Проектирование и конструкция судов

Научная статья УДК 629.576 https://doi.org/10.24866/2227-6858/2022-1/38-48

С.М. Кривель, Ю.Ф. Вшивков, Е.А. Галушко

КРИВЕЛЬ СЕРГЕЙ МИХАЙЛОВИЧ – к.т.н., доцент, руководитель Инженерно-математического центра, krivel66@mail.ru[⊠], http://orcid.org/0000-0003-0569-4796 ВШИВКОВ ЮРИЙ ФЕДОРОВИЧ – заведующий компьютерным центром, 1988ufv@mail.ru Иркутский государственный университет Иркутск, Россия ГАЛУШКО ЕГОР АЛЕКСАНДРОВИЧ – преподаватель, photon_91@mail.ru Иркутский филиал Московского государственного технического университета гражданской авиации Иркутск, Россия

Математическая модель управляемого движения экраноплана вблизи поверхности экрана по заданной плоской траектории

Аннотация: Работа посвящена созданию методики расчета параметров движения экраноплана по заданной произвольной траектории в горизонтальной плоскости и оценке возможности выполнения этого движения. Исходными данными являются заданная траектория движения, комплекс аэродинамических характеристик экраноплана, включая характеристики управляемости, ограничения на параметры движения и располагаемые управляющие воздействия. Методика расчета основывается на решении системы дифференциальных уравнений пространственного движения летательного аппарата. Движение по заданной траектории обеспечивается виртуальной автоматической системой на основе PID-регуляторов. Движение оценивается как возможное, если в процессе построения параметрических функций управляющих факторов и параметров движения не нарушаются наложенные ограничения. Методика предполагает использование различных стратегий управления экранопланом вблизи поверхности экрана. Разработанная математическая модель позволяет проводить исследования в рамках задач проектирования различных компоновок экранопланов.

Ключевые слова: управление экранопланом, автоматическое управление экранопланом, аэродинамические характеристики экраноплана, GEV, ground-effect vehicle, WIG, wing-in-ground-effect

Для цитирования: Кривель С.М., Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А. Математическая модель управляемого движения экраноплана вблизи поверхности экрана по заданной плоской траектории // Вестник Инженерной школы Дальневосточного федерального университета. 2022. № 1(50). С. 38–48. https://doi.org/10.24866/2227-6858/2022-1/38-48

Введение

Экраноплан является высокоскоростным речным или морским судном, которое на основных режимах движения совершает полет непосредственно над водной поверхностью. При этом в целях поддержания в воздухе используются аэродинамические силы. Особый интерес к экранопланам определяется возможностями использования ряда эффектов (аэродинамического эффекта близости экрана, динамической и статической воздушных подушек, поддува струй от двигателей и т.п.) для придания экраноплану особых свойств или обеспечения высокой транспортной эффективности. На этапе проектирования экраноплана и его системы управления требуется оценка возможности выполнения экранопланом каких-либо маневров с требуемыми параметрами, например выполнения разворота с заданным радиусом на определенных скоростях

[©] Кривель С.М., Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., 2022

Статья: поступила: 07.12.2022; рецензия: 20.12.2022; финансирование: Иркутский государственный университет.

полета, облета препятствия с маневрированием по курсу и т.п. В отличие от самолета, у которого маневренные характеристики определяются прежде всего располагаемыми перегрузками и их ограничениями, у экраноплана главными определяющими факторами являются обеспечение отсутствия касания с поверхностью, достаточность эффективности и мощности органов управления (потребных углов и скоростей отклонения рулевых поверхностей). Маневрирование экраноплана с предельными параметрами (например, значительными углами атаки и крена) представляется не основным эксплуатационным режимом маневрирования. Цель настоящей работы – создание математической модели и методики оценки возможности движения экраноплана по заданной траектории в горизонтальной плоскости на этапе проектирования. Задача, поставленная в работе, может как иметь самостоятельное значение, так и быть составляющей других задач, например задач оптимизации траектории движения, параметров маневрирования при различных методах управления экранопланом и т.п.

Условно проблема исследования маневрирования экраноплана вблизи опорной (подстилающей) поверхности может быть разделена на несколько относительно независимых задач: выбор рациональной, потребной или оптимальной траектории движения экраноплана [8, 9]; исследование динамики разворотов вблизи экрана [1–4, 8]; оценка предельных характеристик маневрирования вблизи опорной поверхности, в том числе при различных способах пилотирования экраноплана (стратегий управления) [1, 6, 12].

В настоящей работе используются общепринятые в аэродинамике и динамике полета летательных аппаратов обозначения (ГОСТ 20058-80), а также базовые математические модели движения и кинематические соотношения [5, 10].

Методика расчета параметров движения экраноплана по произвольной траектории в горизонтальной плоскости

Представим исходные данные для решения задачи.

Во-первых, это заданная траектория движения. Как правило, она задана конечным набором характерных точек (координатами поворотных точек) и набором ограничений (например, условиями дифференцируемости кривой до определенного порядка, ограничениями на радиусы кривизны и др.). Рассматривается плоская траектория (рис. 1). Удобно представить заданную траекторию в натуральном виде как зависимость кривизны *к* или радиуса кривизны *к* траектории в функции от пройденного пути *S*:

Рис. 1. Схема заданной траектории движения

Во-вторых, известен весь комплекс аэродинамических характеристик экраноплана, характеристик его силовой установки, параметры объемно-массовой компоновки. Отдельно представлены характеристики управляемости (эффективности и мощности управления).

В-третьих, задан комплекс ограничений на параметры полета экраноплана, как правило в виде неравенств и соотношений, и максимальные величины управляющих факторов, например максимальные углы отклонения управляющих аэродинамических поверхностей.

Решение задачи основано на решении полной системы дифференциальных уравнений и кинематических соотношений управляемого пространственного движения летательного аппарата [5, 10]:

$$\begin{split} \frac{dV_k}{dt} &= \frac{P - X_a - mg \sin\Theta}{m}; \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \frac{Y_a \cos\gamma - Z_a \sin\gamma - mg \cos\Theta}{mV_k}; \\ \frac{d\Psi}{dt} &= \frac{Y_a \sin\gamma + Z_a \cos\gamma}{mV_k \cos\Theta}; \\ \frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{(I_y - I_z)\omega_y\omega_z + M_x}{I_x}; \\ \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{(I_z - I_x)\omega_z\omega_x + M_y}{I_y}; \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{(I_x - I_y)\omega_x\omega_y + M_z}{I_z}; \\ \frac{dX_g}{dt} &= V_{X_g} = V_k \cos\Theta \cos\Psi; \\ \frac{dH_g}{dt} &= V_{Z_g} = -V_k \cos\Theta \sin\Psi; \\ \frac{dZ_g}{dt} &= W_{Z_g} = -V_k \cos\Theta \sin\Psi; \\ \frac{dQ}{dt} &= \omega_x - (\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma) tg\vartheta; \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \frac{\omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma; \\ \frac{d\Psi}{dt} &= \frac{\omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma}{\cos\vartheta}. \end{split}$$

Здесь основными параметрами являются силы лобового сопротивления, подъемная и боковая:

$$X_a = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S$$
, $Y_a = c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S$, $Z_a = c_{z_a} \frac{\rho V^2}{2} S$;

моменты – поперечный, путевой и продольный:

$$M_x = m_x \frac{\rho V^2}{2} Sb_a, M_y = m_y \frac{\rho V^2}{2} Sb_a, M_z = m_z \frac{\rho V^2}{2} Sb_a.$$

Эти силовые факторы определяются аэродинамическими коэффициентами, которые являются сложными существенно нелинейными функциями относительного положения центра масс \bar{x}_T ; большого числа кинематических параметров полета (углов атаки α и скольжения β ;

угловых скоростей вращения тела ω_x , ω_y , ω_z ; относительного отстояния центра масс от подстилающей поверхности \bar{h} ; углового положения летательного аппарата относительно подстилающей поверхности (углы крена γ , тангажа β и рыскания ψ); угла между вектором скорости и подстилающей поверхностью (угла наклона траектории Θ); углов отклонения рулевых поверхностей δ_1 , δ_2 , δ_8 , δ_4 , δ_3 ; относительной скорости в струе от воздушного винта $\overline{V_{cmp}}$ и производных части этих параметров по времени (скоростей их изменения):

$$\begin{split} c_{x_a,y_a,z_a} &= f_{1,2,3}(\alpha,\beta,\dot{\alpha},\beta,\delta_1,\delta_2,\delta_e,\delta_\mu,\delta_3,\omega_x,\omega_y,\omega_z,\dot{\omega}_x,\dot{\omega}_y,\dot{\omega}_z,\overline{x}_T,h,h,\gamma,9,\psi,\dot{\gamma},9,\psi,\dot{\gamma},9,\psi,\Theta,\Theta,V_{cmp});\\ m_{x,y,z} &= f_{4,5,6}(\alpha,\beta,\dot{\alpha},\dot{\beta},\delta_1,\delta_2,\delta_e,\delta_\mu,\delta_3,\omega_x,\omega_y,\omega_z,\dot{\omega}_x,\dot{\omega}_y,\dot{\omega}_z,\overline{x}_T,\bar{h},\bar{h},\gamma,9,\psi,\dot{\gamma},\dot{9},\dot{\psi},\Theta,\dot{\Theta},\overline{V}_{cmp}). \end{split}$$

Влияние струй от винта может оказывать довольно существенное влияние на аэродинамику экраноплана [6]. Аэродинамические коэффициенты представлены в виде апроксимационных алгоритмов, построенных с использованием методов планирования экспериментов или результатов других специальных исследований [7].

Само решение задачи представляет собой выполнение не менее двух этапов.

На первом этапе определяются условия начала маневрирования по заданной траектории. Так как исходный режим полета, как правило, задан, то требуется определить динамические условия обеспечения данного режима. Алгоритм основан на регулировании левых частей системы дифференциальных уравнений на уровне заданных параметров движения путем изменения сил и моментов правых частей уравнений системы регулированием управляющих факторов этих сил и моментов. Регулирование осуществляется благодаря использованию PIDрегуляторов. Результатом расчета, собственно, и являются значения управляющих факторов.

В качестве режима начала маневрирования принят горизонтальный прямолинейный полет с постоянной скоростью. Если полученные в процессе решения значения управляющих факторов превышают допустимые, то такой режим полета невозможен и дальнейшее решение задачи не имеет смысла.

Уравновешивание экраноплана по скорости на ее заданном значении осуществляется управляющим фактором – силой тяги силовой установки *P* (рис. 2).



Рис. 2. Блок-схема решения задачи определения потребной тяги силовой установки

Алгоритм работает следующим образом: на основе рассогласования между текущей и заданной скоростями полета V_k формируется значение текущей силы тяги силовой установки P; далее решается дифференциальное уравнение относительно скорости полета. Результатом решения является именно значение тяги силовой установки P после окончания переходного процесса и достижения $V_k = const$.

Уравновешивание экраноплана по высоте полета *н* осуществляется путем изменения величины подъемной силы Y_a управляющим фактором – углом атаки α . Изменение подъемной силы Y_a оказывает влияние на производную угла наклона траектории по времени $\frac{d\Theta}{dt}$, а угол наклона траектории, в свою очередь, воздействует на изменение высоты полета *н* (рис. 3). Результатом решения является значение угла атаки $\alpha = \alpha_{\Gamma\Pi}$, которое обеспечивает полет экраноплана на заданной высоте полета.



Рис. 3. Блок-схема определения потребного угла атаки горизонтального полета *α*_{ГП}

На втором этапе решается задача управляемого движения по заданной траектории. Начальными параметрами движения являются параметры режима начала маневрирования и значения управляющих факторов, полученные на первом этапе решения. Ключевой параметр плоской траектории, определяющий потребные параметры движения, – радиус кривизны траектории в функции пройденного пути. Потребные параметры траектории обеспечиваются регулированием управляющих факторов для установления потребных значений параметров полета в функции пройденного пути. Регулирование осуществляется применением PD-регуляторов.

В случае осуществления маневрирования $R \neq const$ по причине изменения потребных значений параметров с течением времени (изменением пройденного пути) применение интегрального звена PID-регулятора теряет свое функциональное содержание. Результатом моделирования являются функции управляющих факторов от времени (пройденного пути).

Радиус кривизны траектории *к* однозначно определяет угол крена и угловые скорости поворота экраноплана. Пусть вектор суммарной угловой скорости поворота (вращения) экраноплана перпендикулярен плоскости, в которой расположена траектория. Ее модель определяется известным выражением:

$$\omega = \frac{V_k}{R}$$
.

Так как полет экраноплана протекает в горизонтальной плоскости, то значение угловой скорости крена ω_x в процессе всего полета равно 0 или определяется потребностями изменения угла крена γ . Если $\omega_x = 0$, вектор полной угловой скорости находится в вертикальной плоскости *OYZ*. Если $\omega_x \neq 0$, то величина ω по определению представляет собой проекцию полного вектора угловой скорости на плоскость *OYZ*. Данный факт позволяет определить потребные значения модулей угловых скоростей рыскания и тангажа:

$$\omega_{y_{3a\partial}} = \omega \cos(\gamma_{3a\partial}),$$

 $\omega_{z_{3ad}} = \omega \sin(\gamma_{3ad})$.

Здесь $\gamma_{3a\partial}$ – потребный для движения по плоской траектории с заданным радиусом кривизны угол крена. Данный угол определяется известным выражением [5]:

$$\gamma_{3a\partial} = arctg\left(\frac{V_k^2}{gR}\right),\,$$

где *g* – ускорение свободного падения.

При решении задачи на втором этапе решается полная система уравнений относительно управляющих факторов.

Определяется закон изменения потребной тяги *P* в соответствии с заданным законом изменения скорости полета *V_k* с использованием рассмотренного алгоритма (см. рис. 2).

Определяется закон изменения потребного угла атаки α в соответствии с заданным законом изменения высоты *н* с использованием рассмотренного алгоритма (см. рис. 3).

В качестве управляющего фактора для угла крена $\gamma_{3a\partial}$ используется угол отклонения элеронов δ_{3} (рис. 4). Угол отклонения элеронов δ_{3} в качестве параметра влияет на момент крена M_{x} , который, в свою очередь, изменяет угловую скорость крена ω_{x} . Наличие угловой

скорости крена ω_x приводит к изменению угла крена γ . Результатом решения является закон изменения угла отклонения элеронов δ_3 , обеспечивающий необходимое изменение угла крена γ_{3ad} в ходе движения по заданной траектории.



Рис. 4. Блок-схема расчета угла отклонения элеронов

В качестве управляющего фактора для угловой скорости рыскания $\omega_{y_{3ad}}$ используется угол отклонения рулей направления δ_{u} (рис. 5). Угол отклонения рулей направления δ_{u} в качестве параметра влияет на момент рыскания M_{y} , который, в свою очередь, изменяет угловую скорость рыскания ω_{y} . Результатом решения является закон изменения угла отклонения рулей направления δ_{u} , обеспечивающий необходимое изменение угловой скорости рыскания ω_{y} в ходе движения по заданной траектории.



Рис. 5. Блок-схема расчета угла отклонения руля направления и угловой скорости рыскания

В качестве управляющего фактора для угловой скорости тангажа $\omega_{z_{3ad}}$ используется угол отклонения рулей высоты δ_e (рис. 6). Угол отклонения рулей высоты δ_e в качестве параметра влияет на момент тангажа M_z , который, в свою очередь изменяет угловую скорость тангажа ω_z . Результатом решения является закон изменения угла отклонения рулей высоты δ_e , обеспечивающий необходимое изменение угловой скорости тангажа ω_z в ходе движения по заданной траектории.





Динамика движения и управление экранопланом имеют ряд особенностей в сопоставлении с движением других летательных аппаратов, например самолетов.

Во-первых, анализ аэродинамических компоновок экранопланов позволяет сделать вывод о возможности использования большего количества эффектов и, соответственно, устройств в качестве управляющих факторов. Например, использование сложных вариантов отклонений аэродинамических поверхностей, как связанных функционально между собой, так и не связанных; элементов динамической и статической воздушных подушек и др. Во-вторых, близость экрана и, вследствие этого, ограничения углового положения экраноплана относительно экрана, расположение и принцип действия устройств контроля этого положения приводят к многообразию управлений экранопланом относительно экрана с целью обеспечить заданное траекторное движение.

Сочетание этих двух факторов приводит к значительному расширению способов достижения результатов заданного траекторного управления. В работе вводится понятие стратегии управления, которое означает формализованное правило выбора параметров контроля движения, управляющих параметров и связей между ними. Наличие связи между управляющими факторами необходимо для выделения единственного решения системы дифференциальных уравнений в соответствии с задачами траекторного управления в случае количества факторов, превышающих количество уравнений динамики движения.

Моделирование разворота экраноплана по заданной криволинейной траектории

В качестве демонстрации возможностей методики и программного комплекса предлагаются следующие примеры.

Рассмотрим движение экраноплана с известными характеристиками по криволинейной траектории постоянного радиуса, с постоянными относительной высотой полета $\bar{h}=0,5$, скоростью полета $V_k = 100 \text{ м/c}$ и радиусом разворота R=2500 м.

Результаты моделирования представлены на рисунках 7–10. В частности, показаны траектория движения с постоянным радиусом R=2500 м (рис. 9а) и траектория с постепенным уменьшением радиуса кривизны траектории от начального радиуса R=2500 м (рис. 9б).

Особый интерес представляет случай изменения в процессе движения знака радиуса кривизны траектории (направления движения) (рис. 10).



Рис. 7. Траектория движения экраноплана с постоянными радиусом и скоростью полёта



Рис. 8. Изменение по времени параметров управления: а – угловой скорости крена; б – угла отклонения элеронов; в – угла отклонения руля направления; г – угла отклонения руля высоты



Рис. 9. Траектория движения в проекции на горизонтальную плоскость с постоянным радиусом (а) и с уменьшением радиуса кривизны (б)



Рис. 10. Траектория движения в проекции на горизонтальную плоскость с изменением радиуса кривизны по модулю и знаку (а) и изменение угла отклонения руля высоты по времени (б)

Заключение

Авторами статьи разработана методика, позволяющая производить расчет и оценку характеристик маневрирования и возможности выполнения заданных маневров экраноплана в горизонтальной плоскости с учетом особенностей управления и аэродинамических характеристик рассматриваемой компоновки экраноплана. Возможность исследования движения экраноплана с различными стратегиями управления позволяет определить наиболее эффективный и безопасный метод управления при рассматриваемых ограничениях параметров полета.

Результаты работы воплощены в программном комплексе для ЭВМ [11] и могут быть использованы при проектировании экранопланов и их систем управления.

Заявленный вклад авторов: все авторы сделали эквивалентный вклад в подготовку публикации. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

- 1. Александров Г.В., Грязин В.Е., Стрелков В.В. Особенности динамики и принципы управления летательным аппаратом при полете в непосредственной близости от поверхности экрана // Современные проблемы динамики и управления летательных аппаратов: Труды ЦАГИ. 2001. Вып. 2649.
- 2. Амплитов П.А. О маневре разворота экраноплана // Авиационная промышленность. 2011. № 1. С. 3–7. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=20288395 (дата обращения: 01.11.2021).
- 3. Амплитов П.А., Фролов В.В. О маневре по курсу экраноплана типа А // Ученые записки Комсомольского-на-Амуре государственного технического университета. 2010. № 1. С. 16–18. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=14316254 (дата обращения: 01.11.2021).
- 4. Брагазин В.Ф., Стрелков В.В. Автоматизация маневра разворота летательного аппарата в горизонтальной плоскости в непосредственной близости от поверхности воды // Сб. докл. конф. «Геленджик–2002». Москва: ЦАГИ, 2002. С. 297–306.
- 5. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Динамика самолета. Пространственное движение. Москва: Машиностроение, 1983. 320 с.
- 6. Галушко Е.А., Кривель С.М. Оценка аэродинамических и летно-технических характеристик экраноплана с учетом поддува струи от воздушного винта // Вестник Инженерной школы Дальневост. федерал. ун-та. 2021. № 1(46). С. 10–23. DOI: 10.24866/2227-6858/2021-1-2
- 7. Галушко Е.А., Кривель С.М. Математическое описание аэродинамических характеристик экраноплана // Динамические системы, оптимальное управление и математическое моделирование: ма-

ВЕСТНИК ИНЖЕНЕРНОЙ ШКОЛЫ ДВФУ. 2022. № 1(50)

териалы международного симпозиума, посвященного 100-летию математического образования в Восточной Сибири и 80-летию со дня рождения проф. О.В. Васильева, Иркутск, 07–12 октября 2019. Иркутск: Иркутский гос. ун-т, 2019. С. 309–311.

URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=40928311 (дата обращения: 01.11.2021).

- Грязин В.Е., Стрелков В.В. Устойчивость, управляемость и принципы автоматизации управления экранопланом на крейсерском режиме полета // Ученые записки ЦАГИ. 2004. Т. 35, № 3–4. С. 79–89. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=11736378 (дата обращения: 01.11.2021).
- 9. Данеев А.В., Куменко А.Е., Русанов В.А. Геометрический подход к выбору траектории экраноплана с учетом опасных препятствий на маршруте // Известия вузов. Авиационная техника. 1995. № 4. С. 12–18.
- 10. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета / под ред. Г.С. Бюшгенса. Москва: Машиностроение, 2011. 776 с.
- 11. Кривель С.М., Галушко Е.А., Фурзанов К.А. Программа исследования маневренных характеристик летательного аппарата вблизи поверхности экрана / Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021618134 (24.05.2021 г.)
- 12. Yun L., Doo J., Bliault A., WIG Craft and ekranoplan. New York, Springer, 2010.

FEFU: SCHOOL of ENGINEERING BULLETIN. 2022. N 1/50 *Ship Design and Construction*

www.dvfu.ru/en/vestnikis

Original article https://doi.org/10.24866/2227-6858/2022-1/38-48

Krivel S., Vshivkov Y., Galushko E.

SERGEY M. KRIVEL, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Head of the Engineering and Mathematical Center, krivel66@mail.ru, http://orcid.org/0000-0003-0569-4796 YURI F. VSHIVKOV, Head of the Computer Center, 1988ufv@mail.ru *Irkutsk State University* EGOR A. GALUSHKO, Lecturer, photon_91@mail.ru *Irkutsk Branch of Moscow State Technical University of Civil Aviation* Irkutsk, Russia

Mathematical model of controlled motion of a wing-in-ground craft near the shield surface along a given plane trajectory

Abstract: The paper considers the development of a methodology for calculating the motion parameters of wing-in-ground (WIG) craft along a given arbitrary trajectory in the horizontal plane and the possibility of performing this motion. The initial data include a given trajectory of the motion, a set of aerodynamic characteristics of the WIG Craft, including the characteristics of controllability, restrictions on motion parameters and available control actions. The calculation method is based on solving a system of differential equations of spatial motion of the aircraft. The motion along a given trajectory is provided by a virtual automatic system based on PID controllers. The motion is evaluated as possible if the imposed restrictions are not violated in the process of constructing parametric functions of control factors and motion parameters. The technique involves the use of various strategies for controlling the WIG Craft near the shield surface. The developed mathematical model makes it possible to conduct research within the framework of the design tasks of various layouts of WIG Crafts.

Keywords: ekranoplan, wing-in-ground craft, WIG, control of the WIG Craft, automatic control of the WIG Craft, aerodynamic characteristics of the WIG Craft, ground-effect vehicle, GEV, wing-in-ground-effect

For citation: Krivel S., Vshivkov Y., Galushko E. Mathematical model of controlled motion of a wing-in-ground craft near the shield surface along a given plane trajectory. FEFU: School of Engineering Bulletin. 2022;(50):38-48. (In Russ.). https://doi.org/10.24866/2227-6858/2022-1/38-48

Contribution of the authors: the authors contributed equally to this article. The authors declare no conflict of interests.

REFERENCES

- 1. Aleksandrov G.V., Gryazin V.E., Strelkov V.V. Features of dynamics and principles of control of an aircraft during flight in the immediate vicinity of the ground. Modern problems of dynamics and control of aircraft. Proceedings of TsAGI. 2001. Vol. 2649.
- 2. Amplitov P.A. On maneuvre of the WIG-craft U-turn. Aviation Industry. 2011;(1):3-7. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=20288395 01.11.2021.
- 3. Amplitov P.A., Frolov V.V. Course maneuvers of a light WIG aircraft, a-type. Scientific notes of the Komsomolsk-on-Amur State Technical University. 2010;1(1):16-18.
- 4. Bragazin V.F., Strelkov V.V. Automation of the maneuver of turning the aircraft in the horizontal plane in the immediate vicinity of the water surface. Reports Conf. "Gelendzhik-2002". Moscow, TsAGI, 2002. 297-306 p.
- 5. Buchgens G.S., Studnev R.V. Aircraft dynamics. Spatial movement. Moscow, Mechanical engineering, 1983. 320 p.
- 6. Galushko E.A., Krivel S.M. Estimation of aerodynamic and flight-technical characteristics of the WIG taking into account the blowing of the jet from the propeller. FEFU: School of Engineering Bulletin. 2021;(46):10-23. DOI: 10.24866/2227-6858/2021-1-2
- Galushko E.A., Krivel S.M. Mathematical description of aerodynamic characteristics of an WIG. Dynamical systems, optimal control and mathematical modeling: materials of the international symposium dedicated to the 100th anniversary of mathematical education in eastern Siberia and the 80th anniversary of the birth of Professor O.V. Vasiliev, Irkutsk, October 7–12, 2019. Irkutsk, Publishing house of ISU, 2019. P. 309–311. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=40928311 – 01.11.2021.
- Gryazin V.E, Strelkov V.V. Stability, controllability and principles of automation of control of an WIG in a cruising flight mode. TsAGI Science Journal. 2004;35(3-4):79-89. URL: https://www.elibrary.ru/item.asp?id=11736378 – 01.11.2021.
- 9. Daneev A.V., Kumenko A.E., Rusanov V.A. Geometric approach to the choice of the trajectory of an ekranoplan taking into account dangerous obstacles on the route. Aviation technology. 1995;(4):12-18.
- 10. Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N. and others. Flight dynamics. Moscow: Mashinostroenie, 2011.776 p.
- 11. Krivel S.M., Galushko E.A., Furzanov K.A. The program for the study of the maneuvering characteristics of the aircraft near the surface of the screen. Certificate of state registration of the computer program No. 2021618134 (24.05.2021).
- 12. Yun L., Doo J., Bliault A. WIG Craft and ekranoplan. New York, Springer, 2010.