного момента  $M_z$  считаются положительными если они направлены на кабрирование.

В выражении (16) слагаемое

$$\left( Y_{a_0} (x_T - x_{D_0}) - Y_{a_0} x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - Y_{a_0} x_{D_0}^H \Delta H \right)$$

характеризует составляющую продольного момента от подъемной силы начальной величины  $Y_{a_0}$ , приложенной в центре давления на расстоянии от начала координат  $x_{D_0}$  и с учетом перемещения центра давления на величины  $x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha$  и  $x_{D_0}^H \Delta H$ .

Слагаемые

$$\left( Y_a^{\alpha} \Delta\alpha (x_T - x_{D_0}) - Y_a^{\alpha} \Delta\alpha x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - Y_a^{\alpha} \Delta\alpha x_{D_0}^H \Delta H \right)$$

и

$$\left( Y_a^H \Delta H (x_T - x_{D_0}) - Y_a^H \Delta H x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - Y_a^H \Delta H x_{D_0}^H \Delta H \right)$$

характеризуют составляющие продольного момента от приращения подъемной силы за счет изменения угла атаки  $Y_a^{\alpha} \Delta\alpha$  и приращения подъемной силы за счет изменения отстояния  $Y_a^H \Delta H$ , приложенных в центре давления на расстоянии от начала координат  $x_{D_0}$  и с учетом перемещения центра давления на величины  $x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha$  и  $x_{D_0}^H \Delta H$ .

Выражение (16) с учетом начальных условий (2) в форме

$$M_{z_0} + M_z^{\delta_e} \delta_{e_0} + Y_{a_0} (x_T - x_{D_0}) = 0 \text{ примет вид}$$

$$\begin{aligned} I_z \Delta \dot{\omega}_z &= M_z^{\delta_e} \Delta \delta_e + M_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + M_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} - Y_{a_0} x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - Y_{a_0} x_{D_0}^H \Delta H + \\ &+ Y_a^{\alpha} \Delta\alpha (x_T - x_{D_0}) - Y_a^{\alpha} \Delta\alpha x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - Y_a^{\alpha} \Delta\alpha x_{D_0}^H \Delta H + \\ &+ Y_a^H \Delta H (x_T - x_{D_0}) - Y_a^H \Delta H x_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - Y_a^H \Delta H x_{D_0}^H \Delta H. \end{aligned} \quad (17)$$

В выражении (17) разделим левые и правые части на величину  $qSb_a$ :

$$\begin{aligned} \frac{I_z}{qSb_a} \Delta \dot{\omega}_z &= m_z^{\delta_e} \Delta \delta_e + m_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + m_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} - c_{y_{a_0}} \bar{x}_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - c_{y_{a_0}} \bar{x}_{D_0}^H \Delta H + \\ &+ c_y^{\alpha} \Delta\alpha (\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0}) - c_y^{\alpha} \Delta\alpha \bar{x}_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - c_y^{\alpha} \Delta\alpha \bar{x}_{D_0}^H \Delta H + \\ &+ c_y^H \Delta H (\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0}) - c_y^H \Delta H \bar{x}_{D_0}^{\alpha} \Delta\alpha - c_y^H \Delta H \bar{x}_{D_0}^H \Delta H. \end{aligned} \quad (18)$$

Здесь  $\bar{x}_D^\alpha = \frac{x_D^\alpha}{b_a}$ ,  $\bar{x}_D^H = \frac{x_D^H}{b_a}$ ,  $\bar{x}_T = \frac{x_T}{b_a}$ ,  $\bar{x}_{D0} = \frac{x_{D0}}{b_a}$ .

Величины частных производных коэффициентов демпфирующего момента  $m_z^{\omega_z}$  и момента от запаздывания скоса потока  $m_z^{\dot{\alpha}}$  определяются выражениями

$$m_z^{\omega_z} = m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{b_a}{V}; \quad m_z^{\dot{\alpha}} = m_z^{\bar{\alpha}} \frac{b_a}{V}. \quad (19)$$

Здесь  $m_z^{\bar{\omega}_z}$  и  $m_z^{\bar{\alpha}}$  - частные производные коэффициентов продольного момента по безразмерным угловой скорости тангажа  $\bar{\omega}_z = \omega_z \frac{b_a}{V}$  и скорости изменения угла атаки  $\bar{\alpha} = \dot{\alpha} \frac{b_a}{V}$ .

Допущение: считаем величины  $-c_y^\alpha \Delta \alpha \bar{x}_D^\alpha \Delta \alpha$ ;  $-c_y^\alpha \Delta \alpha \bar{x}_D^H \Delta H$ ;  $-c_y^H \Delta H \bar{x}_D^\alpha \Delta \alpha$ ;  $-c_y^H \Delta H \bar{x}_D^H \Delta H$  относительно малыми и в дальнейшем анализе не учитываем. Это допущение означает, что изменения продольного момента от изменений подъемной силы  $Y_a^\alpha \Delta \alpha$  и  $Y_a^H \Delta H$  на малую величину с учетом переноса точки приложения этих приращений на малую величину  $x_D^\alpha \Delta \alpha$  и  $x_D^H \Delta H$  соответственно не учитываются.

Проведем замену  $c_y^H \Delta H = c_y^h \Delta h$ ,  $\bar{x}_D^H \Delta H = \bar{x}_D^h \Delta h$ .

Введем обозначение

$$A_2 = \frac{I_z}{qSb_a}. \quad (20)$$

Получим второе уравнение системы (7) в виде

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\omega}_z = & \frac{m_z^{\delta_\epsilon}}{A_2} \Delta \delta_\epsilon + \frac{m_z^{\omega_z}}{A_2} \Delta \omega_z + \frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{A_2} \Delta \dot{\alpha} - \frac{c_{y_{a0}} \bar{x}_D^\alpha}{A_2} \Delta \alpha - \frac{c_{y_{a0}} \bar{x}_D^h}{A_2} \Delta h + \\ & + \frac{c_y^\alpha \Delta \alpha}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D0}) + \frac{c_y^h \Delta h}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D0}). \end{aligned} \quad (21)$$

Третье уравнение системы (7) представим в виде

$$\Delta \dot{H} = V \Delta \Theta; \quad \Delta \dot{h} = V \Delta \Theta \frac{I}{b_a}.$$

Тогда

$$\Delta\Theta = \Delta\dot{h} \frac{b_a}{V}; \Delta\dot{\Theta} = \Delta\ddot{h} \frac{b_a}{V}.$$

С учетом выражений (6) и (13) получим

$$\Delta\dot{\Theta} = \Delta\ddot{h} \frac{b_a}{V} = \frac{c_y^\alpha}{A_l} \Delta\alpha + \frac{c_y^h}{A_l} \Delta\dot{h}. \quad (22)$$

Таким образом система уравнений (7) согласно (15, 21, 22) примет вид:

$$\begin{aligned} \Delta\omega_z &= \Delta\dot{\alpha} + \frac{c_y^\alpha}{A_l} \Delta\alpha + \frac{c_y^h}{A_l} \Delta\dot{h}; \\ \Delta\dot{\omega}_z &= \frac{m_z^{\delta_6}}{A_2} \Delta\delta_6 + \frac{m_z^{\omega_z}}{A_2} \Delta\omega_z + \frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{A_2} \Delta\dot{\alpha} - \frac{c_{ya0} \bar{x}_D^\alpha}{A_2} \Delta\alpha - \frac{c_{ya0} \bar{x}_D^h}{A_2} \Delta\dot{h} + \\ &+ \frac{c_y^\alpha \Delta\alpha}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D0}) + \frac{c_y^h \Delta\dot{h}}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D0}); \end{aligned} \quad (23)$$

$$\Delta\ddot{h} \frac{b_a}{V} = \frac{c_y^\alpha}{A_l} \Delta\alpha + \frac{c_y^h}{A_l} \Delta\dot{h}.$$

Из первого уравнения системы (23) получим

$$\Delta\dot{\omega}_z = \Delta\ddot{\alpha} + \frac{c_y^\alpha}{A_l} \Delta\dot{\alpha} + \frac{c_y^h}{A_l} \Delta\dot{h}. \quad (24)$$

Второе уравнение системы (23) с учетом первого уравнения системы и выражения (24) после преобразований примет вид

$$\begin{aligned} \Delta\ddot{\alpha} + \left( \frac{c_y^\alpha}{A_l} - \frac{m_z^{\omega_z}}{A_2} - \frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{A_2} \right) \Delta\dot{\alpha} + \\ + \left( -\frac{c_y^\alpha}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D0}) + \frac{c_{ya0} \bar{x}_D^\alpha}{A_2} - \frac{m_z^{\omega_z} c_y^\alpha}{A_2 A_l} \right) \Delta\alpha + \frac{c_y^h}{A_l} \Delta\dot{h} + \\ + \left( -\frac{c_y^h}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D0}) + \frac{c_{ya0} \bar{x}_D^h}{A_2} - \frac{m_z^{\omega_z} c_y^h}{A_2 A_l} \right) \Delta\dot{h} = \frac{m_z^{\delta_6}}{A_2} \Delta\delta_6. \end{aligned} \quad (25)$$

Из третьего уравнения системы (23)

$$\Delta\alpha = \frac{b_a A_l}{V c_y^\alpha} \Delta\ddot{h} - \frac{c_y^h A_l}{A_l c_y^\alpha} \Delta\dot{h} = \frac{b_a A_l}{V c_y^\alpha} \Delta\ddot{h} - \frac{c_y^h}{c_y^\alpha} \Delta\dot{h}. \quad (26)$$

Введем обозначения:

$$B_1 = \frac{c_y^\alpha}{A_1} - \frac{m_z^{\omega_z}}{A_2} - \frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{A_2};$$

$$B_2 = -\frac{c_y^\alpha}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0}) + \frac{c_{ya_0} \bar{x}_D^\alpha}{A_2} - \frac{m_z^{\omega_z} c_y^\alpha}{A_2 A_1};$$

$$B_3 = \frac{c_y^h}{A_1};$$

$$B_4 = -\frac{c_y^h}{A_2} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0}) + \frac{c_{ya_0} \bar{x}_D^h}{A_2} - \frac{m_z^{\omega_z} c_y^h}{A_2 A_1};$$

$$C_1 = \frac{b_a A_1}{V c_y^\alpha};$$

$$C_2 = -\frac{c_y^h}{c_y^\alpha}.$$

Очевидно, что дифференциальные уравнения (25) и (26) являются линейными.

Используем оператор  $p = \frac{d}{dt}$ . Тогда уравнение (25) примет вид:

$$p^2 \Delta \alpha + B_1 p \Delta \alpha + B_2 \Delta \alpha + B_3 p \Delta h + B_4 \Delta h = \frac{m_z^{\delta_6}}{A_2} \Delta \delta_6. \quad (27)$$

Уравнение (26) примет вид:

$$\Delta \alpha = C_1 p^2 \Delta h + C_2 \Delta h = (C_1 p^2 + C_2) \Delta h. \quad (28)$$

Исключим из уравнения (27) величину  $\Delta \alpha$  используя выражение (28)

$$\begin{aligned} & \left[ C_1 p^4 + C_1 B_1 p^3 + (C_1 B_2 + C_2) p^2 + (C_2 B_1 + B_3) p + (C_2 B_2 + B_4) \right] \Delta h = \\ & = \frac{m_z^{\delta_6}}{A_2} \Delta \delta_6. \end{aligned} \quad (29)$$

Исключим из уравнения (27) величину  $\Delta h$  с учетом выражения (28) в виде

$$\Delta h = \frac{1}{C_1 p^2 + C_2} \Delta \alpha.$$

После преобразований получим выражение

$$\begin{aligned} & \left[ C_1 p^4 + C_1 B_1 p^3 + (C_2 + C_1 B_2) p^2 + (C_2 B_1 + B_3) p + (B_2 C_2 + B_4) \right] \Delta \alpha = \\ & = \left( C_1 \frac{m_z^{\delta_\alpha}}{A_2} p^2 + C_2 \frac{m_z^{\delta_\alpha}}{A_2} \right) \Delta \delta_\alpha. \end{aligned} \quad (30)$$

### Анализ условий устойчивости экраноплана

Характеристические многочлены в левых частях уравнений (29) и (30) одинаковые. Этот факт означает, что устойчивость экраноплана по отстоянию  $H$  ( $h$ ) и по углу атаки  $\alpha$  определяются одинаковыми характеристическими многочленами и, следовательно, одинаковыми показателями и параметрами. Рассмотрим условия устойчивости объекта по углу атаки  $\alpha$  и отстоянию  $h$ .

Введем обозначения:

$$D_0 = C_1; D_1 = C_1 B_1; D_2 = C_1 B_2 + C_2; D_3 = C_2 B_1 + B_3; D_4 = C_2 B_2 + B_4.$$

Необходимым условием устойчивости объекта по углу атаки  $\alpha$  и отстоянию  $h$  являются условия

$$D_0 = C_1 > 0; \quad (31)$$

$$D_1 = C_1 B_1 > 0; \quad (32)$$

$$D_2 = C_1 B_2 + C_2 > 0; \quad (33)$$

$$D_3 = C_2 B_1 + B_3 > 0; \quad (34)$$

$$D_4 = C_2 B_2 + B_4 > 0. \quad (35)$$

Кроме этого, для характеристического уравнения 4 порядка должно быть выполнено условие вида

$$D_5 = D_3(D_1 D_2 - D_0 D_3) - D_4 D_1^2 > 0. \quad (36)$$

Выражение (31) означает, что

$$\frac{b_a m}{c_y^\alpha q S} > 0. \quad (37)$$

Это условие будет выполнено при  $c_y^\alpha > 0$ . Ситуация, когда  $c_y^\alpha \leq 0$  может рассматриваться как одно из условий неустойчивости экраноплана.

Выражение (32) означает, что

$$\frac{I_z}{mVb_a} + \left( -\frac{m_z^{\omega_z}}{c_y^\alpha} - \frac{m_z^{\dot{\alpha}}}{c_y^\alpha} \right) > 0. \quad (38)$$

При  $c_y^\alpha > 0$  условие будет выполнено, если  $m_z^{\omega_z} < 0$  и  $m_z^{\dot{\alpha}} < 0$ . Обычно эти условия выполняются. Если же какой-то из коэффициентов  $m_z^{\omega_z}$  и  $m_z^{\dot{\alpha}}$  или оба коэффициента положительные – требуется проверка условия (38).

Выражение (33) означает, что

$$-\frac{b_a^2 m}{I_z} (\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0}) + \frac{b_a^2 m c_{y_{a0}}}{I_z c_y^\alpha} \bar{x}_D^\alpha - \frac{b_a^2 q S}{I_z V} m_z^{\omega_z} - \frac{c_y^h}{c_y^\alpha} > 0. \quad (39)$$

Очевидно, что важен знак величины  $(\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0})$ . Если, центр давления ЦД при не отклоненном руле высоты в исходном горизонтальном полете расположен за центром масс ЦТ по отношению к направлению полета, то  $(\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0}) < 0$ . Однако, условие (39) может быть выполнено и при  $(\bar{x}_T - \bar{x}_{D_0}) \geq 0$ . Так как, обычно  $m_z^{\omega_z} < 0$ ,  $c_y^\alpha > 0$ ,  $c_y^h < 0$ , то особое значение приобретает знак частной производной  $\bar{x}_D^\alpha$ . Таким образом, факт того, что при увеличении угла атаки  $\alpha$  центр давления смещается назад по отношению к направлению полета и  $\bar{x}_D^\alpha > 0$ , позволяет увеличить вероятность выполнения условия устойчивости (39).

Выражение (34) означает, что

$$\frac{c_y^h}{c_y^\alpha} (m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\alpha}}) > 0. \quad (40)$$

При  $c_y^\alpha > 0$ ,  $m_z^{\omega_z} < 0$ ,  $m_z^{\dot{\alpha}} < 0$  условие будет выполнено, если  $c_y^h < 0$ . Ситуация, когда  $c_y^h \geq 0$  может рассматриваться как одно из условий неустойчивости экраноплана.

Особое внимание необходимо уделить условию (35), так как оно по сути является условием статической устойчивости экраноплана по углу атаки  $\alpha$  и отстоянию  $h$  (условием наличия восстанавливающего механического фактора).

После преобразований получим условие статической продольной устойчивости экраноплана

$$c_y^\alpha \bar{x}_D^h - c_y^h \bar{x}_D^\alpha > 0 \text{ или } c_y^\alpha \bar{x}_D^h > c_y^h \bar{x}_D^\alpha. \quad (41)$$

Следует заметить, что при  $c_y^\alpha > 0$  и  $c_y^h < 0$  это условие безусловно выполняется при  $\bar{x}_D^h > 0$  и  $\bar{x}_D^\alpha > 0$ , безусловно не выполняется при  $\bar{x}_D^h < 0$  и  $\bar{x}_D^\alpha < 0$ . В других случаях требуется проверка выполнения условия (41).

По своим форме и содержанию условие (41) является Якобианом функций  $c_y = f_1(\alpha, h)$  и  $\bar{x}_D = f_2(\alpha, h)$  вида  $\frac{D(c_y, \bar{x}_D)}{D(\alpha, h)}$ .

Условие (36) имеет сложную структуру и требует отдельной проверки для конкретного экраноплана и условий полета.

Важной особенностью условий устойчивости экраноплана в виде (37), (38), (39), (40), (41) является присутствие параметра положения центра масс  $ЦТ$  в явном виде только в выражении (39).

Характерно отсутствие  $\bar{x}_T$  в условии статической устойчивости (41). Тот факт, что положение центра масс в явном виде не входит в выражение критерия оценки статической устойчивости экраноплана (41) позволяет сделать вывод, что в отличие от самолета, выполняющего полет вне зоны влияния экрана, изменением положения только центра масс изменить целенаправленно и кардинально характеристики устойчивости в продольном движении, по всей видимости, невозможно. Очевидно, что влияние центра масс экраноплана проявляется через его влияние на аэродинамические характеристики. Все входящие в указанные выражения аэродинамические коэффициенты и их производные, характеристики положения центра давления  $ЦД$  должны определяться в рассмотрении движения экраноплана относительно центра масс  $ЦТ$  как полюса. Вращение экраноплана, изменения углов атаки  $\alpha$  и относительных отстояний  $h$  в том числе должны рассматриваться с соблюдением указанного условия. Изменение аэродинамических характеристик может иметь противоречивый характер с точки зрения устойчивости экраноплана.

В явном виде положение центра масс входит только в условие (39). Изменение взаимного положения центра масс и центра давления при не отклоненном руле высоты существенно влияет на устойчивость экраноплана и параметры его возмущенного движения. Целесообразно обеспечивать расположение центра давления при не отклоненном руле высоты позади центра масс по отношению к направлению полета.

Таким образом, достаточно полное представление об устойчивости экраноплана в продольном движении можно получить на основе известных аэродинамических характеристик, а именно частных производных коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y^\alpha$  и по относительному отстоянию  $c_y^h$ , частных производных коэффициента момента тангажа по безразмерной угловой скорости тангажа  $m_z^{\bar{\omega}_z}$  и по безразмерной скорости изменения угла атаки  $m_z^{\bar{\alpha}}$ , положению центра давления при не отклоненном руле высоты  $\bar{x}_{D_0}$ , частных производных относительной координаты центра давления по углу атаки  $\bar{x}_D^\alpha$  и по относительному отстоянию  $\bar{x}_D^h$ . Данные производные должны быть определены в движении относительно центра масс экраноплана.

Анализ содержания коэффициентов (31...36) и соответствующих коэффициентов [2], позволяют сделать вывод о сходном механическом содержании этих коэффициентов в различном описании. Например, условие устойчивости (41) определяется в настоящей работе Якобианом вида  $\frac{D(c_y, \bar{x}_D)}{D(\alpha, h)}$ , в

работе [2] – Якобианом вида  $\frac{D(c_y, m_z)}{D(\alpha, h)}$ . Очевидно, что изменение коэффициента

момента тангажа  $m_z$  определяется изменением коэффициента подъемной силы  $c_{y_a} \approx c_y$  и изменением точки приложения подъемной силы – центром давления, которое определяется величинами  $\bar{x}_D^\alpha$  и  $\bar{x}_D^h$ . Таким образом, оба выражения описывают один и тот же механический процесс в разных категориях.

## Результаты моделирования

В качестве демонстрации предложенной методики оценки устойчивости экраноплана рассмотрим пример.

Для экраноплана схемы «тандем» [23] в одном из вариантов аэродинамической компоновки и при заданном положении центра масс  $ЦТ$  составляющие условия устойчивости аэродинамические характеристики представлены на рисунках 3 и 4, на рисунке 5 приведены характеристики изменения положения центра давления  $ЦД$  аппарата при изменении угла атаки и отстояния.

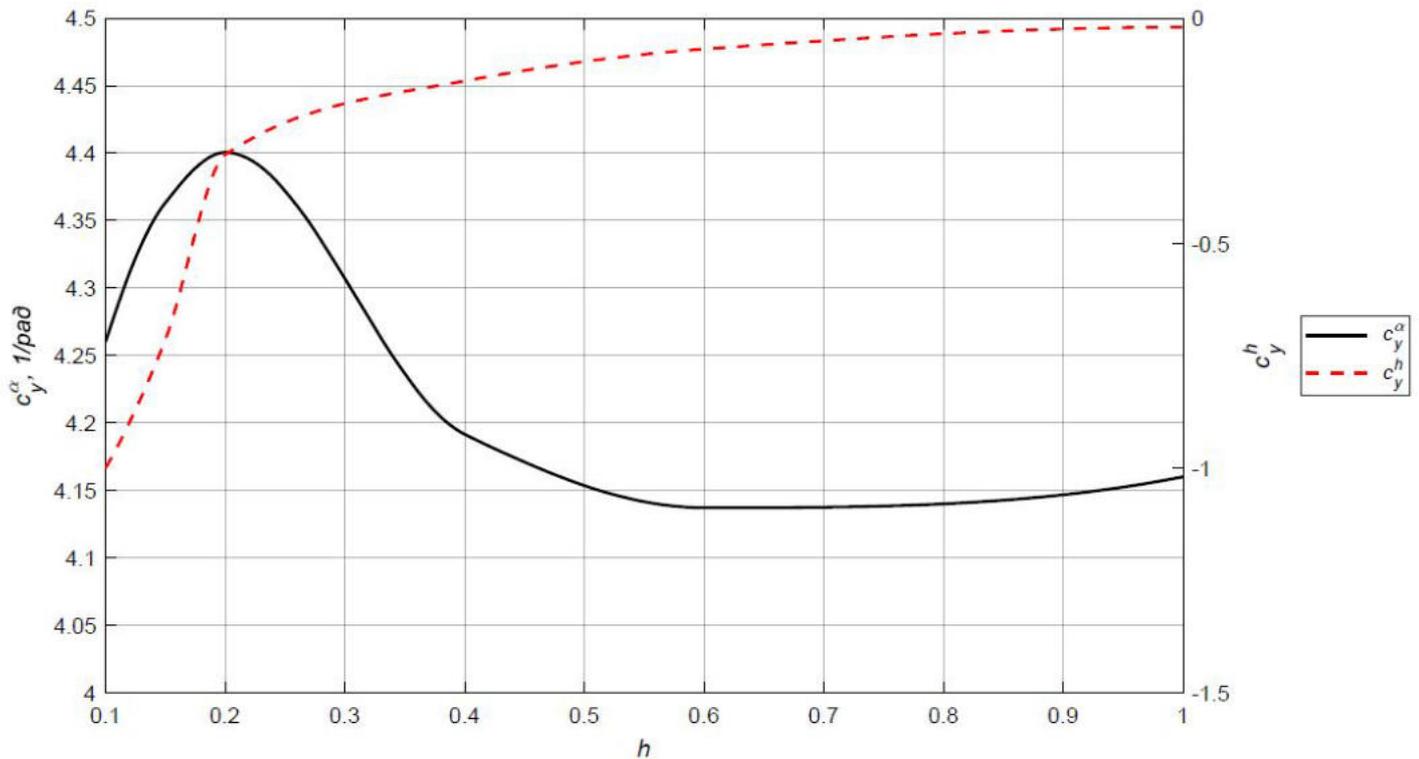


Рисунок 3 – Зависимости частных производных коэффициента подъемной силы по углу атаки

$c_y^\alpha$  и по относительному отстоянию  $c_y^h$  от относительного отстояния  $h$

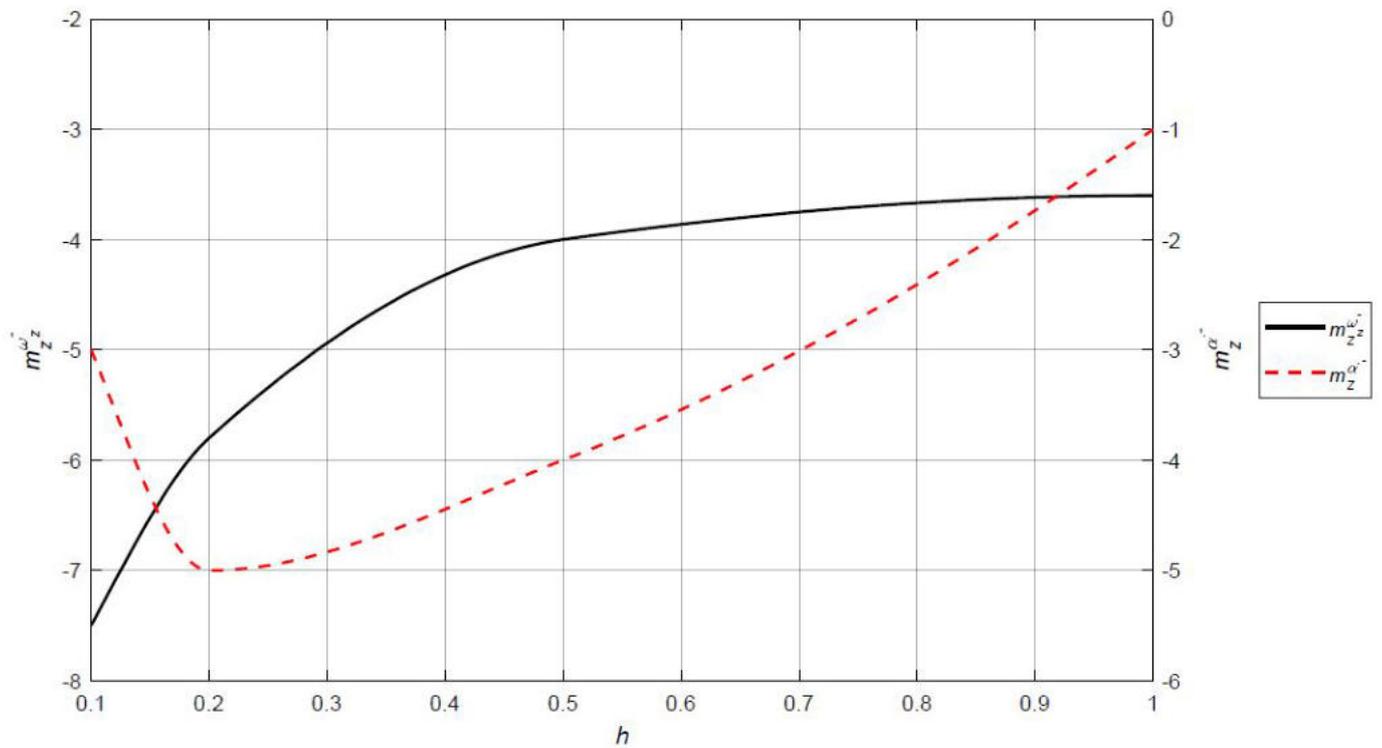


Рисунок 4 – Зависимости частных производных коэффициента момента тангажа по безразмерной угловой скорости тангажа  $m_z^{\bar{\omega}}$  и по безразмерной скорости изменения угла атаки  $m_z^{\bar{\alpha}}$  от относительного отстояния  $h$

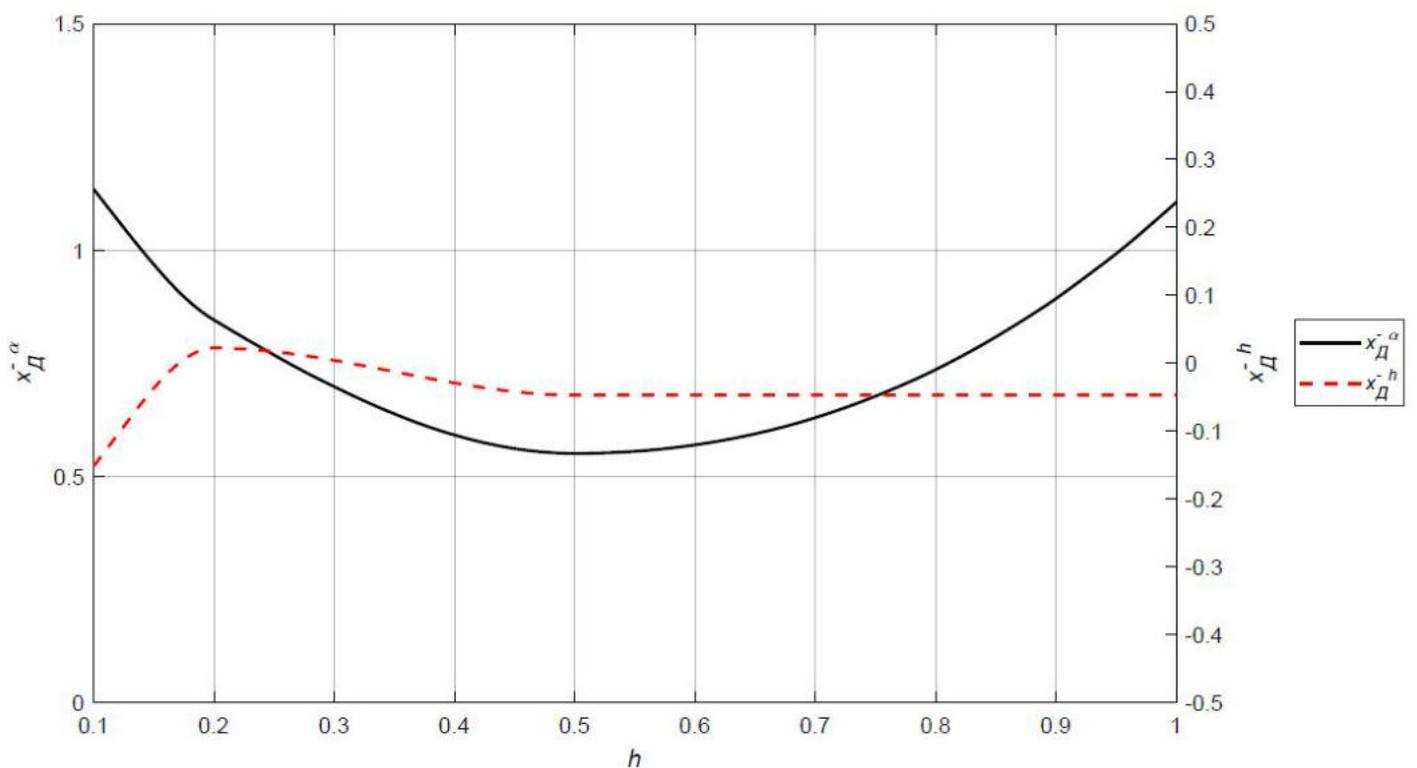


Рисунок 5 – Зависимости частных производных относительного положения центра давления по углу атаки  $\bar{x}_D^{\alpha}$  и по относительному отстоянию  $\bar{x}_D^h$  от относительного отстояния  $h$

На рисунке 6 представлены характеристики положений центра давления  $\bar{x}_D$  и положений центра масс  $\bar{x}_T$  для двух случаев  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T1}$ ,  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T2}$ .

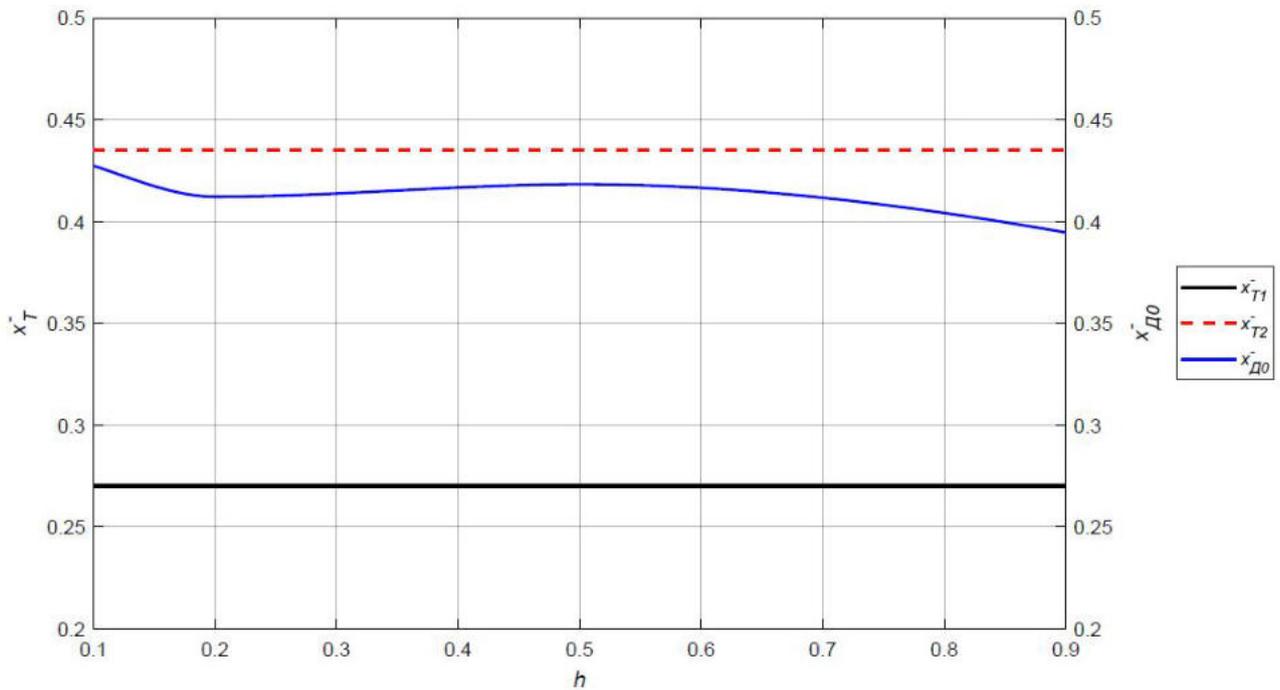


Рисунок 6 – Зависимости относительных положений центра масс  $\bar{x}_{T1}$ ,  $\bar{x}_{T2}$  и центра давления  $\bar{x}_{D0}$  при не отклоненном руле высоты от относительного отстояния  $h$

На рисунке 7 представлены относительные параметры положения фокусов по углу атаки  $\bar{x}_{F\alpha}$  и отстоянию  $\bar{x}_{Fh}$ .

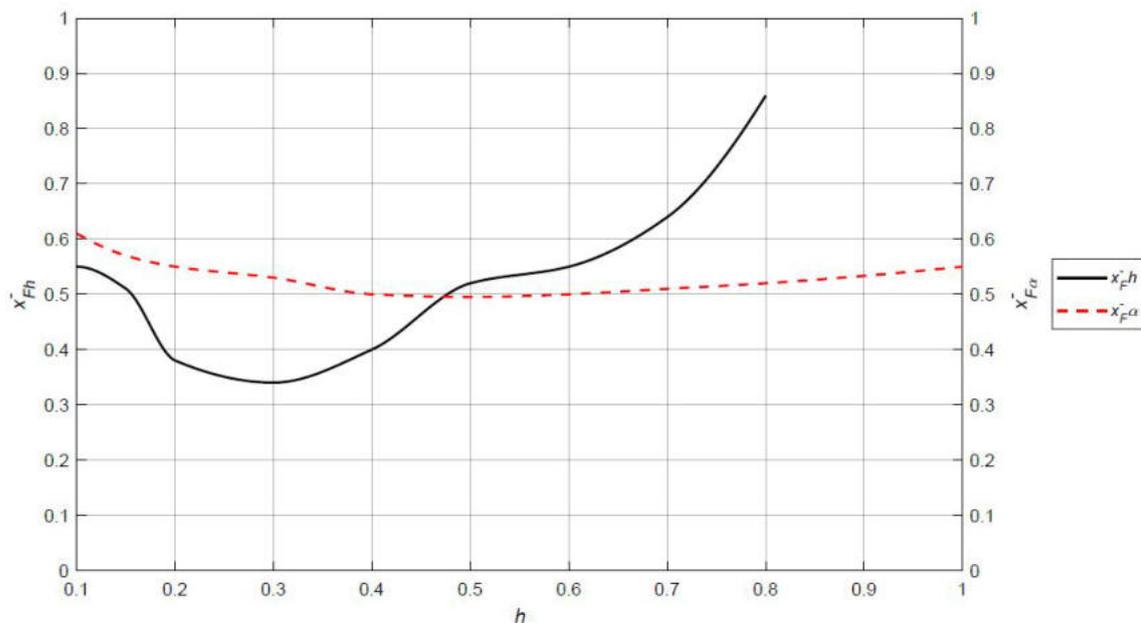


Рисунок 7 – Зависимости относительных параметров положения фокусов  $F_h$  по отстоянию  $\bar{x}_{Fh} = \frac{x_{Fh}}{b_a}$  и  $F_h$  по углу атаки  $\bar{x}_{F\alpha} = \frac{x_{F\alpha}}{b_a}$  от относительного отстояния  $h$

Данные позволяют сопоставить результаты моделирования с критерием статической устойчивости экраноплана в форме [2]. Согласно этим положениям фокус экраноплана по отстоянию  $F_h$  должен находиться впереди по отношению к направлению полета фокуса по углу атаки  $F_\alpha$  или  $\bar{x}_{Fh} < \bar{x}_{F\alpha}$ . Данное условие соблюдается до относительного отстояния  $h \approx 0,47$ .

Заданы следующие характеристики экраноплана и параметры полета:  $m = 3000 \text{ кг}$ ,  $I_z = 24000 \text{ кг м}^2$ ,  $S = 20 \text{ м}^2$ ,  $b_a = 2,8392$ ,  $V = 80 \text{ м / с}$ ,  $\rho = 1,225 \text{ кг / м}^3$ .

В таблице 1 приведены расчетные значения коэффициентов характеристических уравнений (31...35) и левой части условия (36). Согласно представленным данным для относительных отстояний  $h$ , соответствующих опытам 4, 5 и 6, не выполняется условие статической устойчивости  $D_4 > 0$ . Для опыта 8 не выполнено условие  $D_5 > 0$ .

Таблица 1

Значения коэффициентов, определяющих устойчивость экраноплана для различных относительных отстояний  $h$

Номер опыта	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$\bar{x}_T$	$\bar{x}_{T1}$						$\bar{x}_{T2}$		
$h$	0,15	0,25	0,35	0,45	0,55	0,65	0,15	0,25	0,35
$D_0$	0,0249	0,0248	0,0256	0,0260	0,0262	0,0263	0,0249	0,0248	0,0256
$D_1$	0,1244	0,1197	0,1136	0,1070	0,1021	0,0968	0,1244	0,1197	0,1136
$D_2$	0,4721	0,3256	0,2952	0,2757	0,2647	0,2584	0,3060	0,1594	0,1290
$D_3$	0,5842	0,1799	0,1167	0,0764	0,0489	0,0331	0,5842	0,1799	0,1167
$D_4$	0,4224	0,2009	0,0410	-0,0927	-0,1278	-0,1357	0,4224	0,2009	0,0410
$D_5$	0,0193	0,0033	0,0030	0,0032	0,0026	0,0021	0,0072	-0,00025	0,00083

На рисунках 8 и 9 показаны переходные функции приращений относительного отстояния  $\Delta h$  и угла атаки  $\Delta \alpha$  при ступенчатом отклонении руля высоты задней кромкой вверх на угол  $\Delta \delta_g = -5 \text{ град}$  в момент времени  $t = 0$ .

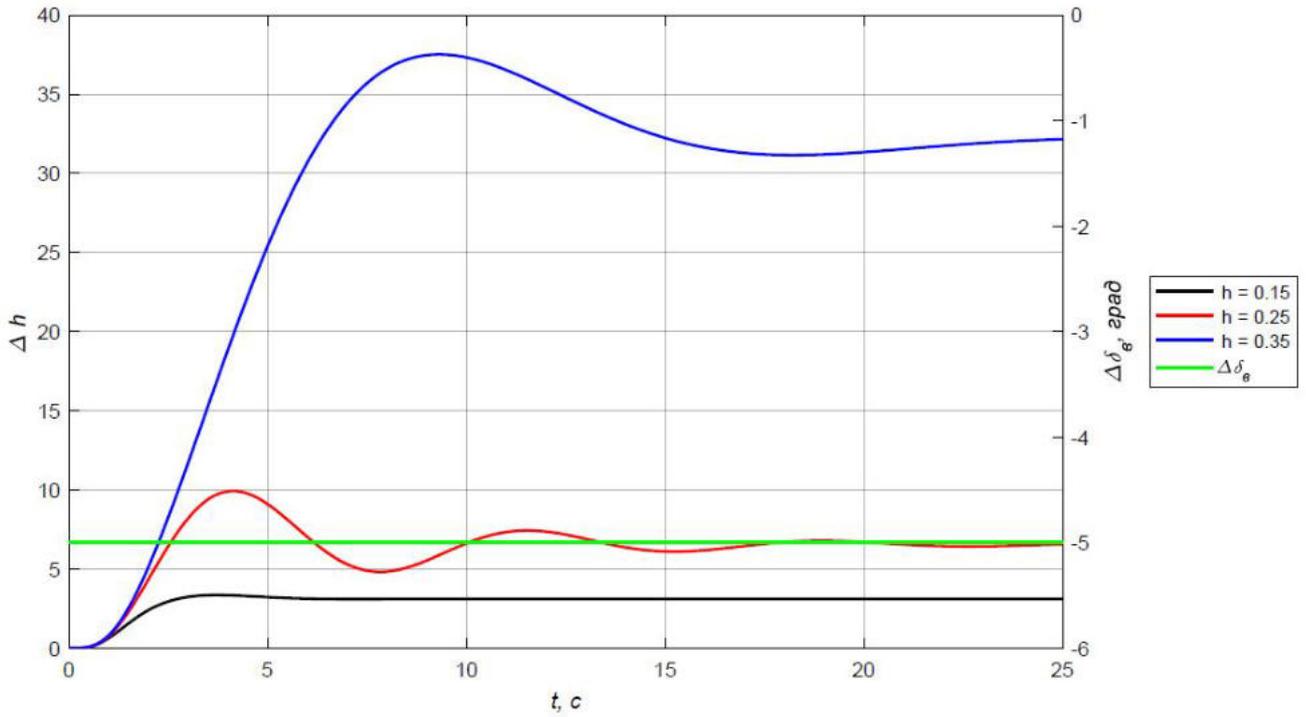


Рисунок 8 – Переходная функция приращения относительного отстояния  $\Delta h$  для различных начальных отстояний  $h$  в случае ступенчатого отклонения руля высоты на угол  $\Delta \delta_\theta = -5$  град в момент времени  $t = 0$  при  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T1}$  (случай устойчивости по относительному отстоянию  $h$ )

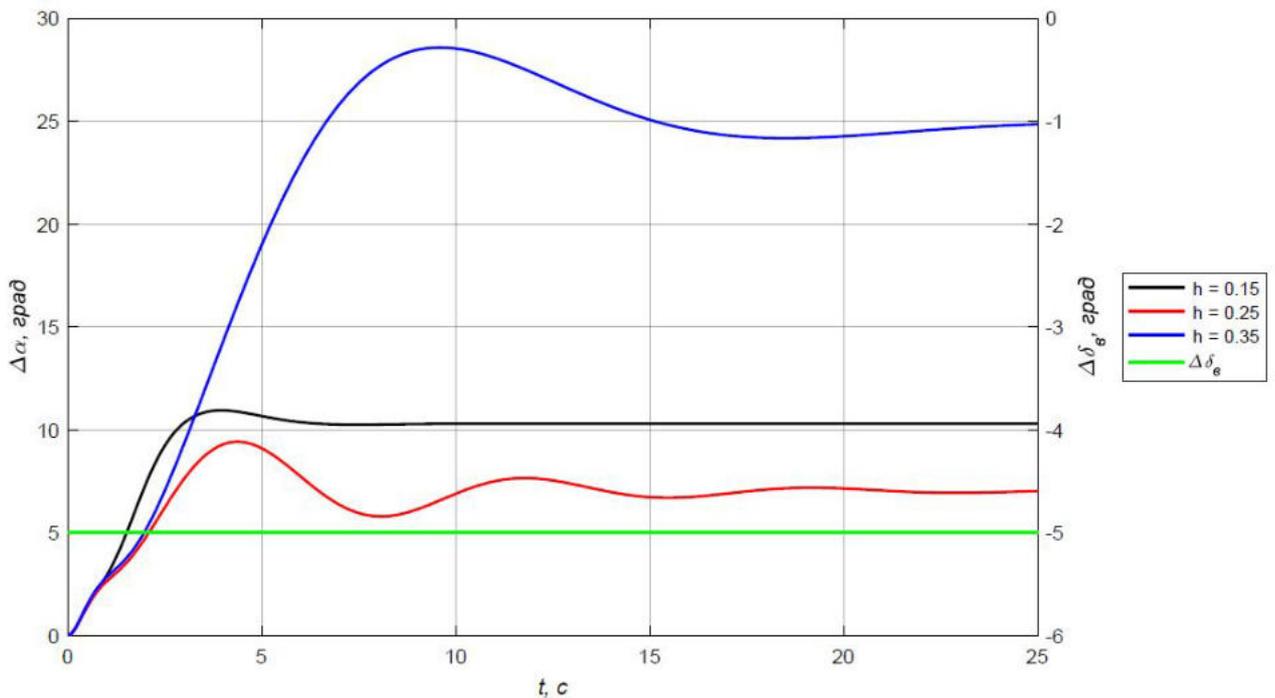


Рисунок 9 – Переходная функция приращения угла атаки  $\Delta \alpha$  для различных начальных отстояний  $h$  в случае ступенчатого отклонения руля высоты на угол  $\Delta \delta_\theta = -5$  град в момент времени  $t = 0$  при  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T1}$  (случай устойчивости по углу атаки  $\alpha$ )

Очевидно, что так как конечное возмущение по углу отклонения руля высоты  $\Delta\delta_\epsilon$  приводит к конечному изменению относительного отстояния  $\Delta h$  и угла атаки  $\Delta\alpha$ , экраноплан обладает динамической устойчивостью (устойчивостью) по  $h$  и  $\alpha$ .

На рисунках 10 и 11 показаны переходные функции приращений относительного отстояния  $\Delta h$  и угла атаки  $\Delta\alpha$  при ступенчатом отклонении руля высоты задней кромкой вверх на угол  $\Delta\delta_\epsilon = -5 \text{ град}$  в момент времени  $t = 0$  в случае неустойчивости экраноплана. Здесь конечное возмущение по углу отклонения руля высоты  $\Delta\delta_\epsilon$  приводит к бесконечному изменению относительного отстояния  $\Delta h$  и угла атаки  $\Delta\alpha$ . На этих рисунках положение центра масс соответствует  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T1}$ .

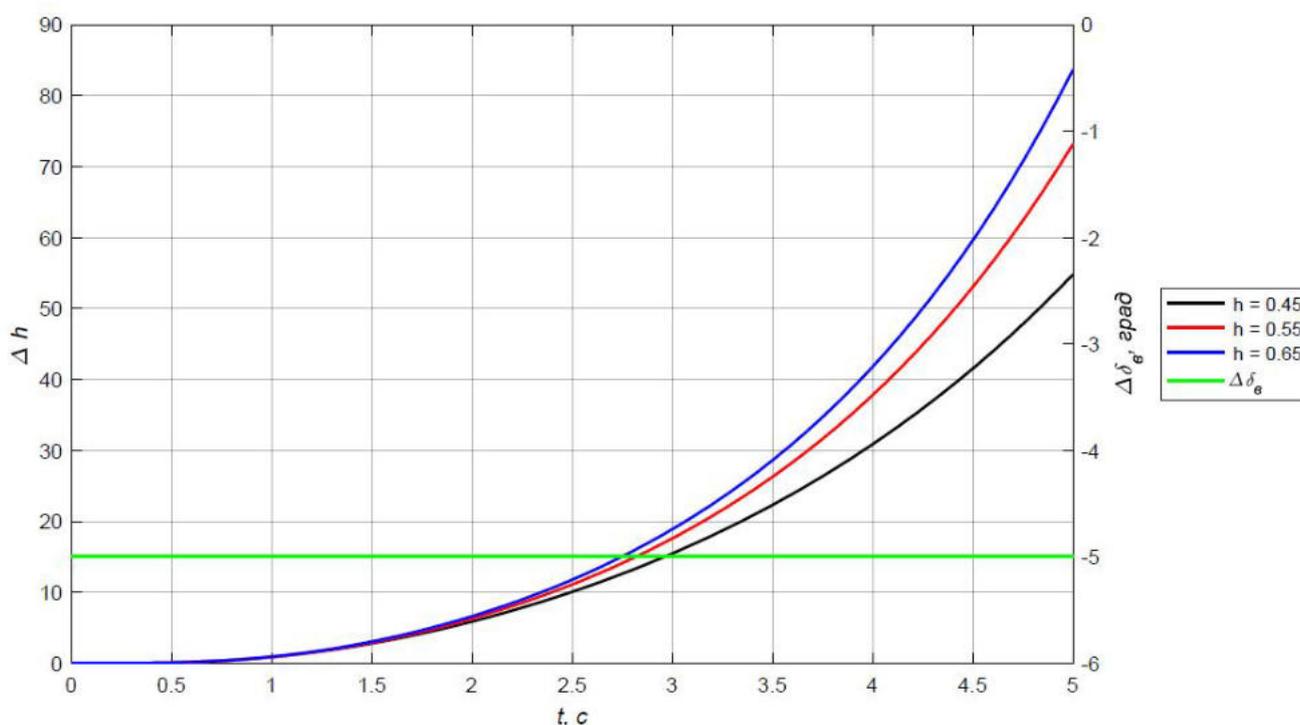


Рисунок 10 – Переходная функция приращения относительного отстояния  $\Delta h$  для различных начальных отстояний  $h$  в случае ступенчатого отклонения руля высоты на угол

$$\Delta\delta_\epsilon = -5 \text{ град} \text{ в момент времени } t = 0 \text{ при } \bar{x}_T = \bar{x}_{T1}$$

(случай неустойчивости по относительному отстоянию  $h$ )

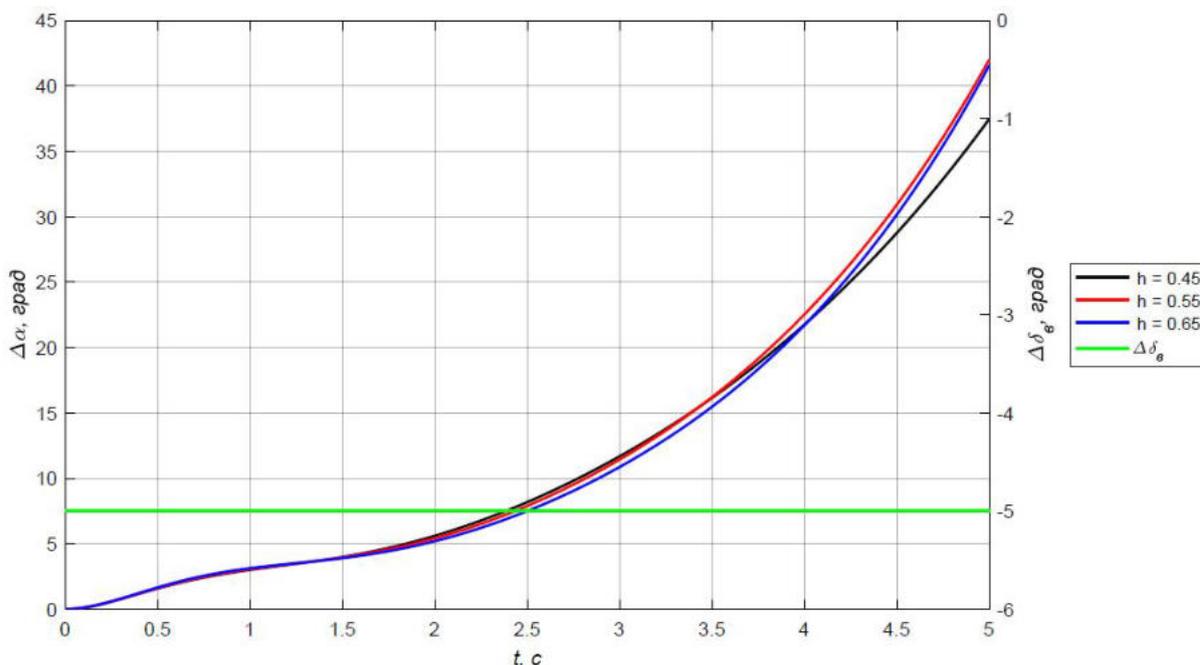


Рисунок 11 – Переходная функция приращения угла атаки  $\Delta\alpha$  для различных начальных отстояний  $h$  в случае ступенчатого отклонения руля высоты на угол  $\Delta\delta_g = -5$  град в момент времени  $t = 0$  при  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T1}$  (случай неустойчивости по углу атаки  $\alpha$ )

На рисунках 12 и 13 показаны переходные функции приращений относительного отстояния  $\Delta h$  и угла атаки  $\Delta\alpha$  при ступенчатом отклонении руля высоты задней кромкой вверх на угол  $\Delta\delta_g = -5$  град в момент времени  $t = 0$  в случае расположения центра масс в точке  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T2}$ .

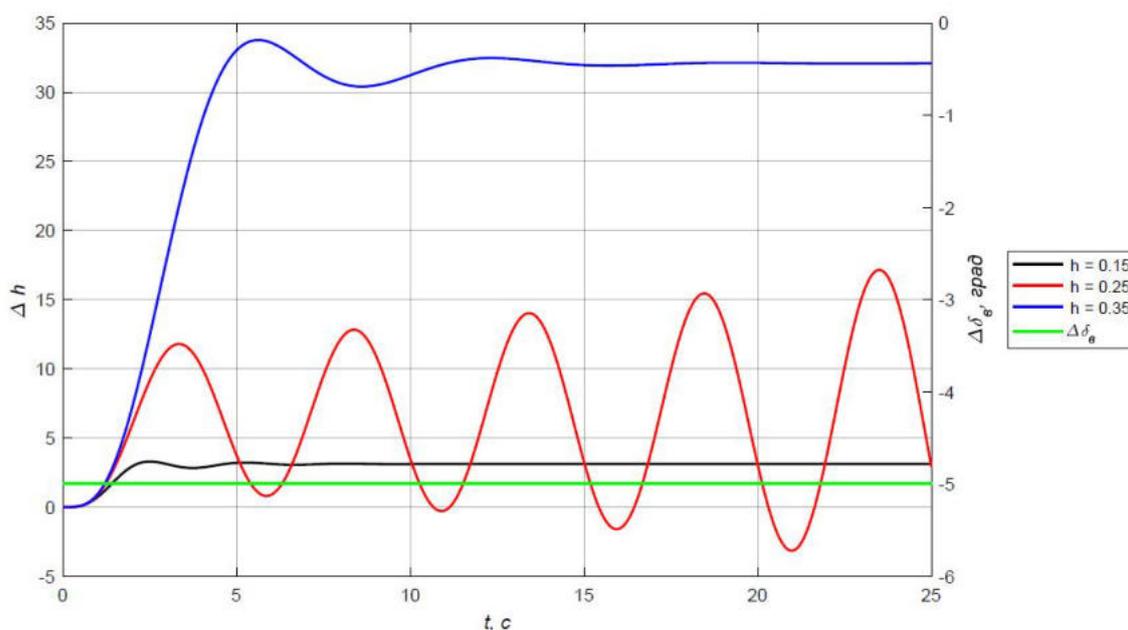


Рисунок 12 – Переходная функция приращения относительного отстояния  $\Delta h$  для различных начальных отстояний  $h$  в случае ступенчатого отклонения руля высоты на угол  $\Delta\delta_g = -5$  град в момент времени  $t = 0$  при  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T2}$

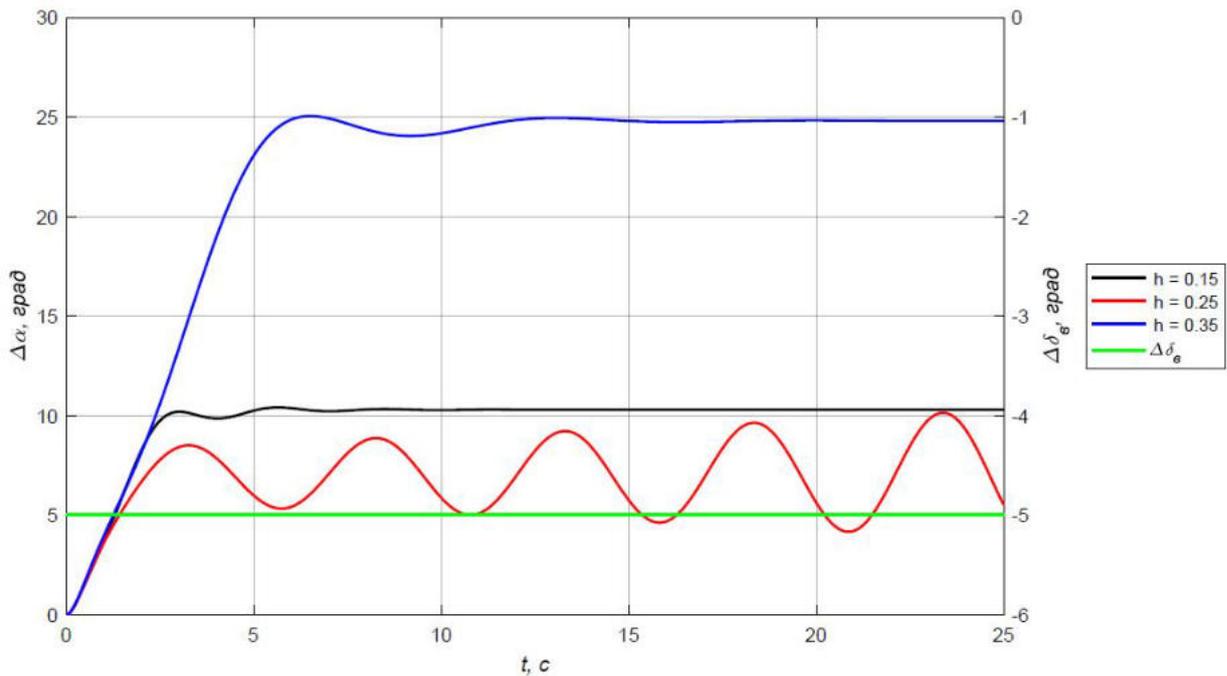


Рисунок 13 – Переходная функция приращения угла атаки  $\Delta\alpha$  для различных начальных отстояниях  $h$  в случае ступенчатого отклонения руля высоты на угол  $\Delta\delta_e = -5 \text{ град}$  в момент времени  $t = 0$  при  $\bar{x}_T = \bar{x}_{T2}$

Это положение центра масс соответствует расположению центра давления впереди его по направлению полета (см. рисунок 6). При начальных отстояниях  $h = 0,15$  и  $h = 0,35$  экраноплан обладает устойчивостью, при  $h = 0,25$  - экраноплан неустойчив.

**Замечание:** на рисунках 10 и 11 рассмотрен уменьшенный временной интервал в сравнении с рисунками 8, 9, 12, 13 по причине резкого изменения параметров в силу отсутствия устойчивости аппарата и их выхода за пределы возможных значений. Результаты, представленные на рисунках 8, 9, 12, 13, демонстрируют колебательное поведение переходной характеристики, что является характерным для поведения летательных аппаратов с определенными свойствами в малом продольном движении [21], в том числе и экранопланов [17].

Характеристики устойчивости экраноплана и, следовательно, параметры продольного движения могут существенно качественно и количественно изменяться при относительно небольших изменениях в отстоянии от поверхности (рисунки 8 - 13).

## **Заключение**

В работе предложена методика оценки устойчивости экраноплана или другого летательного аппарата в продольном движении вблизи опорной поверхности. Методика основана на использовании параметров положения центра давления аппарата и, в отличие от наиболее распространенных подходов, не использует понятия «фокус по углу атаки» и «фокус по отстоянию».

Демонстрационный пример показывает работоспособность методики оценки устойчивости. Методика позволяет расширить диапазон инструментов оценки устойчивости экраноплана на этапе проектирования и повысить качество и надежность проектных исследований экранопланов. В работе обоснованы требования к аэродинамическим характеристикам и рекомендации по обеспечению устойчивости экранопланов.

---

## **Конфликт интересов**

Автор заявляет об отсутствии конфликта интересов.

## **Conflict of interest**

The author declares no conflict of interest.

## **Список источников**

1. Суржик В.В. Структурно-параметрический синтез математических моделей экранопланов: монография. Иркутск : Изд-во ИрГТУ, 2012. 196 с.
2. Иродов Р.Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана. // Ученые записки ЦАГИ. 1970. Т.1, № 4. С. 63–72.
3. Жуков В.И. Особенности аэродинамики, устойчивости и управляемости экраноплана. М. : Издательский отдел ЦАГИ, 1997. 81 с.
4. Kornev N, Matveev K. Complex numerical modeling of dynamics and crashes of wing-in-ground vehicles // 41 st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan., 2003, Reno, Nevada. 2003. AIAA 2003-600.
5. Evaluation of longitudinal stability characteristics based on Irodov's criteria for wing-in-ground effect / S.Y. Shin, K.H. Whang, K.S. Kim, J.H. Kwon // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2010. Vol. 53, iss. 182. P. 237–242.

6. Lee J. Computational analysis of static height stability and aerodynamics of vehicles with a fuselage, wing and tail in ground effect // Ocean Engineering. 2018. Vol. 168. P. 12–22.
7. Computational aerodynamics and flight stability of wing-in-ground (WIG) craft / H. Wang, C.J. Teo, B.C. Khoo, C.J. Goh // 7th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, 7th APCATS 2013. Procedia Engineering. 2013. Vol. 67. P. 15–24.
8. Мещеряков И.Н. Влияние конструктивных и режимных параметров на устойчивость экраноплана вблизи опорной поверхности // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2010. № 151. С. 175–180.
9. Сергеев В.Г., Сибилев Н.Е. Сравнение продольной статической устойчивости, привязки к экрану и индуктивного сопротивления модели экраноплана разных компоновок // Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике, г. Жуковский, Московская область, 21–22 апреля 2016 года / Центральный Аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ). Жуковский : ЦАГИ, 2016. С. 186–187.
10. Вшивков Ю.Ф., Кривель С.М. Методика и программный комплекс исследования продольной статической устойчивости экраноплана на этапе проектирования // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Т 18, № 4. С. 841–850.
11. Буковский В.В. Решение некоторых проблем создания высокоскоростного амфибийного флота // Транспорт Российской Федерации. 2017. № 5 (72). С. 54–59.
12. Хайдаров Д.Р., Шарафутдинова Р.А. Анализ устойчивости экраноплана и особенности аэродинамики переднего горизонтального оперения в виде профиля с «обратной» щелью // Приоритетные направления инновационной деятельности в промышленности : сб. научных статей по итогам международной научной конференции, Казань, 30–31 января 2020 года. Ч. 1. Казань : Конверт, 2020. С. 181–184.

13. Грамузов Е.М., Махнев М.С., Февральских А.В. Автоматизированное проектирование аэродинамической компоновки экраноплана самолетной схемы с учетом критериев продольной статической устойчивости // Современные технологии в кораблестроительном и авиационном образовании, науке и производстве : сб. докладов Всероссийской научно-практической конференции, посвященной 105-летию со дня рождения Р.Е. Алексеева, Нижний Новгород, 16–17 декабря 2021 года. Нижний Новгород : Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева, 2021. С. 240–244.

14. Назаров Д.В. Исследование продольной статической устойчивости экраноплана // Управление движением и навигация летательных аппаратов : Сборник трудов XXV Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов, Самара, 15–17 июня 2022 года. Самара : Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, 2022. С. 111–114.

15. Экспертиза экранопланов / А.Н. Панченков, П.Т. Драчев, В.И. Любимов, А.Н. Панченков, П.Т. Драчев, В.И. Любимов. Нижний Новгород : Поволжье, 2006. 655 с.

16. Экранопланы – транспортные суда XXI века / А.И. Маскалик, Р.А. Нагапетян и др. СПб : Судостроение, 2005. 576 с.

17. Макиенко А.М. Динамика полета экраноплана. М. : КнигИздат, 2023. 242 с.

18. Вшивков Ю.Ф., Кривель С.М. Особенности оценки продольной устойчивости экраноплана в эксплуатационной области углов атаки и отстояний // Труды Крыловского государственного научного центра. 2019. № S2. С. 73–82. DOI 10.24937/2542-2324-2019-2-S-I-73-82.

19. Гармонизация продольной устойчивости и остойчивости экраноплана / В.Н. Савинов, Ю.Ф. Орлов, А.А. Крайнов, Т.А. Михеева // Морские интеллектуальные технологии. 2024. № 4/2 (66). С. 24–30. DOI 10.37220/MIT.2024.66.4.055.

20. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М. : Государственный комитет СССР по стандартам, 1980. 54 с.
21. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение М. : Машиностроение, 1983. 320 с.
22. Чаплыгин С.А. К общей теории крыла моноплана. М. : Высший военный редакционный совет, 1922. 56 с. URL: <https://biblioclub.ru/index.php?page=book&id=468996>.\_\_\_\_\_(дата обращения: 17.11.2025).
23. Кривель С.М., Галушко Е.А. Влияние параметров компоновки экраноплана схемы «Тандем» на его аэродинамические характеристики // Вестник Инженерной школы Дальневосточного федерального университета. 2022. № 2 (51). С. 3–16. DOI 10.24866/2227-6858/2022-2/3-16.

## References

1. Surzhik V.V. *Strukturno-parametricheskii sintez matematicheskikh modelei ehkranoplanov* [Structural-parametric synthesis of mathematical models of ekranoplanes], monograph, Irkutsk, Izd-vo IRGTU, 2012. 196 p.
2. Irodov R.D. *Uchenye zapiski TSAGI*, 1970, vol.1, no. 4. pp. 63–72.
3. Zhukov V.I. *Osobennosti aehrodinamiki, ustoichivosti i upravlyaemosti ehkranoplana* [Features of Aerodynamics, Stability and Controllability of a WIG Vehicle], Moscow, Izdatel'skii otdel TSAGI, 1997. 81 p.
4. Kornev N, Matveev K. Complex numerical modeling of dynamics and crashes of wing-in-ground vehicles. *41 st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Jan., 2003, Reno, Nevad*, 2003, AIAA 2003-600.
5. Shin S.Y., Whang K.H., Kim K.S., Kwon J.H. Evaluation of longitudinal stability characteristics based on Irodov's criteria for wing-in-ground effect. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2010, vol. 53, no. 182. pp. 237–242.
6. Lee J. Computational analysis of static height stability and aerodynamics of vehicles with a fuselage, wing and tail in ground effect. *Ocean Engineering*, 2018, vol. 168, pp. 12–22.

7. Wang H., Teo C.J., Khoo B.C., Goh C.J. Computational aerodynamics and flight stability of wing-in-ground (WIG) craft. *7th Asian-Pacific Conference on Aerospace Technology and Science, 7th APCATS 2013. Procedia Engineering*, 2013, vol. 67, pp. 15–24.
8. Meshcheryakov I.N. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universi-teta grazhdanskoi aviatsii*, 2010, no. 151. pp. 175–180.
9. Sergeev V.G., Sibilev N.E. *Materialy nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike, g. Zhukovskii, Moskovskaya oblast', 21–22 aprelya 2016, tsentral'nyi aerogidrodinamicheskii institut im. prof. N. E. Zhukovskogo (TSAGI)*, Zhukovsky, TSAGI, 2016. pp. 186–187.
10. ВШИВКОВ Ю.Ф., КРИВЕЛЬ С.М. *Sibirskii zhurnal nauki i tekhnologii*, 2017, vol. 18, no. 4, pp. 841–850.
11. Bukovsky V.V. *Transport Rossiiskoi Federatsii*, 2017, no. 5 (72). pp. 54–59.
12. Khaidarov D.R., Sharafutdinova R.A. *Prioritetnye napravleniya innovatsionnoi deyatel'nosti v promyshlennosti : sb. nauchnykh statei po itogam mezhdunarodnoi nauchnoi konferentsii, Kazan', 30–31 yanvarya 2020 goda*. Part 1. Kazan: Konvert, 2020. pp. 181–184.
13. Gramuzov E.M., Makhnev M.S., Fevralskikh A.V. *Sovremennye tekhnologii v korablestroitel'nom i aviatsionnom obrazovanii, nauke i proizvodstve : sb. dokladov Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii, posvyashchennoi 105-letiyu so dnya rozhdeniya R.E. Alekseeva, Nizhnii Novgorod, 16–17 dekabrya 2021 goda*. Nizhniy Novgorod, Nizhegorodskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet im. R.E. Alekseeva, 2021. pp. 240–244.
14. Nazarov D.V. *Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatel'nykh apparatov : Sbornik trudov XXV Vserossiiskogo seminara po upravleniyu dvizheniem i navigatsii letatel'nykh appa-ratov, Samara, 15–17 iyunya 2022 goda*. Samara : Samarskii natsional'nyi issle-dovatel'skii universitet imeni akademika S.P. Koroleva, 2022. pp. 111–114.
15. Panchenkov A.N., Drachev P.T., Lyubimov V.I., Panchenkov A.N., Drachev P.T., Lyubimov V.I. *Ehkspertiza ehkranoplanov [Examination of WIG vehicles]*, Nizhny Novgorod: Povolzhye, 2006. 655 p.

16. Maskalik A.I., Nagapetyan R.A. et al. *Ehkranoplany – transportnye suda XXI veka* [WIG Vehicles — transport ships of the 21st Century], St. Petersburg: Sudostroyeniye, 2005. 576 p.
17. Makienko A.M. *Dinamika poleta ehkranoplana* [Flight Dynamics of a WIG vehicle], Moscow, KnigIzdat, 2023. 242 p.
18. Vshivkov Yu.F., Krivel S.M. *Trudy Krylovskogo gosudarstvennogo nauchnogo tsentra*. 2019. no. S2. pp. 73–82. DOI 10.24937/2542-2324-2019-2-S-I-73-82.
19. Savinov V.N., Orlov Yu.F., Krainov A.A., Mikheeva T.A. *Morskie intellektual'nye tekhnologii*, 2024, no. 4/2 (66). pp. 24–30. DOI 10.37220/MIT.2024.66.4.055.
20. GOST 20058-80. *Dinamika letatel'nykh apparatov v atmosfere. Terminy, opredeleniya i oboznacheniya* [Aircraft Dynamics in the Atmosphere. Terms, Definitions and Symbols], Moscow, Gosudarstvennyi komitet SSSR po standartam, 1980. 54 p.
21. Byushgens G.S., Studnev R.V. *Dinamika samoleta. Prostranstvennoe dvizhenie* [Aircraft Dynamics. Spatial Motion], Moscow, Mashinostroenie, 1983. 320 p.
22. Chaplygin S.A. *K obshchei teorii kryla monoplana* [On the general theory of a monoplane wing], Moscow, Vysshii voennyi redaktsionnyi sovet, 1922, 56 p. Available at: <https://biblioclub.ru/index.php?page=book&id=468996>. (accessed: 17.11.2025).
23. Krivel S.M., Galushko E.A. *Vestnik Inzhenernoi shkoly Dal'nevostochnogo federal'nogo universiteta*, 2022, no. 2 (51), pp. 3–16. DOI 10.24866/2227-6858/2022-2/3-16.

### **Информация об авторах**

**Сергей Михайлович Кривель**, кандидат технических наук, доцент; Иркутский государственный университет, г. Иркутск, Россия; Иркутский национальный исследовательский технический университет, г. Иркутск, Россия; ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0569-4796>; SPIN: 7280-3982; e-mail: [krivel66@mail.ru](mailto:krivel66@mail.ru)

## Information about the authors

**Sergey M. Krivel**, Associate Professor, Candidate of Technical Sciences, Irkutsk State University, Irkutsk, Russia; Irkutsk National Research Technical University, Irkutsk, Russia; ORCID: <https://orcid.org/0000-0003-0569-4796>; SPIN: 7280-3982; e-mail: [krivel66@mail.ru](mailto:krivel66@mail.ru)

---

Получено 22 декабря 2025 ● Принято к публикации 13 февраля 2026 ● Опубликовано 27 февраля 2026  
Received 22 December 2025 ● Accepted 13 February 2026 ● Published 27 February 2026

---