УДК 629.576
DOI 10.51955/2312-1327_2022_4_30

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ ЭКРАНОПЛАНА СХЕМЫ «ТАНДЕМ»

***Сергей Михайлович Кривель*[1,2],**
orcid.org/0000-0003-0569-4796,
кандидат технических наук, доцент
[1]Иркутский государственный университет,
ул. Карла Маркса, 1
Иркутск, 664003, Россия
[2]Иркутский национальный исследовательский технический университет,
ул. Лермонтова, 83
Иркутск, 664074, Россия
krivel66@mail.ru

***Егор Александрович Галушко*[1,2]**
***преподаватель*[1],**
***научный сотрудник*[2],**
[1]Московский государственный технический университет гражданской авиации (Иркутский филиал),
ул. Коммунаров, 3
Иркутск, 664009, Россия
[2]Иркутский государственный университет,
ул. Карла Маркса, 1
Иркутск, 664003, Россия
photon_91@mail.ru

Юрий Федорович Вшивков,
кандидат технических наук,
Иркутский государственный университет,
ул. Карла Маркса, 1,
Иркутск, 664003, Россия
1988ufv@mail.ru

Аннотация. Работа посвящена исследованию аэродинамических характеристик оригинальной компоновки экраноплана и оценке влияния ее геометрических параметров на аэродинамические характеристики. Представлен краткий обзор истории синтеза исследуемой схемы экраноплана. Аэродинамическая компоновка выполнена по схеме «тандем» из двух крыльев и высокорасположенного стабилизатора. Исследовано влияние на аэродинамические характеристики экраноплана кинематических параметров полета (угла атаки и отстояния от подстилающей поверхности), углов отклонения аэродинамических поверхностей (закрылков и рулевых поверхностей), взаимного положения крыльев, наличия и параметров концевых шайб и винглетов. Результаты работы позволяют сделать вывод о значительном влиянии углов отклонения аэродинамических поверхностей на значения аэродинамических коэффициентов и величину аэродинамического качества. Указанные эффекты могут быть использованы для управления экранопланом, улучшения или обеспечения ряда летных характеристик. Оценены наиболее предпочтительные параметры

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

аэродинамической компоновки с точки зрения обеспечения наибольшего аэродинамического качества. Выявлены и продемонстрированы в работе ряд определяющих особенностей обтекания предлагаемой схемы экраноплана и ее элементов. Выделены потенциальные положительные свойства компоновки, которые могут существенно повлиять на реализуемость и эффективность экраноплана как объекта проектирования.

Ключевые слова: экраноплан, экранолет, аэродинамические характеристики экраноплана, аэродинамическая компоновка, параметры компоновки экраноплана, GEV (ground-effect vehicle), WIG (wing-in-ground-effect).

PARAMETRIC ANALYSIS OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE WIG LAYOUT TANDEM SCHEMES

Sergey M. Krivel*[1,2]*,
orcid.org/0000-0003-0569-4796,
Candidate of Technical Sciences, Associate Professor
[1]***Irkutsk State University,***
1, Karl Marx
Irkutsk, 664003, Russia
[2]***Irkutsk National Research***
Technical University,
83, Lermontov,
Irkutsk, 664074, Russia
krivel66@mail.ru

Egor A. Galushko*[1,2]*,
Educator*[1]*,
Researcher*[2]*,
[1]***Irkutsk Branch of the Moscow State***
Technical University of Civil Aviation,
3, Communards
Irkutsk, 664009, Russia
[2]***Irkutsk State University,***
1, Karl Marx
Irkutsk, 664003, Russia
photon_91@mail.ru

Yuri F Vshivkov,
Candidate of Technical Sciences,
Irkutsk State University,
1, Karl Marx
Irkutsk, 664003, Russia
1988ufv@mail.ru

Abstract. The work is devoted to the study of aerodynamic characteristics of the WIG original layout and the assessment of influence of its geometric parameters on the aerodynamic characteristics. A brief overview of the history of synthesis of the investigated WIG scheme is presented. The aerodynamic layout is made according to the "tandem" scheme of two wings and a high-mounted stabilizer. The influence of kinematic flight parameters (angle of attack and distance to the underlying surface), deflection angles of aerodynamic surfaces (flaps and steering surfaces), the relative position of the wings, the presence and parameters of end washers and winglets on the WIG aerodynamic characteristics is investigated. The results of the work allow us to conclude that the deflection angles of aerodynamic surfaces have a significant effect on the values of aerodynamic coefficients and the value of aerodynamic quality. These effects can be used to control the WIG, improve or provide a number of flight characteristics. The most preferred parameters of the

aerodynamic layout are evaluated in terms of ensuring the highest aerodynamic quality. A number of defining features of the flow around the proposed WIG scheme and its elements are identified and demonstrated in the work. The potential positive properties of the layout are highlighted, which can significantly affect the feasibility and effectiveness of the WIG as a design object.

Keywords: ekranoplan, aerodynamic ground-effect craft, aerodynamic characteristics, aerodynamic layout, layout parameters of the WIG, GEV (ground-effect vehicle), WIG (wing-in-ground-effect).

Введение

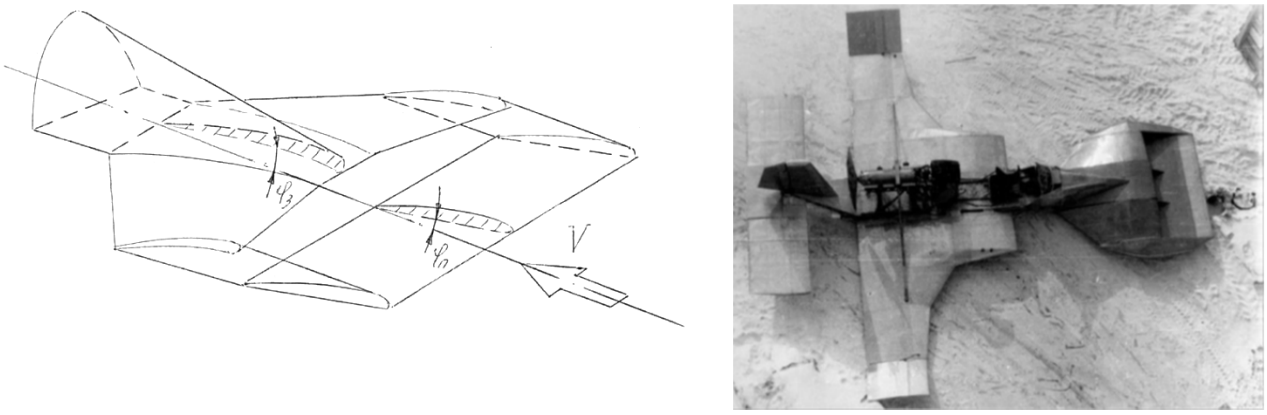
Исследование альтернативных существующих компоновок экранопланов и экранолетов является актуальной задачей. В настоящей работе представлен ряд результатов исследования аэродинамических характеристик оригинальной компоновки экраноплана схемы «тандем». Используются общепринятые в аэродинамике и динамике полета летательных аппаратов обозначения[1].

История развития исследуемой компоновки экраноплана схемы «тандем» берет свое начало с работ, проводившихся в Иркутском государственном университете, Иркутском государственном техническом университете (ИрГТУ), Иркутском научном центре Сибирского отделения РАН. Научным коллективом под руководством А. Н. Панченкова был проведен ряд исследований по проектированию и созданию серии экранопланов аэродинамической схемы «утка». Результаты исследований выявили как существенные преимущества такой компоновки, так и серьезный недостаток – потерю устойчивости при полете на больших относительных отстояниях от подстилающей поверхности (при уходе от экрана) из-за смещения фокуса по углу атаки вперед по отношению к фокусу по отстоянию экраноплана. Это явление существенно ограничивает эксплуатационный диапазон относительных отстояний аппарата в полете.

Для расширения диапазона относительных отстояний полета экраноплана схемы «утка» группой специалистов ИрГТУ была разработана и подтверждена авторским свидетельством конструкция переднего горизонтального оперения (ПГО) [Попов и др., 1985]. Отличительной чертой указанного ПГО является использование профиля «с обратной щелью» – используется авторский вариант названия (рисунок 1, а). Такое оперение на ряде режимов имеет производную коэффициента подъемной силы по углу атаки $c^{\alpha}_{y_a\,ПГО} \le 0$. Применение ПГО с «обратной щелью» приводит к смещению фокуса по углу атаки назад. Это позволяет получить выполнение условия апериодической (статической) устойчивости в значительно большем диапазоне отстояний полета, в том числе, и вне зоны влияния экрана [Гусев и др., 1991; Попов и др., 1988].

Рассмотренное ПГО с «обратной щелью» впервые было установлено на экраноплане АДП-07 (рисунок 1, б). Испытания экраноплана проводились весной 1985 года надо льдом озера Байкал [Попов и др., 1988]. При проведении испытания был достигнут устойчивый самостабилизируемый полет вблизи экрана.

[1] ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения.



а) б)

Рисунок 1 – ПГО в виде «профиля с обратной щелью»:
а – общий вид ПГО, [Попов и др., 1988];
б – применение ПГО на экраноплане АДП-07, [Антипин и др., 2020]

В 1993...1994 гг. сотрудниками ИрГТУ был спроектирован, построен и доведен до предполетных испытаний легкий многоцелевой экраноплан с амфибийным шасси на воздушной подушке «Байкал-2» (рисунок 2). В компоновке также было применено ПГО с «обратной щелью».

Рисунок 2 – Экраноплан «Байкал-2», фото 1995 г,
Источник: http://baik-info.ru/poletit-edva-kasayas-vody

Исследования компоновок схемы «утка» с ПГО с «обратной щелью» получили дальнейшее развитие в работах С. М. Кривеля и А. В. Афанасьева (1996…2008 гг.). Данные исследования выявили целый ряд особенностей аэродинамических характеристик нового ПГО в составе несущей системы экраноплана схемы «утка» (рисунок 3). Анализ выявленных аэродинамических эффектов и их проявлений позволил рассмотреть схему ПГО с «обратной щелью» в качестве базы для синтеза компоновки основной несущей системы экраноплана схемы «тандем».

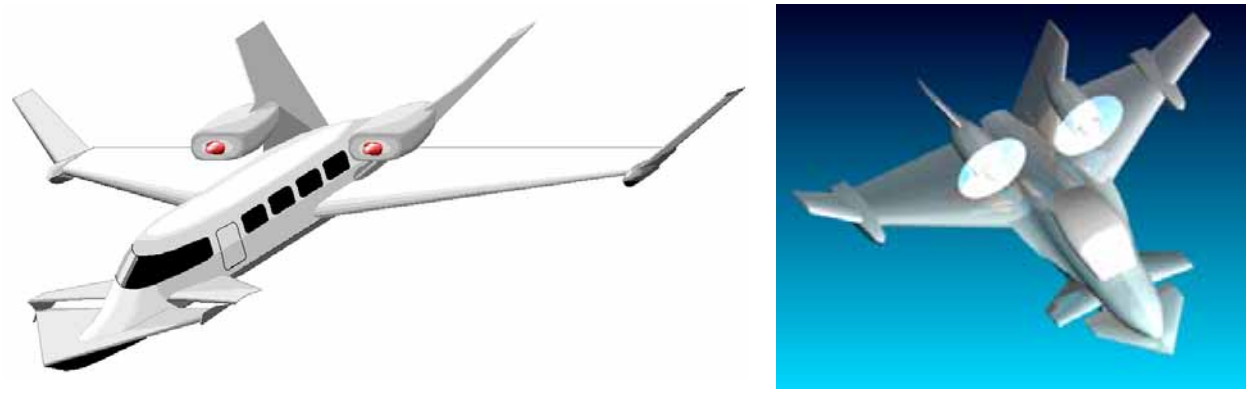
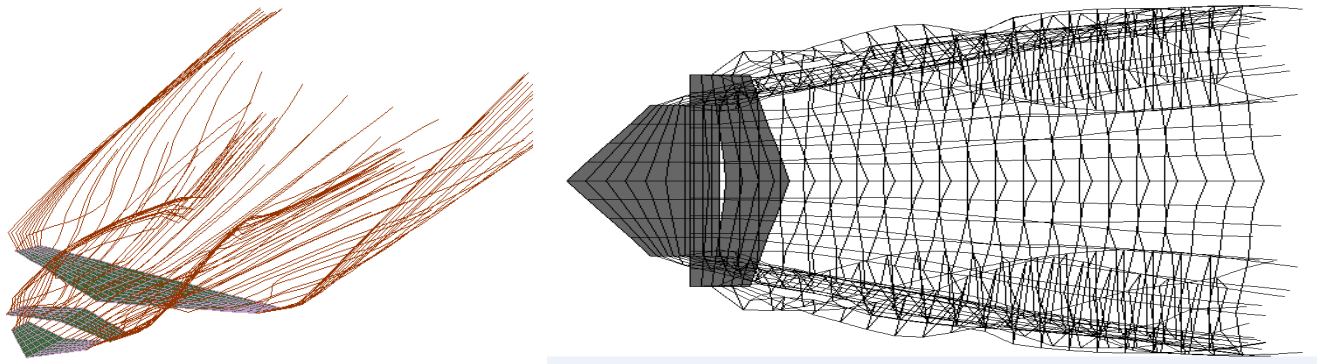


Рисунок 3 – Экраноплан схемы «утка» с ПГО щелевого типа

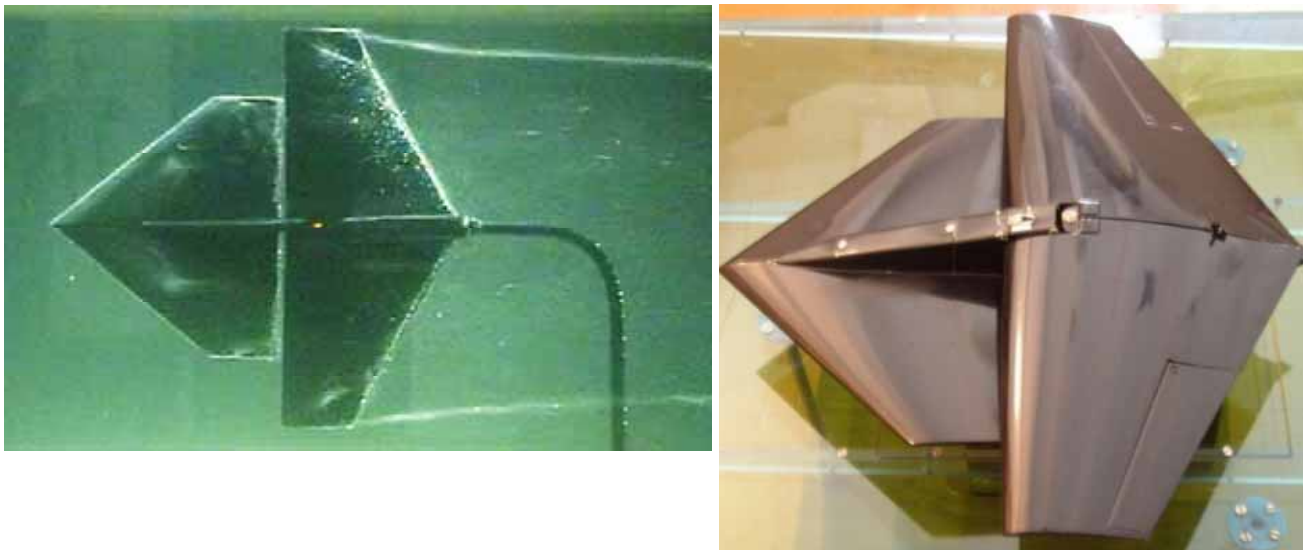
Теоретические аэродинамические исследования несущей системы экраноплана проводились с использованием метода дискретных вихрей (рисунок 4) [Кривель и др., 2003].



а) б)

Рисунок 4 – Расчетная схема экраноплана при моделировании с помощью метода дискретных вихрей: а – несущая система экраноплан схемы «утка»; б – расчетная схема ПГО

Экспериментальные исследования ПГО как самостоятельной несущей системы были выполнены в вертикальной гидродинамической трубе с использованием метода водородных пузырьков (рисунок 5, а) и в экспериментальных исследованиях в аэродинамической трубе (рисунок 5, б) [Акулов и др., 2005].

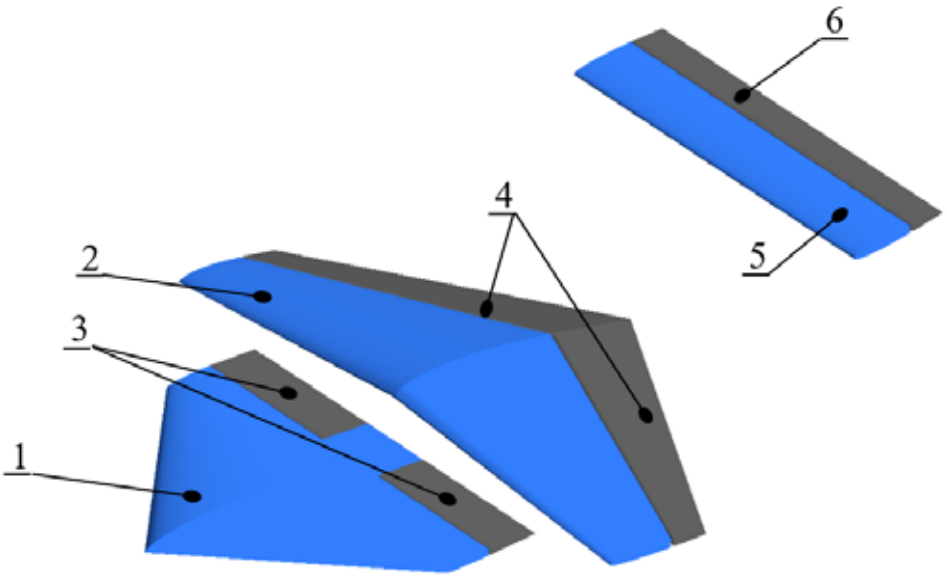


а) б)

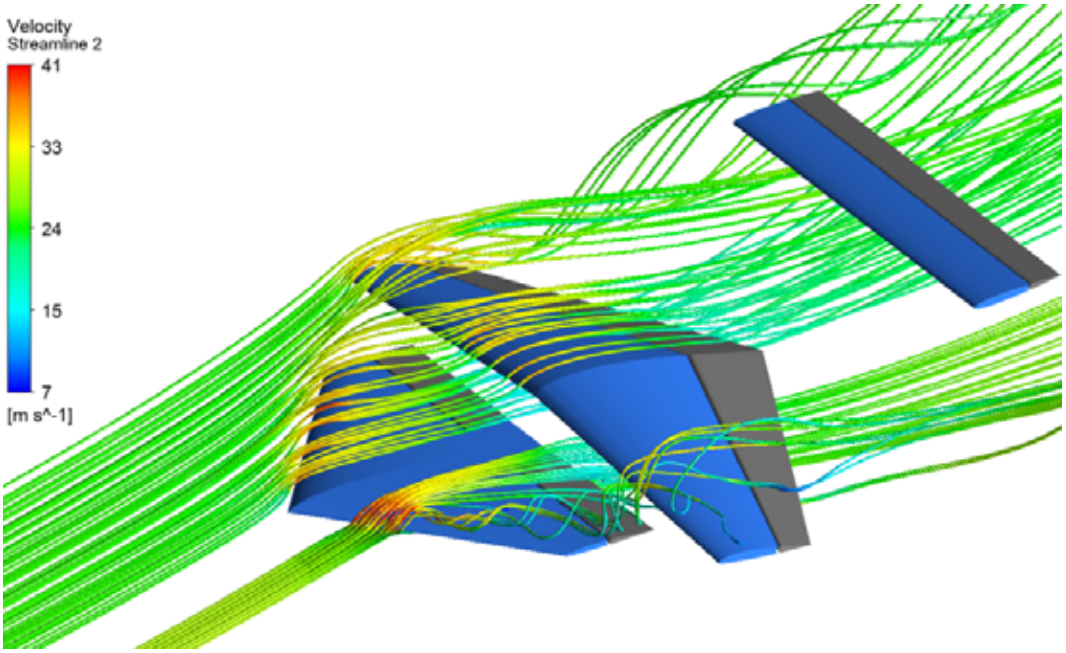
Рисунок 5 – Испытания модели несущей системы экраноплана схемы «тандем»: а – в гидродинамической трубе; б – в аэродинамической трубе

На основе предложенной несущей системы разработана компоновка экраноплана схемы «тандем» (рисунок 6, а), которая включает две несущие поверхности (крылья), разнесенные друг за другом вдоль продольной оси экраноплана друг за другом, и высокорасположенный стабилизатор. Переднее крыло (1) – трапециевидное в плане, с положительным углом стреловидности. Заднее крыло (2) имеет переднюю кромку нулевой стреловидности и отрицательное V крыла. Особенность заднего крыла – его задняя кромка лежит на плоскости. Такое крыло иногда называют крылом «шатрового» типа.

Каждое крыло может иметь различные углы установки. Базовыми углами являются для переднего крыла $\varphi_1 = 4°$, для заднего крыла – $\varphi_2 = 10°$. В базовом варианте задние кромки обоих крыльев находятся на одной горизонтальной плоскости. На двух несущих поверхностях установлены управляющие поверхности УП-1 (3) и УП-2 (4), которые способны выполнять функции как закрылков, так и рулевых поверхностей (элеронов). На горизонтальном оперении (5) установлен руль высоты (6).



а)



б)

Рисунок 6 – Компоновка экраноплана схемы «тандем»:
а – общий вид;
б – обтекание компоновки воздушными потоками

Проведенный комплекс экспериментальных и вычислительных исследований по данной компоновке позволил выявить целый ряд потенциальных преимуществ [Вшивков и др., 2018]:

1. Обтекание компоновки является практически устойчивым до достаточно больших углов атаки (необходимо учесть значительный угол начальной установки несущих поверхностей). На углах атаки выше определенного (в зависимости от отстояния от экрана) поток, сходящий с задней кромки передней поверхности, под воздействием разряжения на

передней кромке заднего крыла попадает на верхнюю поверхность заднего крыла (рисунок 6, б). Именно этот факт явился причиной образования уникальной трехмерной картины обтекания компоновки, позволяющей реализовать высокие коэффициенты подъемной силы. Указанные эффекты подтверждены экспериментально [Акулов и др., 2005; Кривель и др., 2003].

2. Возможность реализации относительно широкого эксплуатационного диапазона скоростей горизонтального полета экраноплана по причине реализации значительных коэффициентов подъемной силы при относительно небольших изменениях угла атаки. Реализация широкого диапазона удельных нагрузок на крыло позволяет реализовывать горизонтальный полет с отрицательным углом атаки всей компоновки с максимально возможными значениями аэродинамического качества. На взлетных и посадочных режимах целесообразно использовать максимально возможные и, в то же время, незначительные углы атаки всей компоновки. Местные углы атаки крыльев при этом достигают значительных величин. Положительные углы атаки компоновки ограничены расстоянием от задней критической точки экраноплана до подстилающей поверхности.

3. Возможность организации динамической воздушной подушки с наименьшими конструктивно-компоновочными издержками. Наибольший эффект достигается при расположении воздушных винтов перед задним крылом с поддувом струй под него. Важным является тот факт, что эффект поддува реализуется на всех режимах полета без использования специальных конструктивных мероприятий. Предполагается, что данный эффект позволит значительно улучшить взлетно-посадочные характеристики экраноплана и расширить диапазон скоростей горизонтального полета.

4. Компоновка позволяет обеспечить устойчивость в продольном движении в широком диапазоне центровок компоновки и кинематических параметров полета.

5. Широкие возможности воздействия на аэродинамические характеристики экраноплана путем различных комбинаций и величин отклонения аэродинамических поверхностей. Вплоть до отклонения крыльев полностью. Так, отклонение управляющих поверхностей в режиме закрылка приводит к значительному приросту коэффициента подъемной силы (до величины прироста 53 %). Отклонение в режиме закрылка аэродинамических поверхностей переднего крыла неэффективно. За счет скоса потока перед задним крылом коэффициент подъемной силы практически не изменяется. Эффективность одновременного отклонения поверхностей переднего и заднего крыльев в режиме закрылков практически такая же, как и отклонение в режиме закрылков поверхностей только заднего крыла.

Целью данной работы является оценка влияния параметров компоновки экраноплана схемы «тандем» на его аэродинамические характеристики и оценка возможных компоновочных решений с точки зрения улучшения аэродинамических характеристик экраноплана.

Дискуссия

К одному из целевых требований, предъявляемых к экранопланам, стоит отнести необходимость достижения высокого аэродинамического качества, которое в целом определяет транспортную эффективность и экономичность использования экраноплана. Аэродинамическое качество в основном зависит от выбора схемы экраноплана, а также выбора рациональных параметров компоновки.

Выбор схемы экраноплана может существенно повлиять на его аэродинамические характеристики. Например, сравнительный эксперимент двух схем экранопланов [Yang et al., 2009], отличающихся формой крыльев в плане, показал более высокие аэродинамические характеристики в схеме с треугольным крылом по схеме Липпиша в сравнении с прямоугольным крылом.

Однако проектирование экраноплана не ограничивается только выбором аэродинамической схемы. Большинство исследований проводятся с целью оценки влияния различных геометрических параметров компоновки на аэродинамику аппарата. Так, например, для поиска наибольшего аэродинамического качества летательного аппарата в работе [Сакорнсин и др., 2012] исследовались различные варианты геометрии крыльев гидросамолета вблизи водной поверхности, отличающихся углами отклонения концевых частей крыла и расположением концевых шайб с поплавками. Результаты позволили сделать выводы об оптимальных параметрах компоновки. Отклоненная вниз концевая часть крыла без шайб также может значительно влиять на аэродинамические характеристики. Исследование в работе [Wei et al., 2012], проведенное для несущей поверхности, позволило сделать вывод, что на малых отстояниях преимуществом обладают крылья с большим углом отклонения концевых элементов. Вне зоны влияния экрана характеристики меняются, поэтому предложено использовать управляемую концевую часть крыла, которая будет изменять свой угол в зависимости от высоты полета экраноплана.

Использование концевых шайб позволяет повысить несущие свойства экраноплана, заметно увеличивая подъемную силу при относительно небольшом росте сопротивления, что в целом положительно отражается на аэродинамическом качестве во всем диапазоне изменения эксплуатационных параметров полета [Juhee et al., 2010; Park et al., 2008]. Экспериментальное исследование в аэродинамической трубе компоновки экраноплана схемы «Составное крыло» с установленными концевыми шайбами [Tofa et al., 2014] показало существенный прирост (на 30 %) подъемной силы и аэродинамического качества на крейсерской высоте полета.

Для экраноплана, как и для самолета, эффективным способом повышения аэродинамического качества является увеличение удлинения его несущих поверхностей (крыльев). Однако следует учитывать, что при совершении экранопланом маневров с креном вблизи подстилающей поверхности повышается вероятность задевания концом крыла поверхности экрана. Решением данной проблемы может служить установка дополнительных аэродинамических поверхностей на законцовках основных крыльев (винглетов)

под некоторым положительным углом «V» [Afshar et al., 2009]. В отличие от самолетов на экранопланах эти поверхности имеют относительно большую площадь, что позволяет устанавливать на них органы управления в поперечном канале (элероны). Использование подобных дополнительных несущих поверхностей в сочетании с основным крылом позволяет существенным образом улучшить аэродинамические характеристики при сохранении устойчивости и управляемости экраноплана [Dakhrabadi et al., 2016].

Материалы и методы

Аэродинамические исследования проводились с использованием программного комплекса ANSYS. В ходе работы учитывался опыт получения аэродинамических характеристик летательных аппаратов в ANSYS различными авторами: например, [Тарасов, 2015; Yuksel et al., 2019]. В частности, использовались аналогичные методики построения расчетной среды и самой модели экраноплана с заданием граничных условий на рассматриваемых поверхностях [Блохин и др., 2012].

Расчетная область вычислительного эксперимента (рисунок 7) представляет собой канал прямоугольного сечения, внутри которого помещена исследуемая геометрическая модель экраноплана. При этом модель выполнена полой и представляет собой выделенный объем пространства внутри канала. На внешних поверхностях канала, а также на поверхности модели экраноплана заданы граничные условия. Входная поверхность канала имеет граничное условие входа потока с заданной скоростью «Velocity inlet». На выходе из канала задано условие свободного выхода потока с определенным массовым расходом «Outflow». Нижняя поверхность моделирует подвижный экран и задается условием «Moving wall». Движение данной поверхности осуществляется вдоль канала со скоростью невозмущенного потока $V_\infty = 40\ м/с$. Особенностью такого подхода является отсутствие «ложного» пограничного слоя. Верхняя и боковая поверхности также задаются граничным условием «Moving wall».

Рассматриваемая задача предусматривает моделирование аэродинамики экраноплана без углов скольжения β и крена γ, поэтому в расчетной области моделируется только половина компоновки, отделяемая поверхностью с граничным условием «Symmetry». Модель компоновки экраноплана помещена внутри канала. На ее поверхностях задано граничное условие непроницаемой стенки «Wall». Остальным поверхностям канала заданы граничные условия «Moving wall».

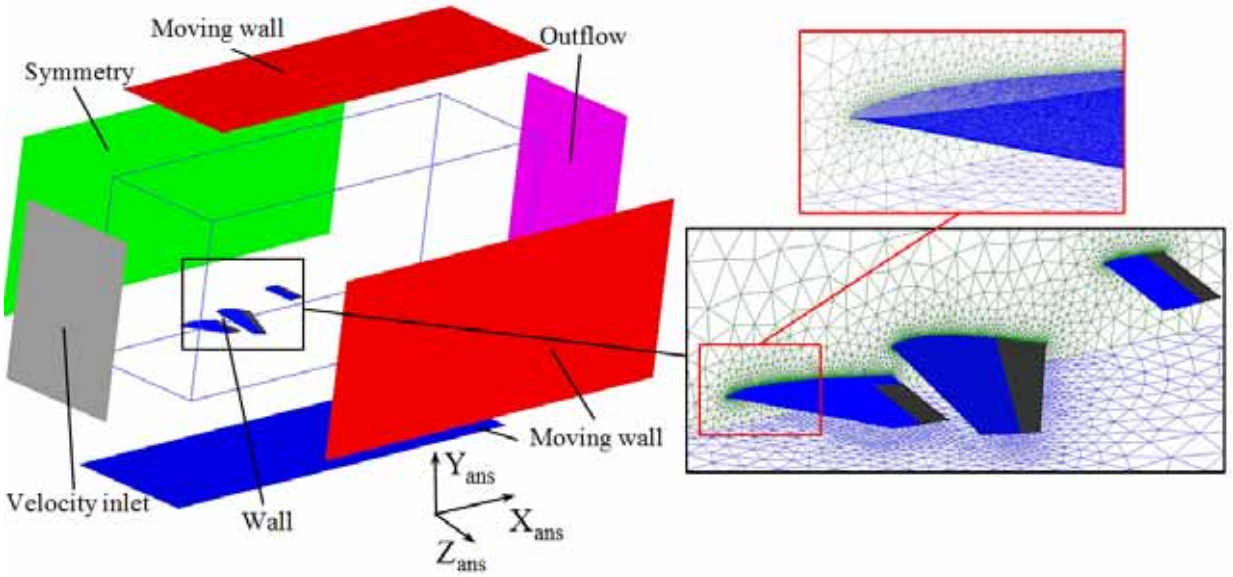


Рисунок 7 – Граничные условия расчетной области в ANSYS и расчетная сетка экраноплана:
Mowing wall – подвижная граница; Symmetry – граница симметрии;
Velocity inlet – входная граница; Outflow – выходная граница

Модель компоновки расположена ближе к входной границе канала, так как возмущенному потоку после обтекания экраноплана необходимо стабилизироваться, прежде чем он выйдет из расчетной области. Такой подход повышает точность получаемых результатов расчета.

Одной из часто применяющихся моделей турбулентности при исследовании аэродинамики экранопланов является составная модель Ментера SST. SST модель лучшим образом ведет себя при исследовании обтекания тел с отрывными течениями [Тарасов, 2015; Juhee et al., 2010].

В настоящей работе применялась усовершенствованная модель турбулентности SST Transition.

На рисунке 7 представлена сеточная модель экраноплана в расчетной области. Тип сетки – неструктурированная тетраэдрическая. Минимальный размер элементов сетки на поверхности крыла составляет $0{,}005b_a$, где b_a – хорда заднего крыла. При построении сетки учитывались основные показатели ее качества.

Результаты исследований

Аэродинамические характеристики компоновки экраноплана схемы «тандем» при различных углах атаки α и относительных отстояниях от экрана $\bar{h}$

Выполнен ряд вычислительных экспериментов по исследованию аэродинамических характеристик исходной компоновки экраноплана схемы «тандем». Рассматривались крейсерские режимы движения в рамках предполагаемого эксплуатационного диапазона летных параметров ($\alpha = -2...4{,}5°$, $\bar{h} = 0{,}1...1$). Результаты расчетов, представленные на рисунке 8,

демонстрируют преимущественно нелинейную зависимость основных коэффициентов от кинематических параметров. Линейно изменяются только коэффициенты подъемной силы c_{y_a} и продольного момента m_z от угла атаки α. При уменьшении относительного отстояния от экрана с $\bar{h} = 1$ до $\bar{h} = 0,1$ коэффициент подъемной силы увеличивается в 2 раза. Максимальное значение коэффициента $c_{y_a} = 1,15$ достигается при $\alpha = 4,5°$, $\bar{h} = 0,1$. Наивысшее аэродинамическое качество при этом составляет $K = 12$ единиц. Увеличение угла атаки с $\alpha = -2$ до $\alpha = 4,5°$ приводит к значительному росту коэффициента c_{y_a} в 2,4 раза – вдали от экрана и в 2,5 раза – вблизи экрана.

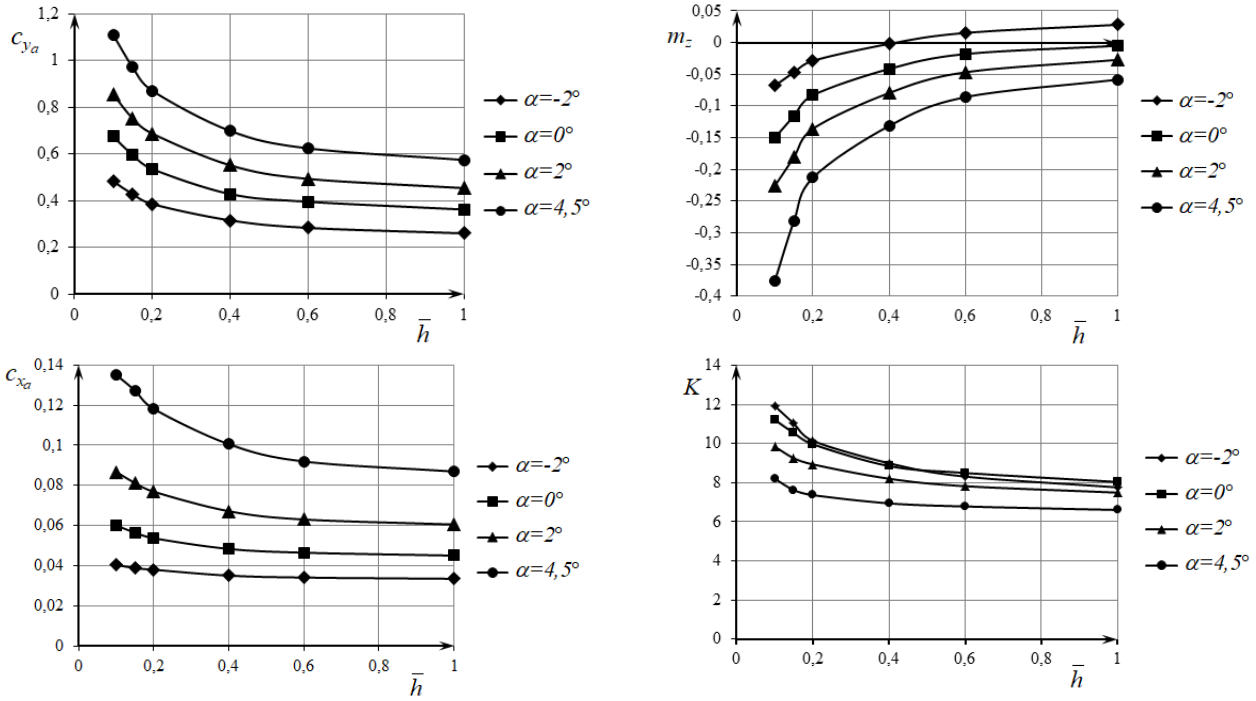


Рисунок 8 – Аэродинамические характеристики компоновки экраноплана схемы «тандем»

Значительное влияние на несущие свойства экраноплана оказывает отклонение управляющих поверхностей (УП) в качестве закрылков на обеих несущих поверхностях компоновки. Как показывают результаты исследований (рисунок 9), отклонение вниз управляющей поверхности УП-2 на заднем крыле вносит существенный вклад в увеличение коэффициента подъемной силы аппарата. Поля давлений, представленные на рисунке 10, отчетливо демонстрируют особый вклад заднего крыла в высокие несущие свойства компоновки. Однако использование управляющей поверхности УП-1 на переднем крыле исследуемой компоновки экраноплана даже при отклонении на значительные углы практически не влияет на исследуемые характеристики, что ставит под вопрос целесообразность использования этой управляющей поверхности в качестве закрылка.

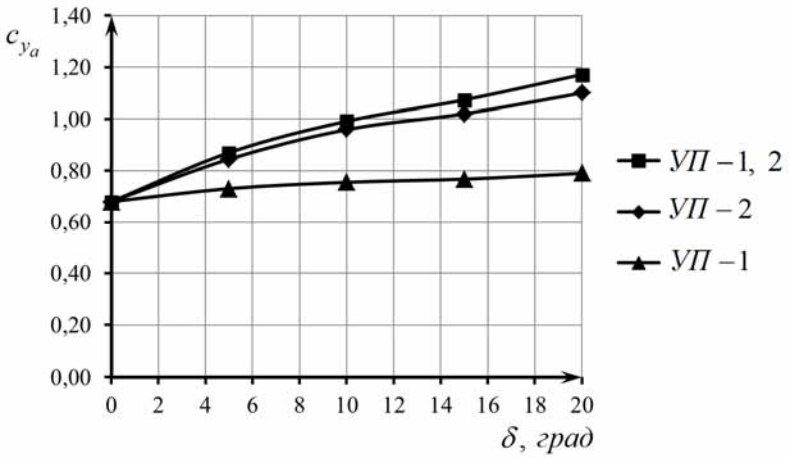
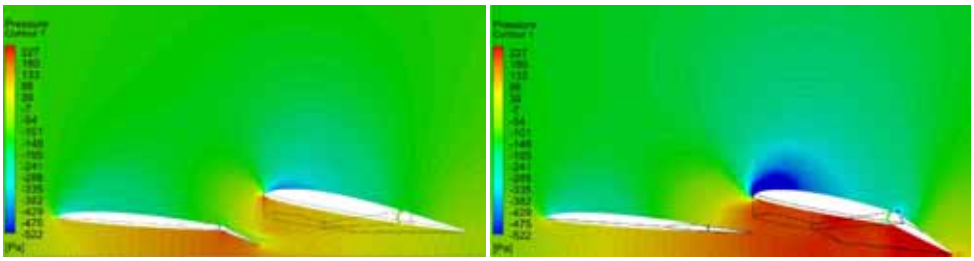


Рисунок 9 – Зависимость коэффициента подъемной силы экраноплана c_{y_a} от углов отклонения управляющих поверхностей на переднем (УП – 1) и на заднем крыле (УП – 2)



а) б)

в)

Рисунок 10 – Поля давлений в корневом сечении экраноплана при различных вариантах отклонения управляющих поверхностей:
а – УП-1; б – УП-2; в – УП-1, 2

Проведен ряд исследований по оценке эффективности продольного и поперечного управления экранопланом по силам и моментам с помощью аэродинамических органов управления УП-1 и УП-2, установленных на крыльях исходной компоновки экраноплана схемы «тандем». Отклонение управляющих поверхностей задней кромкой вниз обозначается со знаком «–».

При углах атаки до $\alpha \le 20°$ и отклонении УП-2 на угол $\delta_2 = -15°$ происходит увеличение c_{y_a} (рисунок 11), а значение коэффициента m_z значительно больше по модулю по сравнению со случаем, когда управляющие поверхности находятся в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на угол $\delta_1 = -15°$ величина c_{y_a} практически совпадает со значением в нейтральном

положении при всех углах атаки, а коэффициент m_z является отрицательным и с увеличением угла атаки увеличивается по модулю.

При одновременном отклонении всех управляющих поверхностей задней кромкой вверх на угол равный $\delta_1,\delta_2 = 15°$ значения c_{y_a} и m_z значительно меньше, чем в нейтральном положении, а при отклонении задней кромкой вниз на угол равный $\delta_1,\delta_2 = -15°$ значения c_{y_a} и m_z немного больше, чем в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на угол $\delta_1 = -20°$ и УП-2 на угол $\delta_2 = -15°$ коэффициент c_{y_a} практически совпадает по величине c_{y_a}, полученным при отклонении УП-2 на угол $\delta_2 = -15°$, а коэффициент m_z превышает эти значения при указанных условиях. При отклонении УП-1 на угол $\delta_1 = -20°$ и УП-2 на угол $\delta_2 = 15°$ величины c_{y_a} и m_z значительно меньше, чем в нейтральном положении.

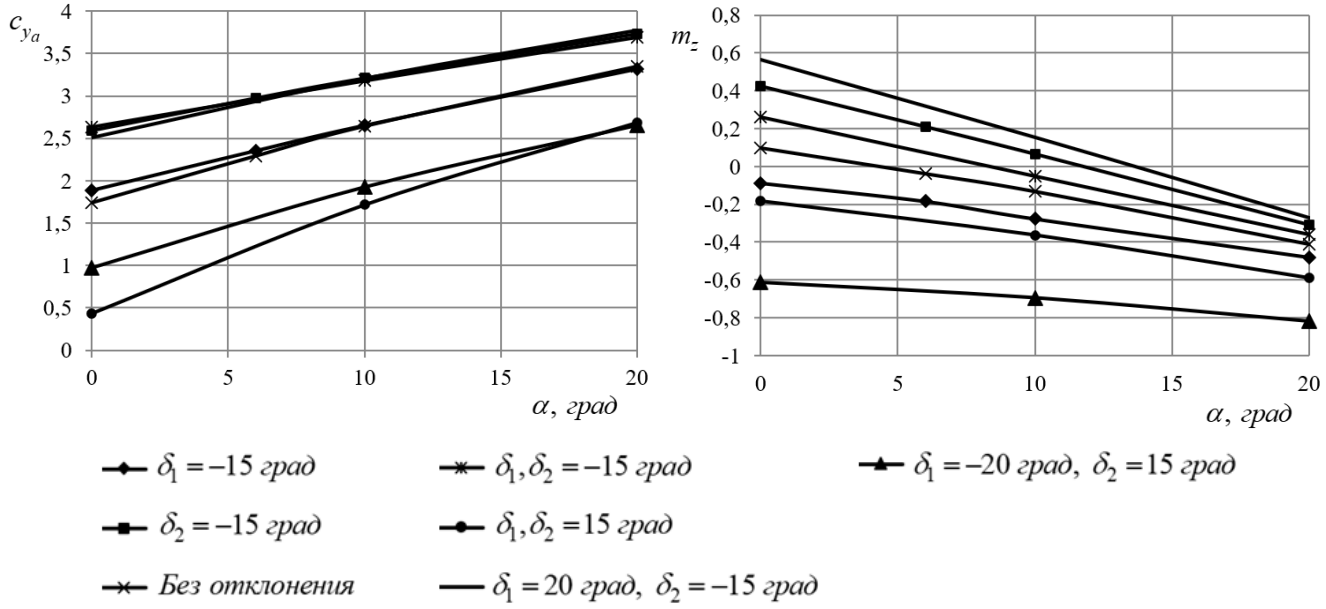


Рисунок 11 – Зависимость коэффициентов подъемной силы c_{y_a} и момента m_z тангажа от угла атаки компоновки экраноплана α при различных вариантах отклонения управляющих поверхностей

Влияние расположения несущих поверхностей относительно друг друга на аэродинамические характеристики

Вычислительный эксперимент предполагал изменение следующих параметров компоновки:

– расположение заднего крыла по оси Y связанной системы координат (совместно со стабилизатором);

– расположение переднего крыла по оси X связанной системы координат.

Для численного моделирования использовалась исходная несущая система компоновки экраноплана, содержащая два крыла и стабилизатор.

Расчет экраноплана осуществлялся при относительном отстоянии от экрана $\overline{h} = 0,1$, а также с углом атаки $\alpha = 0$ *град*. Перемещение заднего крыла (рисунок 12) по оси Y вверх выполнялось на несколько относительных расстояний: $\overline{y}_{M_1} = \frac{y_{M_1}}{b_a} = 0,087$ и $\overline{y}_{M_2} = \frac{y_{M_2}}{b_a} = 0,174$, где b_a – хорда заднего крыла. Вынос переднего крыла по горизонтали осуществлялся на относительные расстояния: $\overline{x}_{L_1} = \frac{x_{L_1}}{b_a} = 0,37$ и $\overline{x}_{L_2} = \frac{x_{L_2}}{b_a} = 0,74$. Перемещение стабилизатора по оси Y осуществлялось совместно с задним крылом. Углы установки переднего и заднего крыльев не изменялись. Величина коэффициента момента тангажа определялась относительно точки O.

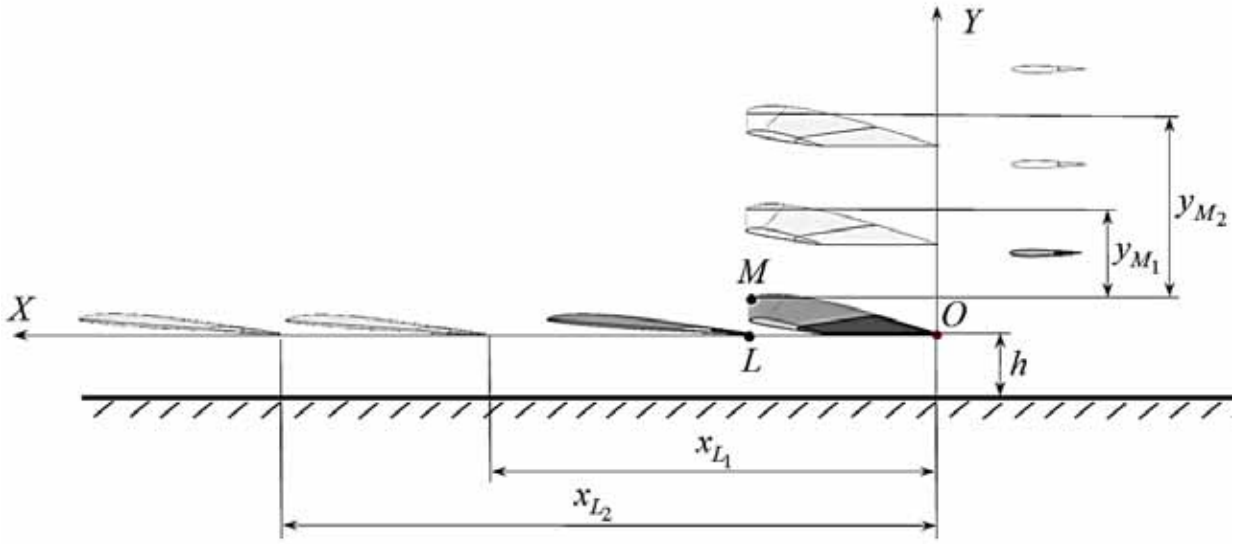


Рисунок 12 – Схема изменения геометрических параметров несущей системы экраноплана

На рисунке 13 представлены аэродинамические характеристики несущей системы экраноплана при различных положениях крыльев. Видно, что с увеличением высоты установки заднего крыла (параметра $\overline{y}_M$) относительно первоначального положения снижается подъемная сила и возрастает сопротивление экраноплана. Так, например, при относительном расстоянии заднего крыла $\overline{y}_M = 0,174$ наблюдается снижение коэффициента подъемной силы c_{y_a} на 22 %, коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} на 15 %, а также аэродинамического качества K несущей системы на 7 %. Ухудшение данных характеристик большей степенью обусловлено уводом несущей поверхности из зоны положительного влияния экрана. Подъем заднего крыла приводит также к снижению коэффициента момента тангажа m_z в диапазоне 9–12 %. Вынос переднего крыла вперед (изменение параметра x_L) оказывает незначительное влияние на коэффициенты c_{x_a}, c_{y_a} и аэродинамическое качество K. Однако изменение коэффициента момента тангажа m_z происходит в больших пределах (10–18 %).

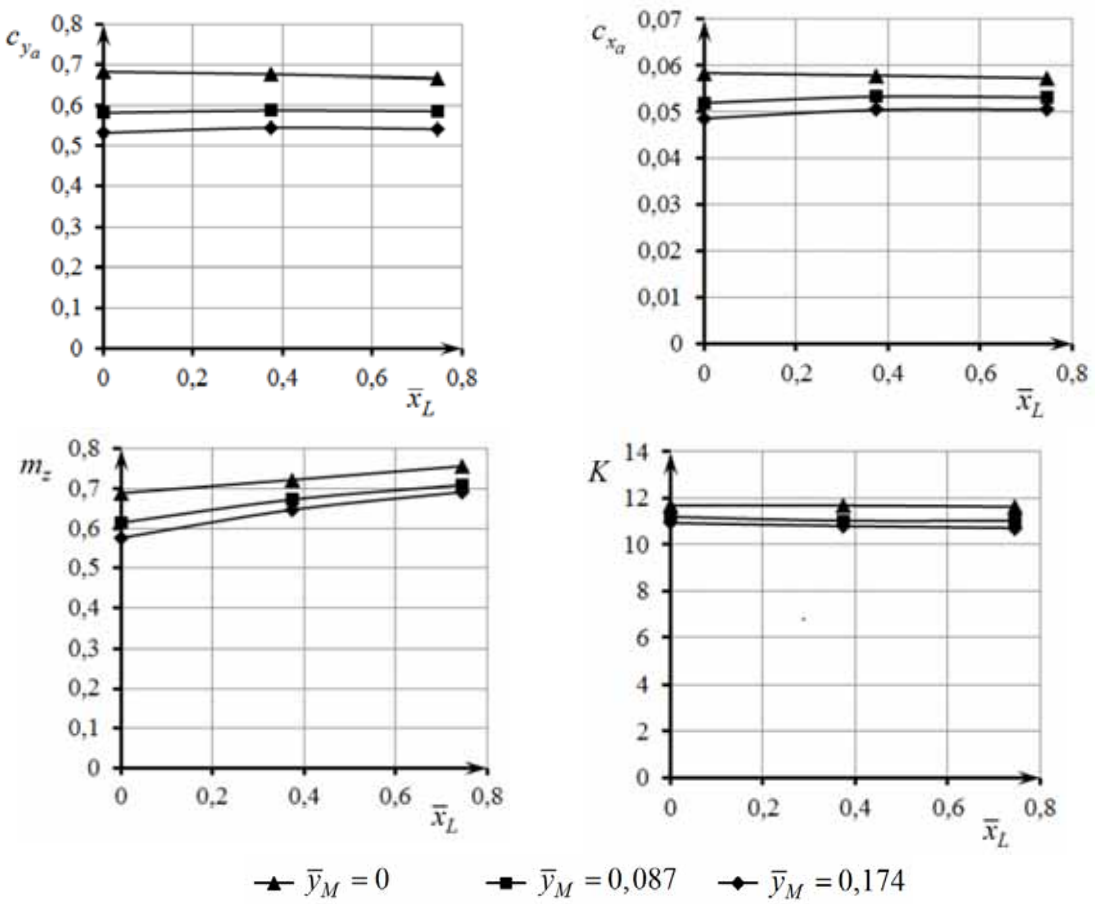


Рисунок 13 – Аэродинамические характеристики несущей системы при различных положениях крыльев относительно друг друга: $\overline{y}_M$ – относительное расстояние при увеличении высоты заднего крыла, x_L – относительное расстояние при смещении переднего крыла

Таким образом, увеличение высоты установки заднего крыла (совместно со стабилизатором) относительно переднего крыла влечет за собой уменьшение несущих свойств и потерю аэродинамического качества экраноплана. Так, например, при увеличении высоты заднего крыла на относительное расстояние $\overline{y}_M = \dfrac{y_M}{b_a} = 0{,}174$ наблюдается снижение коэффициента подъемной силы c_{y_a} на 22 %, коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} на 15 %, аэродинамического качества K на 7 % и величины момента тангажа m_z на 12 %. Однако, стоит отметить, что более высокое расположение заднего крыла позволяет свободно отклонять на нем управляющие поверхности в режиме закрылков на малых высотах полета, не касаясь водной поверхности.

Увеличение расстояния между крыльями не приводит к существенным изменениям аэродинамических характеристик, однако при этом значительно меняется картина полей давления на крыльях. Вынос переднего крыла вперед относительно базового положения приводит к падению давления под обоими крыльями и к одновременному увеличению разряжения на их верхних поверхностях. При этом подъемная сила и сила сопротивления изменяются

незначительно (до 4 %), аэродинамическое качество остается постоянным, а величина момента тангажа m_z заметно возрастает (15…20 %), что потребует существенной корректировки положения центра масс экраноплана.

Влияние на аэродинамические характеристики экраноплана концевых шайб и винглетов

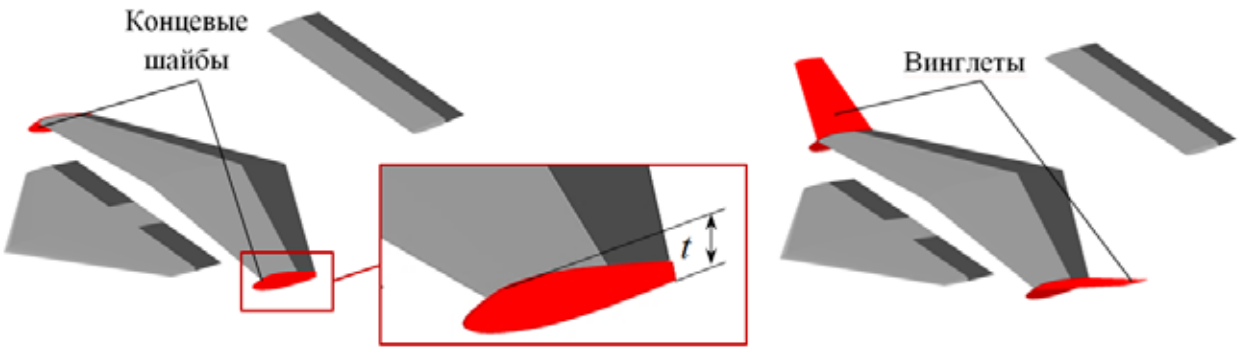
Выполнена серия вычислительных экспериментов по оценке влияния на аэродинамические характеристики экраноплана концевых шайб, а также их сочетания с винглетами (рисунок 14). С учетом результатов предыдущего исследования по влиянию расположения несущих поверхностей относительно друг друга установка дополнительных элементов производилась на исходную несущую систему компоновки экраноплана с параметрами $\overline{y}_M = 0$, $x_L = 0$. Винглеты являются продолжением вдоль размаха заднего крыла. Их форма – трапециевидная, со стреловидностью по передней и задней кромке. Установка этих поверхностей выполнена с относительно большим положительным углом «V» крыла, что позволяет маневрировать экраноплану вблизи экрана со значительными углами крена. Угол установки винглетов совпадает с углом установки заднего крыла $\varphi_{винг} = \varphi_2$. Концевые шайбы выполнены плоскими и встроены в основание винглетов под прямым углом к горизонтальной плоскости. Расчетный угол атаки в исследовании не изменялся и составлял $\alpha = 0°$. Относительное отстояние от экрана варьировалось в диапазоне $\overline{h} = 0,1...1$. Углы установки переднего и заднего крыльев составляли $\varphi_1 = 4°$ и $\varphi_2 = 10°$.

В компоновку вносились следующие изменения:

– установка концевых шайб на законцовках заднего крыла;

– установка винглетов на законцовках заднего крыла (совместно с концевыми шайбами);

– увеличение высоты концевых шайб (параметр *t*) на 25 %.



(а) (б)

Рисунок 14 – Несущая система экраноплана схемы «тандем»:
а – с концевыми шайбами, б – с концевыми шайбами и винглетами

Результаты, представленные на рисунке 15, показывают, что в диапазоне относительных отстояний $\overline{h} = 0,1...1$ установка концевых шайб на несущей

системе в целом улучшает ее аэродинамические характеристики. При этом прирост коэффициента подъемной силы c_{y_a} на всех исследуемых высотах полета составляет 5 %, а коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} – 3 %. Коэффициент момента тангажа m_z, определяемый относительно задней кромки (точки *O*), также возрастает до 5 %. Прирост аэродинамического качества K за счет установки концевых шайб составляет 7 %.

Установка на компоновке винглетов совместно с концевыми шайбами позволяет существенно повысить несущие свойства экраноплана. Прирост коэффициента подъемной силы c_{y_a} при малых отстояниях от экрана $\overline{h} \le 0,2$ составляет 25…30 %, а при больших отстояниях $\overline{h} > 0,2$ – до 40 %. Наименьший прирост коэффициента лобового сопротивления c_{x_a} наблюдается на отстоянии $\overline{h} = 0,1$ и составляет 10 %. Прирост значений коэффициента момента тангажа находится в том же диапазоне, что и прирост коэффициента c_{y_a}. Аэродинамическое качество за счет установки винглетов совместно с концевыми шайбами при малых отстояниях $\overline{h} \le 0,2$ возрастает на 18…22 %, а на отстояниях $\overline{h} > 0,2$ увеличение достигает 27 %.

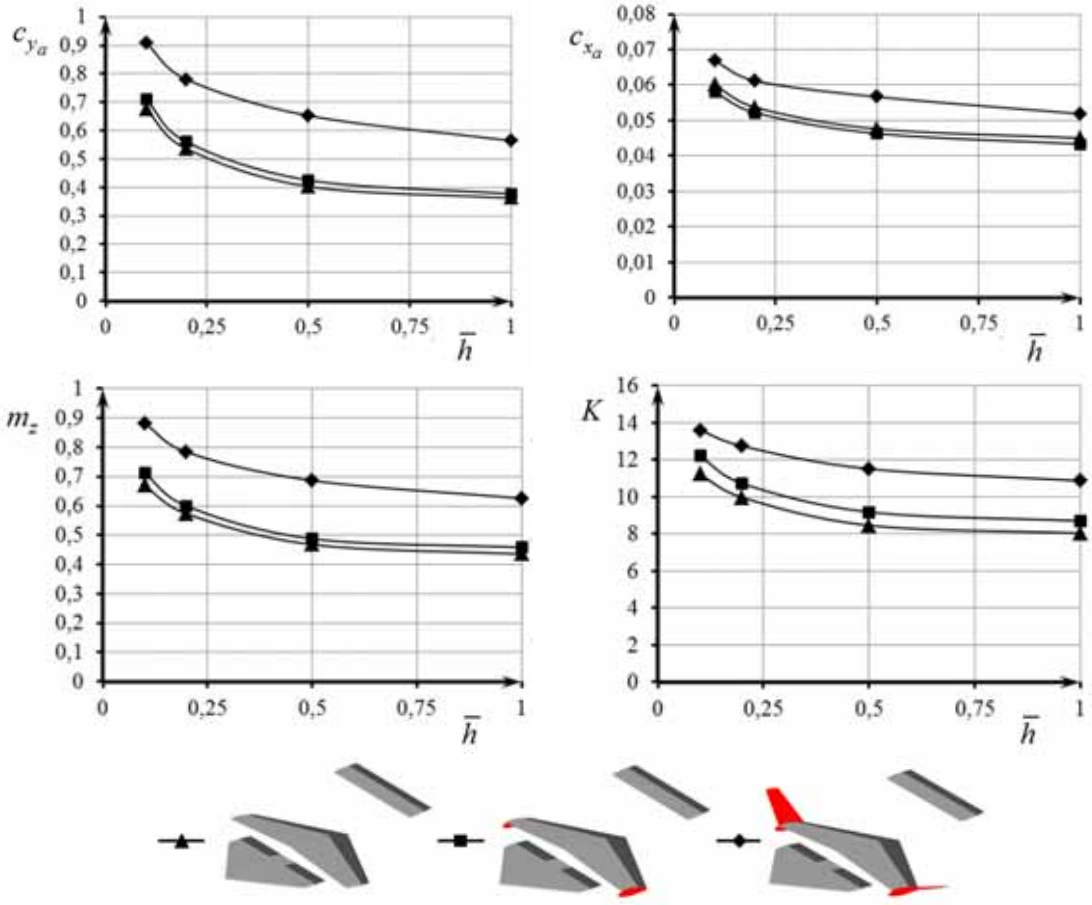


Рисунок 15 – Аэродинамические характеристики несущей системы экраноплана при установке концевых шайб и винглетов

Сходящие вихревые жгуты с законцовок переднего крыла приводят к увеличению местных углов атаки концевых сечений заднего крыла, вследствие

чего на его верхних поверхностях возникают срывные течения (рисунок 16). При этом картина обтекания заметно отличается при различных отстояниях от экрана. С увеличением высоты полета срывные течения существенно ослабевают (рисунок 17).

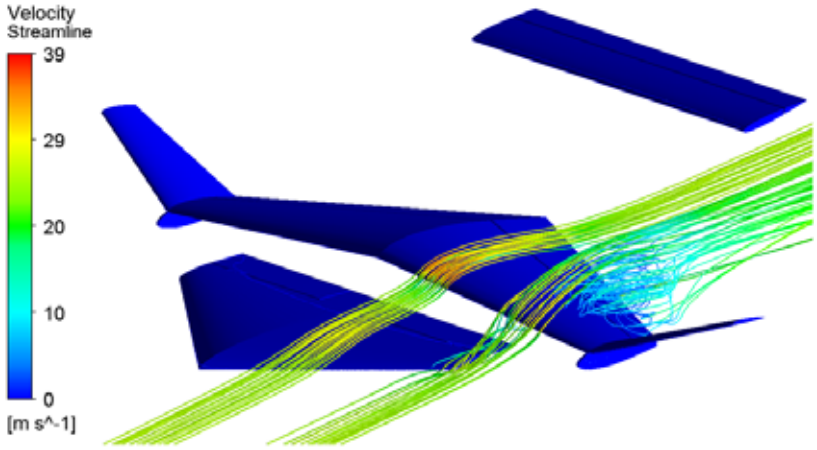


Рисунок 16 – Линии тока несущей системы экраноплана с концевыми шайбами и винглетами вблизи экрана

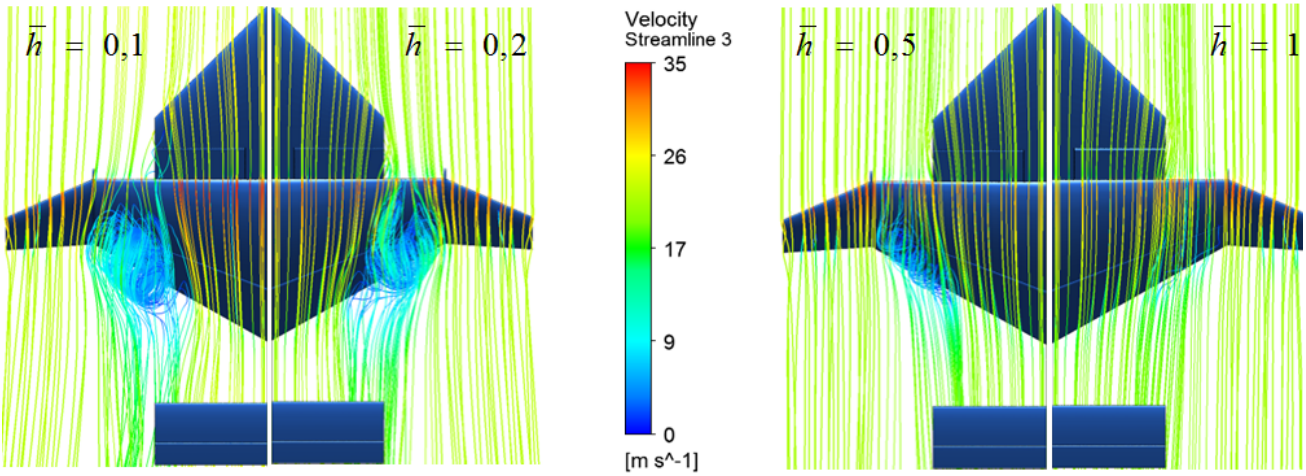


Рисунок 17 – Линии тока несущей системы экраноплана на виде сверху при различных отстояниях от экрана $\bar{h}$

Таким образом, установка концевых шайб на законцовках заднего крыла позволяет повысить коэффициент подъемной силы c_{y_a} и приводит к увеличению коэффициента силы лобового сопротивления c_{x_a} экраноплана соответственно на 5 % и 3 %, аэродинамическое качество увеличивается на 7 %. Величины этих приращений при различных отстояниях от экрана остаются практически неизменными. Увеличение высоты концевой шайбы t на 25 % не приводит к существенным изменениям аэродинамических характеристик. Установка на экраноплане винглетов совместно с концевыми шайбами на высотах экранного полета $\bar{h} \le 0,2$ позволяет повысить коэффициент подъемной

силы c_{y_a} на 25…30 %, коэффициент силы лобового сопротивления c_{x_a} увеличивается на 10…18 % , аэродинамическое качество увеличивается на 18…22 %.

Влияние на аэродинамические характеристики экраноплана углов установки несущих поверхностей (крыльев)

Близкое расположение несущих поверхностей друг к другу приводит к их взаимной интерференции, которая выражается в основном в виде скоса потока за передним крылом, поэтому целесообразно вначале рассмотреть влияние угла установки только переднего крыла. Изменение угла установки заднего крыла предпочтительней производить в составе всех элементов компоновки. Для исследования использовалась исходная несущая система компоновки, оснащенная концевыми шайбами и винглетами. Для вычислительного эксперимента выбраны следующие параметры полета: $\overline{h} = 0,1$, $\alpha = 0°$. Поворот переднего крыла осуществлялся вокруг задней кромки (точка *L*) на угол φ_1. Заднее крыло поворачивалось относительно передней кромки (точка *M*) на угол φ_2.

Исследование только переднего крыла отдельно от всей несущей системы (рисунок 18) показало, что максимальное аэродинамическое качество на этом крыле достигается при углах установки $\varphi_1 = 3°...4°$. Для достижения одновременно высоких несущих свойств и приемлемого аэродинамического качества в дальнейших расчетах на экраноплане предлагается выбрать угол установки переднего крыла $\varphi_1 = 4°$.

Изменение угла установки заднего крыла в составе несущей системы экраноплана с концевыми шайбами и винглетами оказывает значительное влияние на аэродинамические характеристики экраноплана (рисунок 19). Так, при увеличении угла установки заднего крыла с $\varphi_2 = 4°$ до $\varphi_2 = 10°$ резко возрастает (в 1,5 раза) коэффициент подъемной силы c_{y_a}, а также коэффициент сопротивления c_{x_a} – в 1,6 раза. За счет нелинейного характера изменения сопротивления аэродинамическое качество стремится к максимальному значению при угле установки заднего крыла $\varphi_2 = 6°$.

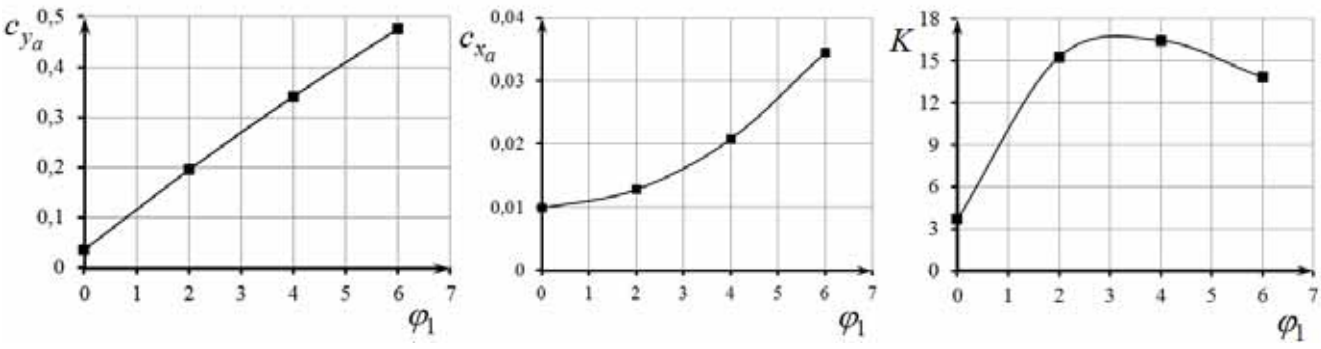


Рисунок 18 – Аэродинамические характеристики переднего крыла отдельно от несущей системы экраноплана при различных углах установки φ_1

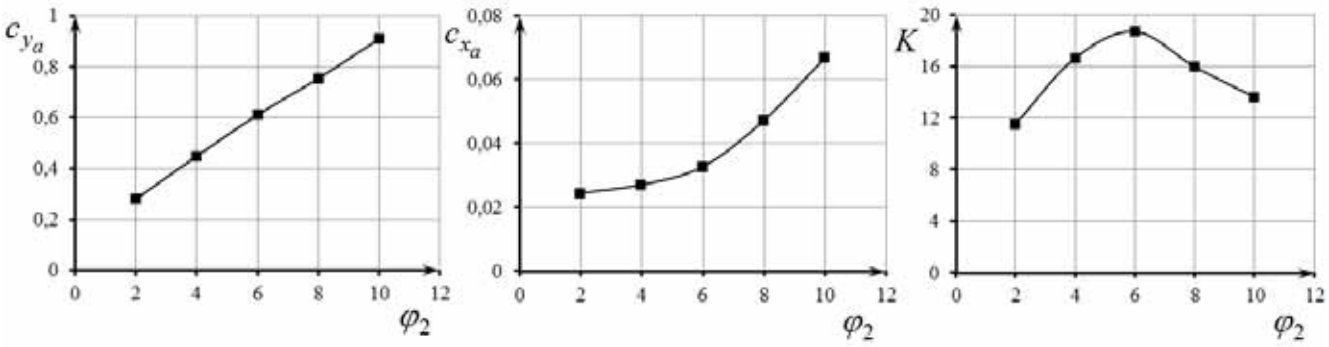


Рисунок 19 – Аэродинамические характеристики несущей системы экраноплана с концевыми шайбами и винглетами при различных углах установки заднего крыла φ_2 (угол установки переднего крыла $\varphi_1 = 4°$)

Как показывают линии тока (рисунок 20), за счет сходящих в районе законцовок переднего крыла вихревых жгутов на верхних поверхностях законцовок заднего крыла при углах установки $\varphi_2 = 8°$ и $\varphi_2 = 10°$ возникают срывные течения. На меньших углах установки заднего крыла отрывов потока не наблюдается.

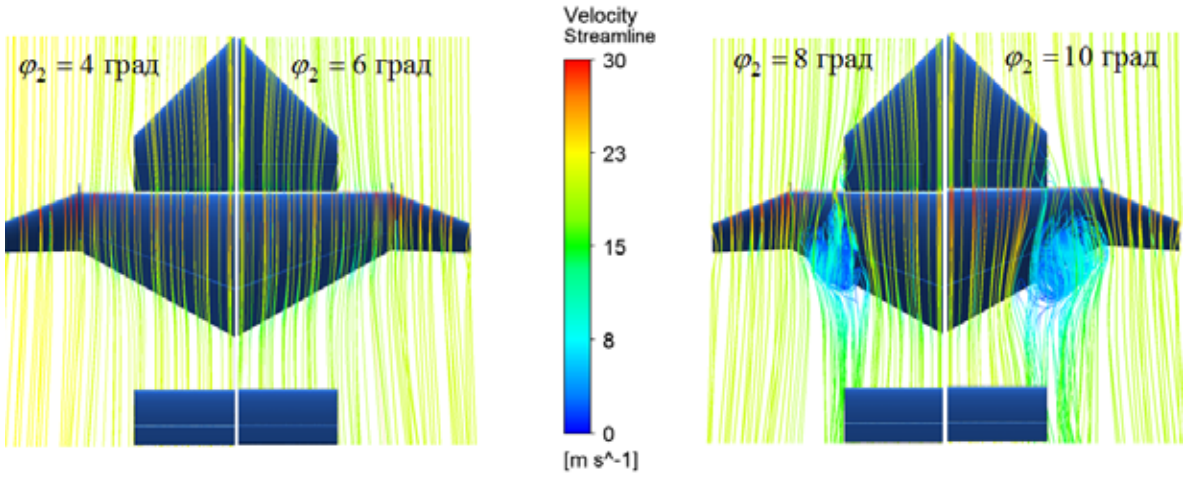


Рисунок 20 – Линии тока несущей системы экраноплана на виде сверху при различных углах установки заднего крыла φ_2

Таким образом, изменение в исследуемом диапазоне углов установки переднего и заднего крыла экраноплана показало, что наиболее высокими аэродинамическими характеристиками обладает экраноплан с углами установки переднего крыла $\varphi_1 = 4°$ и заднего крыла $\varphi_2 = 6°$.

Заключение

Результаты настоящей работы по оценке влияния параметров компоновки экраноплана схемы «тандем» на его аэродинамические характеристики позволяют сделать следующие выводы:

1) Увеличение высоты расположения заднего крыла (совместно со стабилизатором) относительно переднего крыла влечет за собой уменьшение несущих свойств и потерю аэродинамического качества экраноплана. Так,

например, при увеличении высоты заднего крыла на относительное расстояние $\overline{y}_M = \frac{y_M}{b_a} = 0{,}174$ наблюдается снижение коэффициента подъемной силы c_{y_a} на 22 %, коэффициента сопротивления c_{x_a} на 15 %, аэродинамического качества K на 7 % и величины момента тангажа m_z на 12 %. Однако стоит отметить, что более высокое расположение заднего крыла позволяет свободно отклонять на нем управляющие поверхностей в режиме закрылков на малых высотах полета, не касаясь водной поверхности. Увеличение расстояния между крыльями не приводит к существенным изменениям аэродинамических характеристик, однако при этом значительно меняется картина полей давления на крыльях. Вынос переднего крыла вперед относительно базового положения приводит к падению давления под обоими крыльями и к одновременному увеличению разряжения на их верхних поверхностях. При этом подъемная сила и сила сопротивления изменяются незначительно (до 4 %), аэродинамическое качество остается постоянным, а величина момента тангажа заметно возрастает (15–20 %), что потребует существенной корректировки положения центра масс экраноплана.

2) Установка концевых шайб на законцовках заднего крыла позволяют повысить подъемную силу и силу сопротивления экраноплана соответственно на 5 % и 3 %, а аэродинамическое качество на 7 %. Величины этих приращений при различных отстояниях от экрана остаются неизменными. Увеличение высоты концевой шайбы t на 25 % не приводит к существенным изменениям аэродинамических характеристик. Установка на экраноплане винглетов совместно с концевыми шайбами на высотах экранного полета $\overline{h} \le 0{,}2$ позволяет повысить подъемную силу на 25-30 %, силу сопротивления на 10-18 % и аэродинамического качества на 18-22 %.

На высотах полета экраноплана меньше хорды его заднего крыла b_a, как показывают линии тока (рисунки 16, 17), возникают индуцированные вихревые течения, сходящие с законцовок переднего крыла. В свою очередь, такие вихревые течения приводят к увеличению углов атаки законцовок заднего крыла и, как следствие, к возникновению срывных явлений. По мере приближения к экрану интенсивность вихревого потока, сходящего с переднего крыла, возрастает и приводит к усилению срывных явлений на заднем крыле.

3) Изменение в исследуемом диапазоне углов установки переднего и заднего крыла экраноплана показало, что наиболее высокими аэродинамическими характеристиками обладает экраноплан с углами установки переднего крыла $\varphi_1 = 4\ град$ и заднего крыла $\varphi_2 = 6\ град$.

Библиографический список

Акулов О. В. Спектры обтекания специальных объектов: отчет о НИР / *О. В. Акулов, А. М. Горяинов, А. Е. Заволженский, С. М. Кривель*. Иркутск: ИВВАИУ, 2005. 90 с.

Антипин, М. И. Выбор аэрогидродинамической компоновки экраноплана на этапе проектирования в контексте исторического развития малого экранопланастроения / *М. И. Антипин, Л. Г. Малышевская* // Modern Science. 2020. № 6-2. С. 191-206.

Блохин В. Н. Применение методов вычислительного эксперимента для определения аэродинамических характеристик экраноплана на крейсерском режиме движения / *В. Н. Блохин, В. М. Прохоров, П. С. Кальясов, А. К. Якимов, А. В. Туманин, В. В. Шабаров* // Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского. 2012. № 3. С. 147-154.

Вшивков Ю. Ф. Несущая система экраноплана схемы «тандем» и ее аэродинамические характеристики / *Ю. Ф. Вшивков, Е. А. Галушко, С. М. Кривель* // Вестник Иркутского государственного технического университета. 2018. Т. 22. № 2(133). С. 191-206.

Гусев И. Н. О выборе переднего горизонтального оперения аппарата аэродинамической схемы «утка» / *И. Н. Гусев, А. В. Афанасьев* // Асимптотические методы в теории систем. Иркутск: ИрВЦ. 1991. С. 56-67.

Кривель С. М. Исследование аэродинамических характеристик экраноплана с щелевым передним горизонтальным оперением: отчет о НИР / С. *М. Кривель, А. М. Горяинов, А. Е. Заволженский А.Е., Лещенко А.В.* Иркутск: ИВАИИ, 2003. 187 С.

Попов К. Б. Авторское свидетельство №1316170 / СССР /. Самостабилизированный экраноплан по схеме "утка". Иркутский политехнический институт: авт. изобр. К. Б. Попов, И. Н. Гусев, А. В. Афанасьев и др. Заявл. 17.07.85 №3928768/40-23.

Попов К. Б. Экспериментальный летательный аппарата на динамической воздушной подушке / *К. Б. Попов, И. Н. Гусев, А. В. Афанасьев и др.* // Вопросы создания транспорта для Сибирского Севера. Иркутск: ИрВЦ, 1988. С. 45-46.

Сакорнсин Р. Оптимизация аэродинамического облика крыла гидросамолета с поплавком на конце / *Р. Сакорнсин, С. А. Попов* // Электронный журнал «Труды МАИ». 2012. № 57. URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=31133 (дата обращения 30.10.2022).

Тарасов А. Л. Исследование аэродинамических характеристик профиля крыла вблизи поверхности земли с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 216. С. 135-140.

Afshar H. A. A study of winglet and aerodynamic interferences in 3-d viscous flow around a flying-boat in ground effect / H. A. Afshar, M. M. Alishahi // Journal of applied sciences. 2009. № 20. pp. 3752-3757.

Dakhrabadi M. T. Influence of main and outer wings on aerodynamic characteristics of compound wing-in-ground effect / M. T. Dakhrabadi, M. S. Seif // Aerospace science and technology. 2016. № 55. pp. 177-188.

Juhee L. Influence of wing configurations on aerodynamic characteristics of wings in ground effect / L. Juhee, H. Chang-suk, B. Chang-Hwan // Journal of aircraft. 2010. № 3. pp. 1030-1040.

Park K. Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect / K. Park, J. Lee // Journal of Mechanical Science and Technology. 2008. №22. pp. 2578-2589.

Tofa M. M. Experimental investigation of a wing-in-ground effect craft / M. M. Tofa, A. Maimun Y. M. Ahmed, S. Jamei, A. Priyanto, Rahimuddin // The Scientific World Journal. Volume 2014. Article ID: 489308. [Electronic resource]. URL: https://doi.org/10.1155/2014/489308 (дата обращения 21.11.2022).

Wei Y. Aerodynamic investigation on tiltable endplate for WIG craft / Y. Wei, Y. Zhigang // Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal. 2012. № 1. pp. 4–12.

Yang Z. Analysis of two configurations for a commercial WIG craft based on CFD / *Z. Yang, W. Yang, Y. Li* // 27th AIAA applied aerodynamics conference [Electronic resource]. 2009. URL: https://www.academia.edu/461506/Analysis_of_Two_Configurations_for_a_Commercial_WIG_Craft_based_on_CFD (дата обращения 30.10.2021).

Yuksel E. An investigation on aircraft wing in ground effect // Qukurova 3rd international scientific research congress [Electronic resource]. 2019. URL: https://www.researchgate.net/publication/336011901%20%20%20 (дата обращения: 30.05.2022).

References

Akulov, O.V., Goryainov, A.M., Zavolzhensky, A.E., Krivel, S.M. (2005). Flow spectra of special objects: research report. Irkutsk: Irkutsk Higher Military Aviation Engineering School. 90 p. [In Russian]

Antipin, M. I., Malyshevskaya L. G. (2020). The choice of the aerohydrodynamic layout of an ekranoplane at the design stage in the context of the historical development of small ekranoplanostroenie. *Modern Science*. 6-2: 191-206.

Blokhin, V.N., Prokhorov, V.M., Kalyasov, P.S., Yakimov, A.K., Tumanin, A.V., Shabarov, V.V. (2012). Application of computational experiment methods to determine the aerodynamic characteristics of an ekranoplane in cruising model. *Bulletin of the Nizhny Novgorod University named after N.I. Lobachevsky*. 3: 147-154. [In Russian]

Vshivkov, Yu. F. Galushko, E.A., Krivel, S.M. (2018). The carrier system of the ekranoplane of the "tandem" scheme and its aerodynamic characteristics. *Bulletin of the Irkutsk State Technical University*. Vol. 22. 2(133): 191-206. [In Russian]

Gusev, I.N., Afanasyev, A.V. (1991). On the choice of the front horizontal tail of the apparatus of the aerodynamic scheme "duck". *Asymptotic methods in the theory of systems*. Irkutsk: Irkutsk Computing Center: 56-67. [In Russian]

Krivel S. M., Goryainov A. M., Zavolzhensky A. E., Leshchenko A.V. Investigation of aerodynamic characteristics of an ekranoplane with a slit front horizontal tail: a report on research. Irkutsk: Irkutsk Military Aviation Engineering Institute: 187 p. [In Russian]

Popov K.B., Gusev I.N., Afanasyev A.V. (1985). Copyright certificate No. 1Z16170 / USSR /. Self-stabilized ekranoplane according to the "duck" scheme. Irkutsk Polytechnic Institute: author of the invention. No.3928768/40-23 dated 17.07.85. [In Russian]

Popov, K.B., Gusev, I.N., Afanasyev, A.V. et al. (1988). Experimental aircraft on a dynamic air cushion. *Questions of creating transport for the Siberian North*. Irkutsk: Irkutsk Computing Center: 45-46. [In Russian]

Sakornsin, R., Popov, S.A. (2012). Optimization of the aerodynamic appearance of a seaplane wing with a float at the end. *Electronic journal "Proceedings of MAI"*. 57. URL: https://trudymai.ru/published.php?ID=31133 (accessed 10.30.2022). [In Russian]

Tarasov, A.L. (2015). Investigation of the aerodynamic characteristics of the wing profile near the earth's surface using the ANSYS FLUENT software package. *Scientific Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation*. 216: 135-140. [In Russian]

Afshar, H.A., Alishahi, M.M. (2009). A study of winglet and aerodynamic interferences in 3-d vis-cous flow around a flying-boat in ground effect. *Journal of applied sciences*. 20: 3752-3757.

Dakhrabadi, M.T., Seif, M.S. (2016). Influence of main and outer wings on aerodynamic characteris-tics of compound wing-in-ground effect. *Aerospace science and technology*: 177-188.

Juhee, L. Chang-suk, H., Chang-Hwan, B. (2010). Influence of wing configurations on aerodynamic characteristics of wings in ground effect. *Journal of aircraft*. 3: 1030-1040.

Park, K., Lee, J. (2008). Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect. *Journal of Mechanical Science and Technology. 22*: 2578-2589.

Tofa M. M., Maimun A., Ahmed Y. M., Jamei S.., Priyanto A. Experimental investigation of a wing-in-ground effect craft. The Scientific World Journal. Volume 2014. Article ID: 489308. [Electronic resource]. URL: https://doi.org/10.1155/2014/489308 (accessed: 21.11.2022).

Wei, Y., Zhigang, Y. (2012). Aerodynamic investigation on tiltable endplate for WIG craft. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal*. 1: 4-12.

Yang, Z., Yang, W., Li, Y. (2009). Analysis of two configurations for a commercial WIG craft based on CFD. 27th AIAA applied aerodynamics conference. URL:

https://www.academia.edu/461506/Analysis_of_Two_Configurations_for_a_Commercial_WIG_Craft_based_on_CFD (accessed 10.30.2021).
Yuksel, E. (2019). Ap investigation on aircraft wing in ground effect. *Qukurova 3rd international scientific research congress*. URL: https://www.researchgate.net/publication/336011901%20%20%20 (accessed: 30.05.2022).