

Проектирование и конструкция судовDOI: <http://www.dx.doi.org/10.24866/2227-6858/2021-1-2>

УДК: 629.576, 629.7.022.6

Е.А. Галушко, С.М. Кривель

ГАЛУШКО ЕГОР АЛЕКСАНДРОВИЧ – аспирант, SPIN: 9701-6290, photon_91@mail.ru
КРИВЕЛЬ СЕРГЕЙ МИХАЙЛОВИЧ – к.т.н., доцент (автор, ответственный за переписку),
SPIN: 7280-3982, ORCID: 0000-0003-0569-4796, krivel66@mail.ru
Иркутский государственный университет
Иркутск, Россия

Оценка аэродинамических и летно-технических характеристик экраноплана с учетом поддува струи от воздушного винта

Аннотация: Представлены основные результаты исследования (с использованием CFD-технологий и упрощенной авторской методики) аэродинамических характеристик экраноплана схемы «тандем» с учетом поддува и влияния струи от движителя – воздушного винта. Вычислительный эксперимент проводился в программе ANSYS. Его условия предусматривали изменение кинематических параметров полета и положения экраноплана относительно экрана, скорости и угла выдува струи, углов отклонения рулевых поверхностей и элементов механизации. Анализ результатов позволяет сделать выводы об эффективности применения поддува к данной компоновочной схеме экраноплана, а также выявить основные особенности изменения ее аэродинамических характеристик при различных параметрах струи, конфигурации и положения экраноплана относительно экрана. Также рассмотрены некоторые особенности летно-технических характеристик экраноплана с учетом влияния струй от воздушного винта. Результаты работы могут быть использованы при проектировании экранопланов.

Ключевые слова: экраноплан, аэродинамика экраноплана, аэродинамический поддув, динамическая воздушная подушка

Введение

Разработка и проектирование экранопланов включает оценку влияния на их характеристики большого числа факторов. Один из существенных факторов, влияющих на аэродинамические и, следовательно, на летно-технические характеристики экраноплана, – поддув от струй воздушных винтов или от газовых струй реактивных двигателей.

Исследования, связанные с вопросами конструкции систем поддува, влияния параметров струй на характеристики поддува, а также прикладные расчетные методики отражены в [7, 10]. Особый интерес представляют относительно недавние исследования по оценке аэродинамических характеристик экранопланов с учетом воздействия струй как от реактивного движителя [16, 17], так и от воздушного винта [13, 14]. В этих работах результаты исследований приводятся в ограниченном спектре изменения параметров струй и их выдува, что не позволяет получить достаточно полное представление о влиянии поддува на аэродинамику экраноплана. К тому же среди таких работ отсутствуют исследования влияния широкого диапазона значений угла выдува струй, а также влияния отклонения рулевых поверхностей и механизации крыльев с учетом воздействия струй. Стоит также отметить отсутствие работ, посвященных оценке влияния струй на характеристики компоновки экраноплана схемы «тандем» [2, 3].

© Галушко Е.А., Кривель С.М., 2021

Статья: поступила: 25.02.2021; рецензия: 03.03.2021; принята: 05.03.2021; финансирование: Иркутский государственный университет.

Основная цель настоящей работы – исследование аэродинамических характеристик экраноплана с учетом влияния струй от движителя – воздушного винта. Ставится задача максимального расширения рассматриваемых параметров установки воздушных винтов и параметров струй (режимов работы двигателей силовой установки). Особое внимание в работе уделено оценке влияния на аэродинамические характеристики экраноплана изменения скорости в струе от воздушного винта и направления струи за счет как ее отклонения какими-либо элементами, так и поворота самого винта в пространстве. Соответственно, это влияние оценивается при различных кинематических параметрах движения и положениях экраноплана относительно подстилающей поверхности, углах установки рулевых поверхностей и элементов механизации.

Анализ методов моделирования струй от двигателей и воздушных винтов

Проведение экспериментальных исследований, направленных на изучение влияния струй от двигателей на летательный аппарат (ЛА), достаточно сложное и дорогостоящее мероприятие, а на начальных этапах проектирования еще и недостаточно оперативное [6, 12]. Поэтому методы математического моделирования в данном случае представляются наиболее рациональным и безальтернативным вариантом.

Большая часть методик, созданных в 1960–1980-х годах, основаны на полуэмпирических формулах, они не отражают в полной мере реальную картину происходящих аэродинамических процессов. Главным недостатком теорий того времени считается формирование моделей течений с использованием большого числа допущений. Также использование математических моделей ограничивалось вычислительной мощностью ЭВМ. В связи с этим исследователям приходилось пользоваться более простыми частными подмоделями, позволяющими в общем виде отразить сложные физические явления, возникающие в процессе эксплуатации ЛА. На основе исследований, учитывающих взаимодействия струй воздушных винтов с элементами планера, сформированы общие рекомендации по аэродинамическому проектированию компоновок самолетов, учитывающих влияние струй на различные элементы конструкции планера [8]. Разработаны численные и экспериментальные методики по оценке влияния воздушных винтов [5]. Особое место занимают методы моделирования струй воздушного винта и воздушно-реактивного двигателя на основе метода дискретных вихрей [1]. Указанные выше методики преимущественно подразумевают моделирование воздушного винта в виде «активного диска». Такая модель позволяет изучить влияние взаимной удаленности диска винта относительно передней кромки крыла, ориентацию диска, положение струи относительно крыла, ее форму.

Следует заметить, что большинство работ посвящены моделированию струи вне поверхности раздела сред. Как правило, исследования проводятся для комбинации «струя–ЛА». Моделирование струй вблизи поверхности раздела сред – довольно сложная задача. Основные причины: значительные деформации струи поверхностями ЛА и экрана, а также возможное качественное изменение аэродинамики струи при ее практически полном торможении в пространстве между ЛА и экраном в случае его «запирания» механизацией крыла и другими устройствами.

Развитие программных комплексов на основе конечно-элементного анализа и решения уравнений гидрогазодинамики позволило значительно расширить спектр как решаемых задач аэродинамики с учетом струй, так и методов математического моделирования. Основными методами решения задач со струями от воздушных винтов можно считать следующие. Первый метод является довольно сложным и затратным, так как предусматривает создание полной геометрической модели вращающегося винта и моделирование отбрасываемой им струи. Применение такого способа оправдано, когда необходимо получение наиболее точных характеристик с учетом закрутки потока за винтом [15]. Второй метод предполагает моделирование цилиндрического канала с поверхностями входа и выхода потоков определенных масс воздуха.

Такой способ заметно упрощает моделирование струи от воздушного винта (винта в кольце или воздушно-реактивного двигателя) [13, 14, 16, 17].

Моделирование аэродинамики экраноплана с учетом поддува

В данной работе мы исследуем несущую систему экраноплана схемы «тандем». Особенности аэродинамики (без учета поддува), а также исключительные качества и перспективы данной компоновки рассмотрены нами ранее в [2, 3]. При формировании моделей и параметров расчетов использовался ANSYS Fluent [11] и учитывался опыт как разработчиков программного обеспечения [12], так и исследователей в области аэродинамики (например, [9, 10]).

Модель несущей системы экраноплана, расчетная сетка которой представлена в верхней части рис. 1, имеет два крыла с управляющими поверхностями (элементами механизации) и стабилизатор с рулем высоты. Модель воздушного винта располагается над передним крылом. Расчетная область представляет собой канал прямоугольного сечения (аэродинамическая труба), нижняя поверхность которого моделируется в виде подвижного экрана («Moving wall») (рис. 1). Боковые стенки трубы также задаются подвижными. Скорость перемещения граничных поверхностей определяется скоростью полета экраноплана. На входе в расчетную область (рис. 1) задается граничное условие входа потока с заданной скоростью, а на выходе из расчетной области – свободный выход потока. На внутренней стенке канала может быть задано граничное условие, определяющее симметричность обтекания.

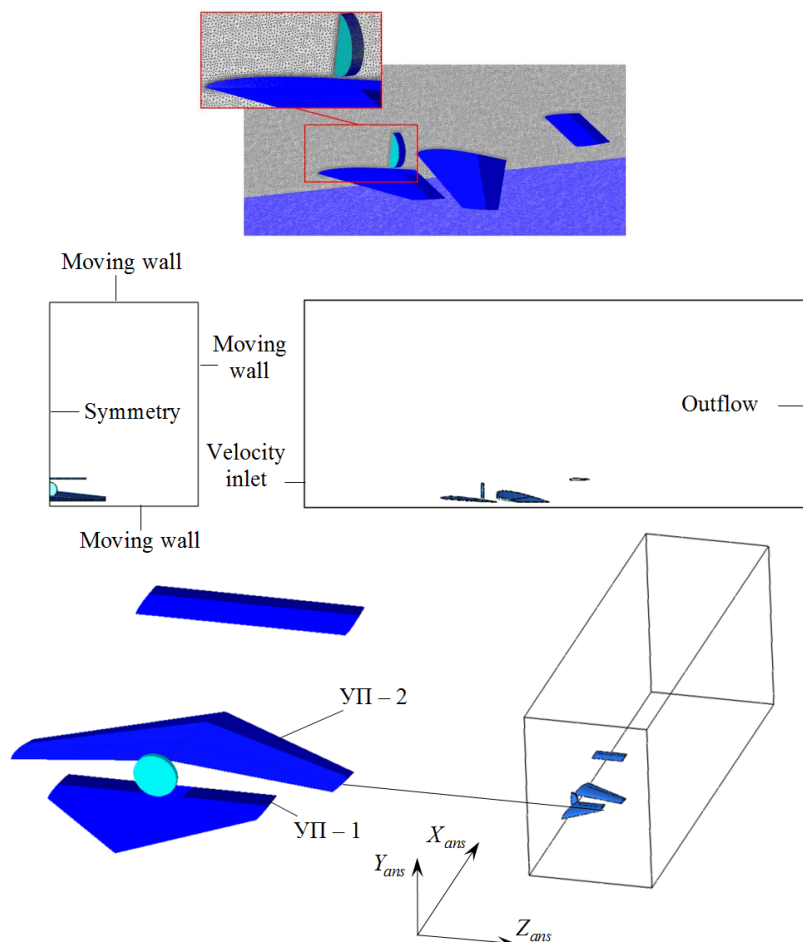
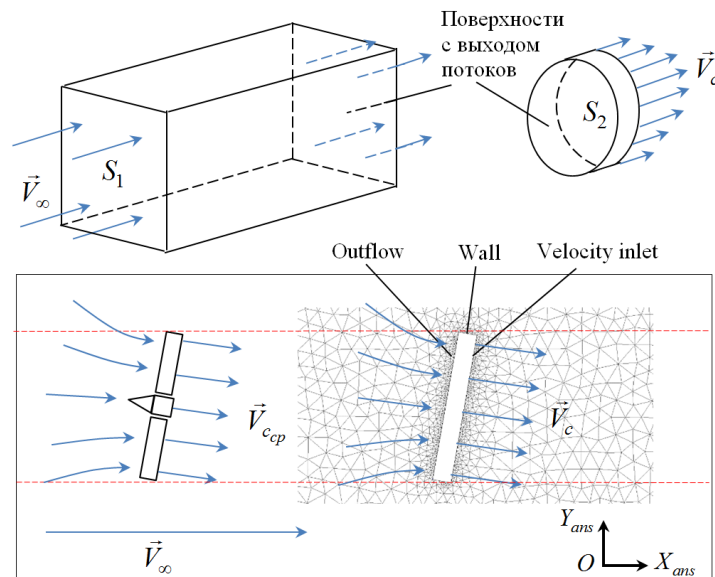


Рис. 1. Расчетная область и расчетная сетка модели экраноплана:
Moving wall – подвижная граница; **Symmetry** – поверхность, определяющая симметричность решения задачи; **Velocity inlet** – входная поверхность; **Outflow** – выходная поверхность; УП-1, УП-2 – управляющие поверхности 1 и 2 соответственно, $X_{ans} Y_{ans} Z_{ans}$ – система координат ANSYS.
Здесь и далее рисунки авторов

Были проведены методические исследования по выбору параметров сетки и моделей среды. Для большинства представленных результатов используются следующие параметры сетки и тип турбулентности. 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. Параметр Mesh Orthogonality для различных расчетных случаев не снижался ниже допустимого значения (0,3). Пропорциональность ячеек сетки, оцениваемая параметром Aspect Ratio, не превышала 100. Параметр перекошенности ячеек сетки Skewness находился в пределах 0,7, что также позволяет судить о хорошем качестве сетки. Модель турбулентности Transition SST.

Модель воздушного винта представляет собой полуку цилиндрическую поверхность (рис. 2). На входной плоскости задается граничное условие «Outflow» – выход потока из расчетной области с заданным расходом. На выходной плоскости цилиндрической поверхности задается граничное условие входа потока в расчетную область с требуемой скоростью – «Velocity inlet». Направление вектора скорости выходящей струи перпендикулярно рассматриваемой плоскости. Наружная стенка цилиндрической поверхности задается граничным условием «Wall» – непроницаемая стенка. Таким образом, внутреннее пространство модели винта представляет собой выделенный из расчетной области объем с обозначенными выше граничными условиями.



**Рис. 2. Модель работы воздушного винта:
Wall – непротекательная неподвижная поверхность;
Outflow – выходная поверхность; Velocity inlet – входная поверхность; Wall – граница**

В расчетной области находится несколько (минимум две) поверхности «Outflow» – на выходе из модели аэродинамической трубы и на входе в «плоскость вращения» винта. В этом случае необходимо задать условие распределения относительного секундного массового расхода воздуха между поверхностями «Outflow». Суммарный расход выходящего через поверхности «Outflow» воздуха определяется выражением

$$S_1 V_\infty + S_2 V_c = G_{\text{всумм}}, \quad (1)$$

использование понятий относительного расхода позволяет применить выражение

$$\frac{S_1 V_\infty}{G_{\text{всумм}}} + \frac{S_2 V_c}{G_{\text{всумм}}} = 1. \quad (2)$$

Здесь S_1 , S_2 – площади поверхностей «Outflow», V_∞ – скорость на входе в расчетную область (скорость полета экраноплана), V_c – скорость струи (скорость струи за плоскостью вращения

воздушного винта), $G_{B_{\text{сумм}}}$ – суммарный секундный массовый расход воздуха на выходе из расчетной области (равный расходу воздуха на входе в расчетную область), $\frac{S_1 V_{\infty}}{G_{B_{\text{сумм}}}}$ – относительный секундный массовый расход через поверхность входа в расчетную область, $\frac{S_2 V_c}{G_{B_{\text{сумм}}}}$ – относительный секундный массовый расход воздуха через воздушный винт.

Представленная методика моделирования струи от воздушного винта подразумевает ряд допущений. Основное: не учитывается закрутка потока внутри струи.

В ряде задач указанный подход, по всей видимости, оправдан. Следует учитывать «выравнивающее» действие элементов экраноплана за плоскостью воздушного винта и особенно – в пространстве между экранопланом и подстилающей поверхностью.

Оценка достоверности применения рассмотренной модели воздушного винта производилась путем сравнения результатов расчетов с экспериментальными данными и результатами моделирования других авторов. В качестве примера демонстрируется сопоставление экспериментальных данных работ [1, 4] с данными вычислительного эксперимента в программе ANSYS. Рассматриваемый случай предусматривал обдув несущей поверхности (крыла) струей круглого сечения (рис. 3). На рис. 4 представлена зависимость, которая демонстрирует изменение коэффициента подъемной силы крыла c_{y_a} в зависимости от изменения угла атаки α при $V_c / V_{\infty} = 1,85$. Как следует из результатов расчета, экспериментальные данные вполне согласуются с данными математического моделирования в ANSYS.

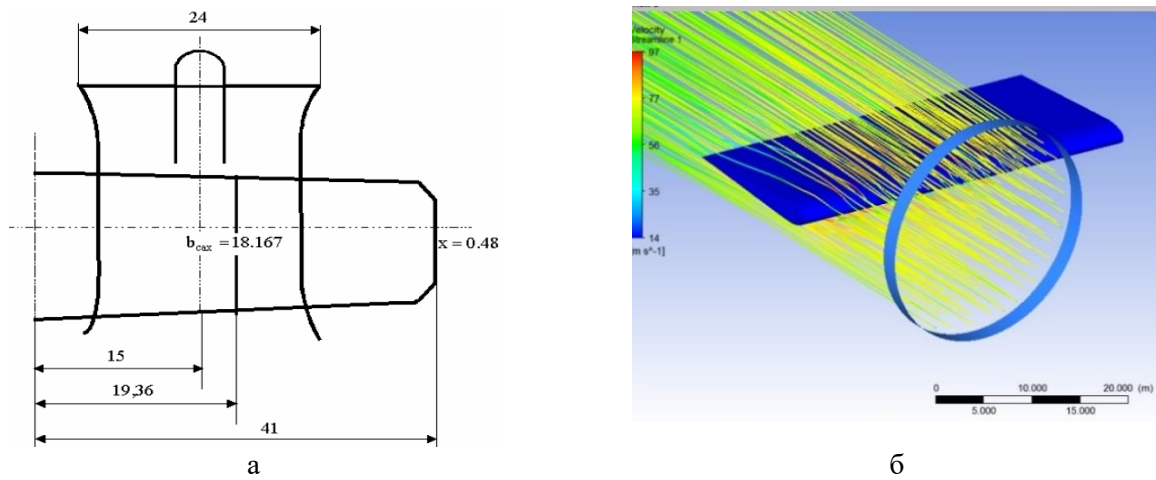


Рис. 3. Геометрические параметры расчетной модели (а) и ее моделирование в среде ANSYS (б)

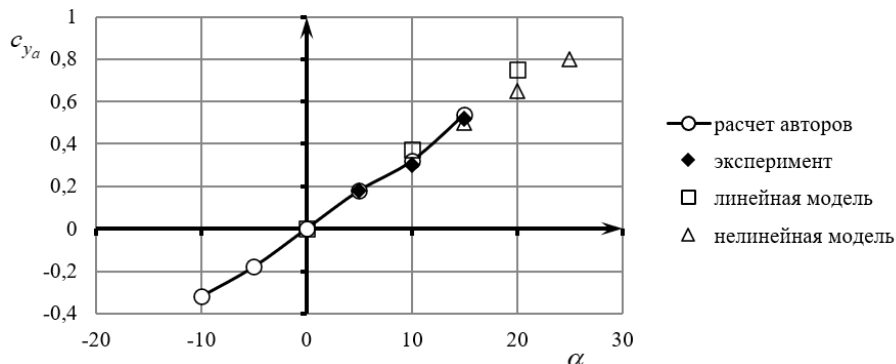


Рис. 4. Сравнительная характеристика результатов расчета с экспериментальными и расчетными данными работ [1, 4]

Следует заметить, что наличие поддува и динамической воздушной подушки в значительной степени влияет на несущие свойства экраноплана. В то же время наличие элементов, обтекаемых струей, предопределяет влияние струи на лобовое сопротивление экраноплана. В связи с этим уже на этапе проектирования целесообразно оценить аэродинамические характеристики экраноплана, например на крейсерских режимах полета, с учетом влияния струи.

Система уравнений движения экраноплана с использованием траекторной системы координат и в случае направления силы тяги силовой установки P вдоль вектора скорости полета имеет вид:

$$\begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= P - X_a; \\ Y_a &= mg. \end{aligned} \quad (3)$$

Горизонтальный полет с постоянной скоростью может быть описан следующими условиями:

$$\begin{aligned} P = X_a &= c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S; \\ Y_a &= c_{y_a} \frac{\rho V^2}{2} S = mg. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь X_a и c_{x_a} – сила лобового сопротивления и ее коэффициент; ρ – плотность воздуха; V – скорость полета экраноплана ($V = V_\infty$); S – характерная площадь экраноплана; Y_a и c_{y_a} – подъемная сила и ее коэффициент; mg – сила веса экраноплана.

Для решения задачи определения c_{x_a} и c_{y_a} на заданном режиме полета используется метод последовательного уточнения.

Первая итерация состоит в следующем. Коэффициент подъемной силы $c_{y_a}^{(1)}$ определяется для заданных условий полета и массы экраноплана на основе выражений (4). Используются аэродинамические характеристики, полученные без учета влияния струи. На основе расчетных зависимостей $c_{y_a} = f(\alpha)$ и $c_{x_a} = f(\alpha)$ определяется коэффициент $c_{x_a}^{(1)}$. Потребная тяга силовой установки $P^{(1)}$ определяется условиями (4).

Если силовая установка имеет несколько маршевых воздушных винтов, то необходимо эту тягу распределить между ними. Рассмотрим случай, если вся тяга создается одним воздушным винтом. Тогда в первом приближении для определения скорости струи допустимо воспользоваться следующим подходом на основе теоремы об изменении количества движения.

Согласно этой теореме

$$m_b V_c - m_b V_{bx} = P \Delta t \quad (5)$$

или

$$G_b V_c - G_b V_{bx} = P. \quad (6)$$

Здесь Δt – условный промежуток времени; m_b и G_b – масса и секундный массовый расход воздуха, проходящего через плоскость воздушного винта; V_{bx} – скорость воздуха на входе в плоскость вращения воздушного винта. Согласно условию, что сила тяги P направлена вдоль вектора скорости, и без учета эффекта подсосывания на входе в плоскость вращения винта примем $V_{bx} = V$.

С учетом, что $G_b = V_c S_2 \rho$, после преобразований получим следующее квадратное уравнение относительно V_c :

$$V_c^2 - V_c V - \frac{P}{\rho S_2} = 0. \quad (7)$$

С точки зрения поставленной задачи интерес представляет наибольший корень уравнения, который является искомым приближенным значением скорости в струе первой итерации $V_c^{(1)}$.

Вторая итерация основывается на использовании аэродинамических характеристик, полученных с учетом струи и поддува. Из условий (4) определяются требуемые $c_{y_a}^{(2)}$, $\alpha^{(2)}$ и соответствующий им $c_{x_a}^{(2)}$ для относительной скорости струи ($V_c^{(1)} / V$). Уточняется величина требуемой тяги $P^{(2)}$ и далее определяется скорость струи второй итерации $V_c^{(2)}$.

Итерационный процесс повторяется до достижения неизменяемости результатов с требуемой точностью. Результаты вычислительных экспериментов демонстрируют быструю сходимость процесса за 3–4 итерации.

Анализ результатов расчета

Серия вычислительных экспериментов по оценке влияния скорости струи на аэродинамические характеристики несущей системы экраноплана выполнена для следующих режимов движения: скорость набегающего потока $V_\infty = 40$ м/с, относительная скорость потока в струе $V_c / V_\infty = 1$, $V_c / V_\infty = 2$, $V_c / V_\infty = 3$, относительное отстояние от экрана изменялось в диапазоне $\bar{h} = 0,1 \dots 0,4$, угол атаки $\alpha = -2 \dots 4,5$ град.

На рисунках 5, 6 продемонстрированы результаты расчетов при относительном отстоянии экраноплана от экрана $\bar{h} = 0,15$. Как мы видим, в исследуемом (эксплуатационном) диапазоне углов атаки значение коэффициента подъемной силы c_{y_a} возрастает линейно. Приращение коэффициента от относительной скорости в струе изменяется незначительно. При этом максимальный прирост коэффициента при относительной скорости в струе $V_c / V_\infty = 3$ достигает 37%.

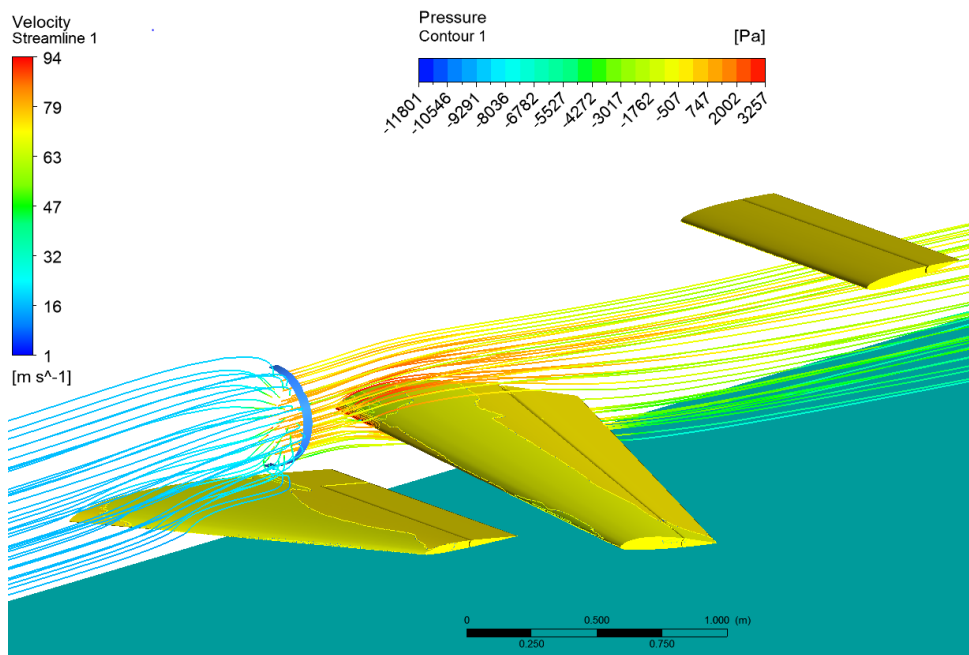


Рис. 5. Поля давлений на поверхности экраноплана и линии тока в расчетной области

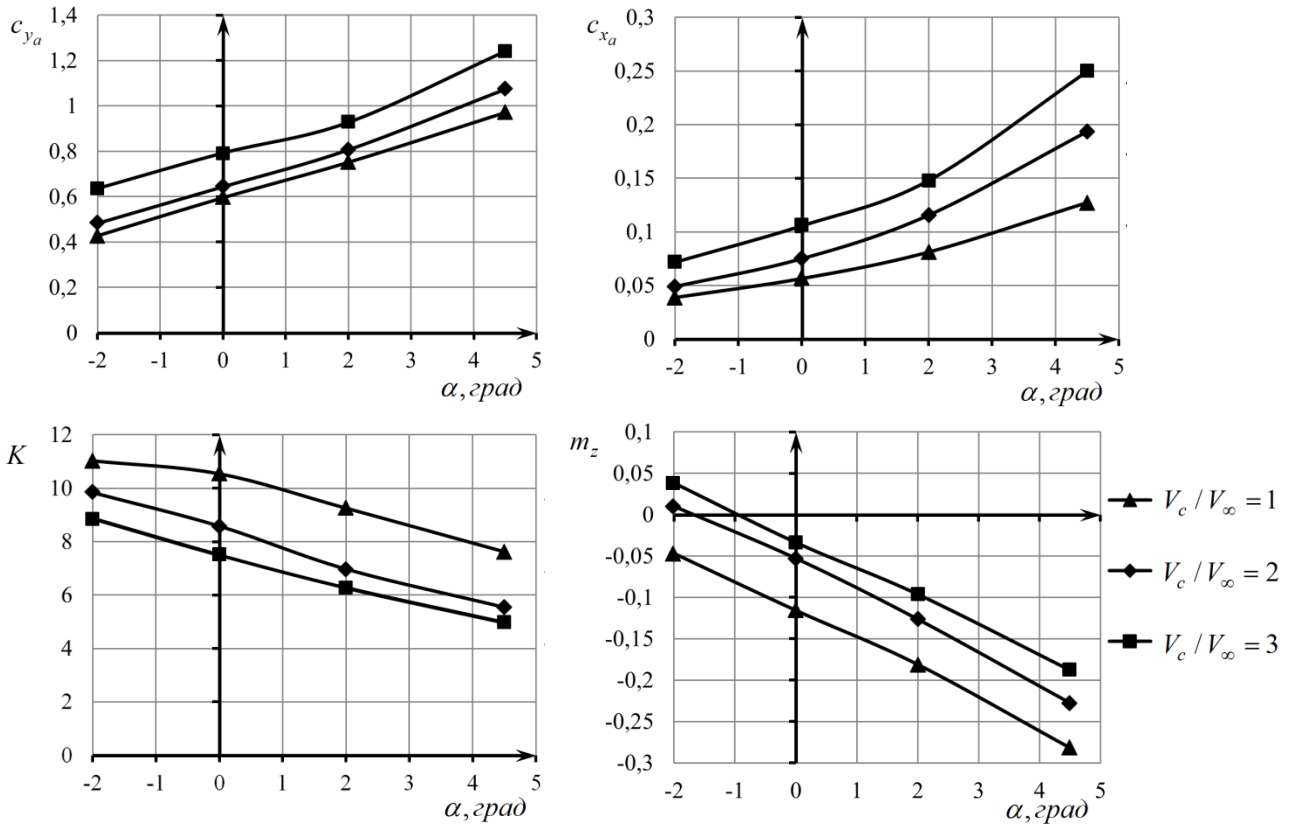


Рис. 6. Аэродинамические характеристики экраноплана при различных скоростях выдува струи от воздушного винта

Изменение коэффициента сопротивления c_{x_a} носит нелинейный характер. Значительно возрастают приращения коэффициента от скорости в струе для различных углов атаки. Максимальный прирост при скорости в струе $V_c / V_\infty = 3$ составляет 50%, что, в свою очередь, оказывает сильное влияние на аэродинамическое качество компоновки, которое в исследуемом диапазоне углов атаки уменьшается почти вдвое.

С изменением угла атаки значительно увеличивается продольный момент m_z компоновки, направленный на пикирование, однако прирост скорости в струе приводит к возникновению дополнительного кабрирующего момента.

Значительное влияние на несущие свойства экраноплана оказывает отклонение рулевых поверхностей и механизации (закрылков) на обеих несущих поверхностях компоновки. Как показывают результаты (рис. 7), использование механизации на позади расположенной несущей поверхности вносит существенный вклад в увеличение подъемной силы аппарата. Однако использование механизации 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.

В совокупности с применением поддува использование механизации крыльев позволяет создать достаточно мощную воздушную подушку, значительно расширяя эксплуатационные характеристики экраноплана. На рис. 8 представлены аэродинамические характеристики экраноплана при совместном использовании поддува и одновременного отклонения закрылка на заднем крыле на угол $\delta_{\text{УП-2}} = 20$ град для двух отстояний от экрана $\bar{h} = 0,1$ и $\bar{h} = 0,4$. Также рассмотрены варианты с поддувом, но без использования механизации (закрылков).

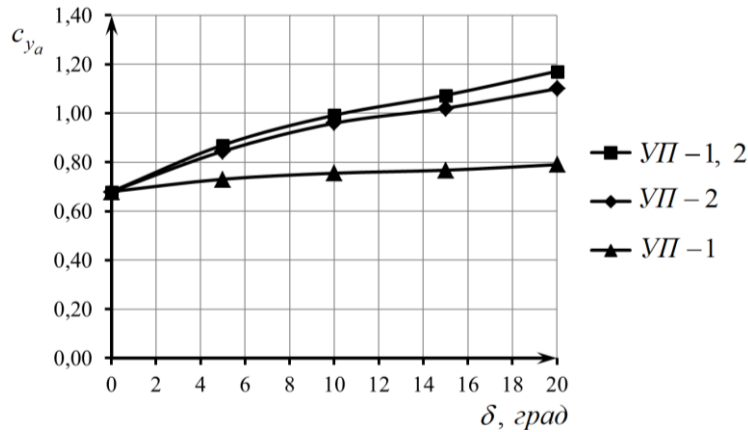


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы экраноплана c_{y_a} от углов отклонения управляющих поверхностей на переднем (УП – 1) и на заднем крыле (УП – 2)

Приращение подъемной силы за счет поддува при скорости в струе $V_c / V_\infty = 2$ составляет порядка 32%, а при скорости $V_c / V_\infty = 3$ – порядка 38%. Аэродинамическое сопротивление при этом изменяется в большей степени, поэтому аэродинамическое качество незначительно снижается по мере увеличения скорости в струе.

Повышение скорости в струе приводит к увеличению кабрирующего момента экраноплана. Эта особенность вызвана увеличением скорости потока под задним крылом в районе задней кромки. Однако при отстоянии $\bar{h} = 0,1$ с выпущенной механизацией продольный момент меняется в сторону пикирования вследствие сильного запирания потока под задним крылом. При этом величина момента при скорости в струе $V_c / V_\infty = 3$ достигает значения в 2,5 раза больше по сравнению со случаем, когда поддув отсутствует.

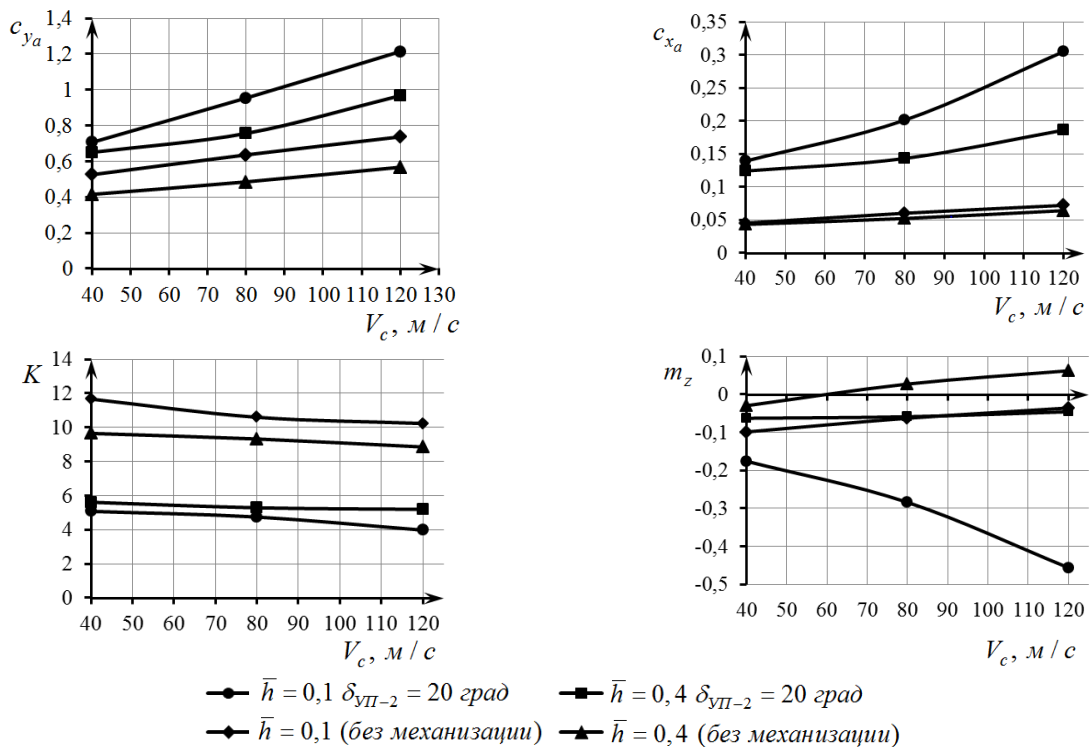


Рис. 8. Зависимость коэффициента подъемной силы экраноплана c_{y_a} от скорости выходящей струи V_c при $\alpha = 0$ град

Существенным образом на динамическую воздушную подушку под экранопланом способно оказывать изменение угла выдува струи. С этой целью мы провели серию вычислительных экспериментов (рисунки 9, 10), которые показали, что за счет изменения направления струи от воздушного винта в комбинации с отклонением механизации на заднем крыле ($\delta_{\text{УП-2}} = 20$ град) значительно повышаются несущие свойства экраноплана (более чем в 2 раза). Однако в случае, когда $\delta_{\text{УП-2}} = 0$ град, резко меняется картина обтекания, что приводит к увеличению скорости потока под задним крылом и заметному снижению подъемной силы экраноплана. Более интенсивный рост сопротивления (для случая поддува с выпущенной механизацией крыльев) приводит к снижению аэродинамического качества экраноплана на 30%. Но при этом, для случая поддува с убранной механизацией крыльев, отчетливо наблюдается максимум аэродинамического качества $K = 16$ при $\delta_{\text{стр}} = 30$ за счет резкого падения сопротивления компоновки экраноплана. Также поддув оказывает влияние на продольный момент экраноплана, который значительно увеличивается при использовании его совместно с механизацией крыльев. Максимальный прирост продольного момента (в 3 раза) наблюдается при угле установки воздушного винта $\delta_{\text{стр}} = 30$ град.

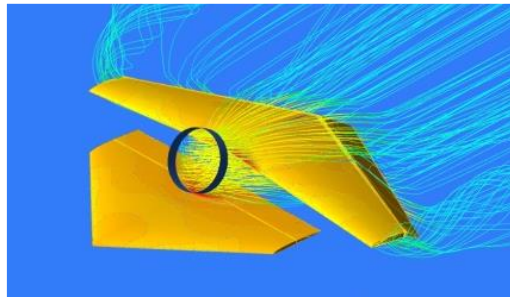


Рис. 9. Поддув под несущую систему экраноплана вблизиэкрана при $\delta_{\text{стр}} = 30$ град (линии тока)

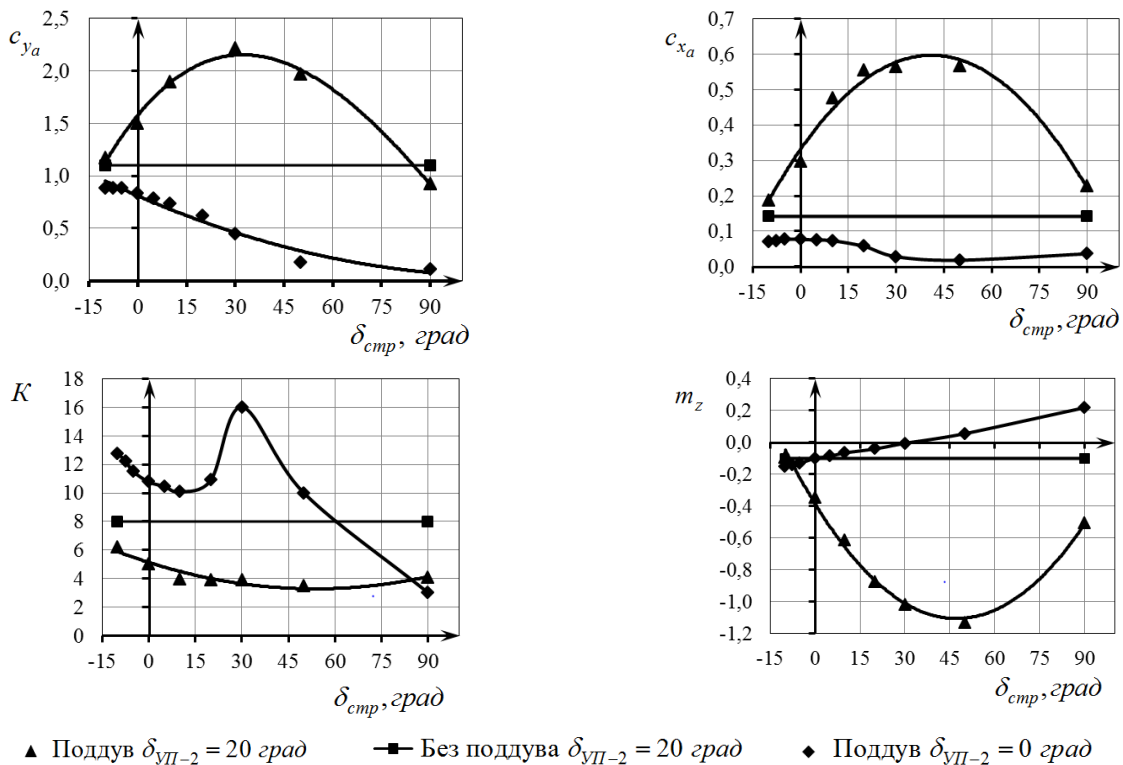


Рис. 10. Зависимость коэффициента подъемной силы экраноплана c_{y_a} при изменении направления выдува струи $\delta_{\text{стр}}$

Результаты, представленные на рис. 11, свидетельствуют, что за счет прироста подъемной силы от воздействия поддува для поддержания режима прямолинейного горизонтального полета экраноплана с выпущенной механизацией будет достаточно скорости в 2 раза меньшей (при удельной нагрузке на крылья $G_{уд} = 100 \text{ кг / м}^2$), чем без использования поддува. Расчетный случай предусматривал: $V_c / V_\infty = 3$, $\bar{h} = 0,1$, $\alpha = 0$ град.

Особый интерес представляют оценки аэродинамических характеристик экраноплана на режимах горизонтального прямолинейного полета с постоянной скоростью, полученные с учетом влияния струи и поддува (рис. 12).

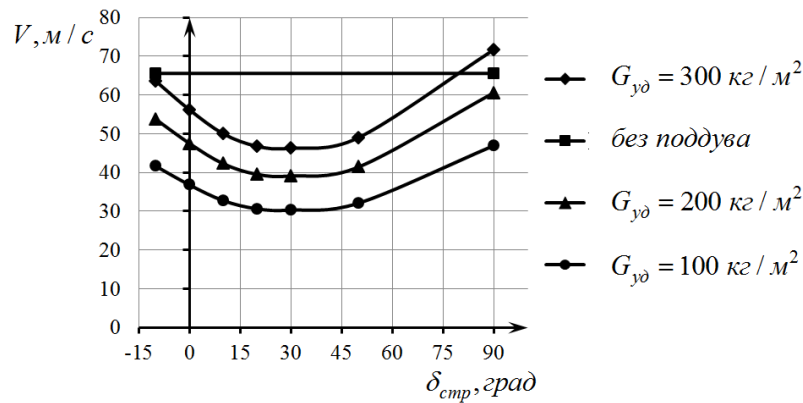


Рис. 11. Зависимость скорости горизонтального полета компоновки экраноплана V от угла выдува струи $\delta_{стр}$ при различной удельной нагрузке на крыло ($\delta_{уп-2} = 20$ град)

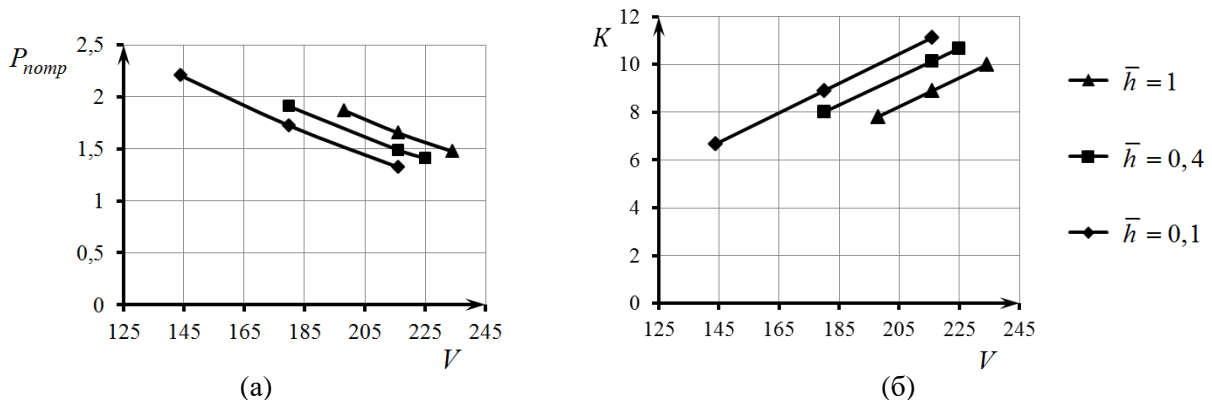


Рис. 12. Зависимость потребной тяги $P_{нотр}$ экраноплана (а) и аэродинамического качества K (б) от скорости горизонтального полета V при различных отстояниях от экрана \bar{h}

Выводы

Итак, мы определили особенности влияния струи от воздушного винта и ее параметров в эксплуатационном диапазоне высот полета и углов атаки на аэродинамические характеристики исследуемой компоновки экраноплана схемы «тандем».

Увеличение скорости в струе при фиксированном положении воздушного винта (вектор скорости выходящей струи совпадает с вектором скорости невозмущенного потока) позволяет повысить несущие свойства экраноплана. Прирост подъемной силы при различных углах атаки существенно не изменяется и составляет для скоростей струи $V_c / V_\infty = 2$ и $V_c / V_\infty = 3$ соответственно 10 и 30%. Нелинейный характер отчетливо наблюдается при влиянии угла атаки на сопротивление экраноплана. Увеличение угла атаки приводит к существенному росту приращения коэффициента сопротивления. Данная особенность позволяет сделать вывод о том, что в исследуемой компоновке экраноплана эффективней всего будет использовать поддув на

минимальных углах атаки. Изменение продольного момента компоновки при увеличении скорости в струе приводит к его росту в сторону кабрирования экраноплана. Следует также отметить, что использование струи от воздушного винта заметно снижает аэродинамическое качество экраноплана.

Одновременное использование механизации заднего крыла и поддува струей от воздушного винта приводит к существенному (в среднем 35%) увеличению несущих свойств экраноплана. При этом более интенсивно (в два раза) снижается аэродинамическое качество компоновки. Существенным образом меняется продольный момент экраноплана при малых отстояниях от экрана. За счет сильного торможения потока под задним крылом происходит значительное увеличение подъемной силы данной несущей поверхности, что приводит к существенному увеличению пикирующего момента

Регулирование направления струи от воздушного винта оказывает значительное воздействие на динамическую воздушную подушку под экранопланом, что позволяет совершать полет вблизи экрана на предельно малых скоростях. Результаты исследований показывают, что за счет регулирования вектора струи и использования закрылков для экраноплана с удельной нагрузкой на крыло $G_{уд} = 100 \text{ кг/м}^2$ скорость прямолинейного горизонтального полета может снизиться до 30 м/с (108 км/ч). Однако изменение угла выдува струи без отклоненной механизации на заднем крыле неэффективно, так как приводит к значительному (в два и более раз) снижению подъемной силы экраноплана.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бабкин В.И., Белоцерковский С.М., Гуляев В.В. Струи и несущие поверхности. Моделирование на ЭВМ. М.: Наука, 1989. 208 с.
2. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Гусев И.Н., Кривель С.М. Аэродинамические особенности и характеристики компоновок экраноплана схем «утка» и «тандем» // Вестник Иркут. гос. техн. ун-та. 2016. № 5 (122). С. 168–180.
3. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. Несущая система экраноплана схемы «тандем» и ее аэродинамические характеристики // Вестник Иркут. гос. техн. ун-та. 2018. Т. 22, № 2(133). С. 191–206.
4. Гуляев В.В., Икрянников Е.Д., Карпенко В.В., Смелтер Ю.В. Результаты исследований аэродинамических характеристик несущих поверхностей при их взаимодействии со струями двигателей // Научный вестник МГТУ ГА. 2006. № 97. С. 27–31.
5. Золотко Е.М. Приближенный расчет дополнительной подъемной силы при обдувке крыла струей от винтов // Труды ЦАГИ. 1973. № 1452. С. 12–26.
6. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолётов. М.: Машиностроение, 1983. 656 с.
7. Маскалик А.И. Экранопланы – транспортные суда XXI века. СПб.: Судостроение, 2005. 576 с.
8. Остославский И.В., Халезов Д.В. Взаимное влияние винта и самолёта // Труды ЦАГИ. 1935. № 213. С. 14–24.
9. 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 ун-та им. Н.И. Лобачевского. 2012. № 3. С. 147–154.
10. Химич В.Л. Стартовые устройства экранопланов. Н. Новгород: Нижегород. гос. техн. ун-т, 2013. 78 с.
11. ANSYS. Официальный сайт: <https://www.ansys.com> (дата обращения: 25.01.2021).
12. Beck N., Radespiel R., Lenfers C., Friedrichs J., Rezaeian A. Aerodynamic effects of propeller slipstream on a wing with circulation control by internally blown flaps. 52nd Aerospace Sciences Meeting. 13–17 January 2014. National Harbor, Maryland. URL: https://www.researchgate.net/publication/269248304_Aerodynamic_Effects_of_Propeller_Slipstream_on_a_Wing_with_Circulation_Control_by_Internally_Blown_Flaps. – 20.02.2021.

13. Dakhrabadi M.T. Hydro-aerodynamic mathematical model and multi-objective optimization of wing-in-ground effect craft in take-off. *J. of Engineering for the Maritime Environment*. 2017(1):1–13.
14. Juhee L. Three-dimensional flow characteristics of propeller-propulsion WIG effect vehicle with direct underside pressurization. *J. of Mechanical Science and Technology*. 2011(28):1949–1960.
15. Kutty H.A., Rajendran P. 3D CFD simulation and experimental validation of small APC slow flyer propeller blade. *Aerospace*. 2017(4):10:1–11. DOI:10.3390/aerospace4010010
16. Yang W. Complex flow for wing-in-ground effect craft with power augmented ram engine in cruise. *Chinese J. of Aeronautics*. 2010(23):1–8.
17. Yang W. Schemed power-augmented flow for wing-in-ground effect craft in cruise. *Chinese J. of Aeronautics*. 2011(24):119–126.

FEFU: SCHOOL of ENGINEERING BULLETIN. 2021. N 1/46

Ship Design, Construction of Vessels

www.dvfu.ru/en/vestnikis

DOI: <http://www.dx.doi.org/10.24866/2227-6858/2021-1-2>

Galushko E., Krivel S.

EGOR GALUSHKO, Postgraduate Student, SPIN: 9701-6290, photon_91@mail.ru
 SERGEY KRIVEL, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, SPIN: 7280-3982,
 ORCID: 0000-0003-0569-4796, krivel66@mail.ru
Irkutsk State University
 Irkutsk, Russia

Evaluation of aerodynamic and flight performance characteristics of WIG with due consideration of the jet blowing from the propeller

Abstract: This paper presents the primary results of the study of the aerodynamic characteristics of a WIG, with due consideration of the blow and the influence of jets from the propeller, using CFD technologies. WIG of the Tandem scheme is considered as the object of this research. The paper presents a simplified technique for modeling a jet from a propeller. The computational experiment for the study of aerodynamic characteristics was carried out in the ANSYS finite element analysis program. The conditions of the computational experiment provided for changing the kinematic parameters (position of the WIG against the screen), speed of the jet, the angle of the jet blow, and use of wing mechanization (flaps). Analysis of the results leads to conclusions on effectiveness of the blowing application to this layout of the WIG. It also allows to reveal major effects from changing its aerodynamic characteristics with various jet parameters, configuration and position of the WIG against the ground. The paper also considers some of the features of WIG flight performance taking into account the effect of jets from the propeller.

Keywords: PAR (Power-augmented Ram), GEV (ground-effect vehicle), WIG (wing-in-ground-effect)

Contribution of the authors: the authors contributed equally to this article.

The authors declare no conflicts of interests.

REFERENCES

1. Babkin V.I., Belotserkovsky S.M., Gulyaev V.V. Jets and bearing surfaces. Computer simulation. Moscow, Nauka, 1989, 208 p.
2. Vshivkov Yu.F., Galushko E.A., Gusev I.N., Krivel S.M. Aerodynamic features and characteristics of ekranoplan layouts of “duck” and “tandem” schemes. *Bulletin of Irkutsk State Technical University*. 2016(5):168–180.
3. Vshivkov Yu.F., Galushko E.A., Krivel S.M. Carrying system of the ekranoplan of the “tandem” scheme and its aerodynamic characteristics. *Bulletin of Irkutsk State Technical Univ.* 2018;22 (133): 191–206.
4. Gulyaev V.V., Ikryannikov E.D., Karpenko V.V. Smelter Yu.V. Results of investigations of the aerodynamic characteristics of bearing surfaces during their interaction with engine jets. *Scientific Bulletin of MSTU GA*. 2006(97):27–31.

5. Zolotko E.M. Approximate calculation of the additional lift when blowing a jet from the propellers. Proceedings of TsAGI. 1973(1452):12–26.
6. Küchemann D. Aerodynamic design of aircraft. M., Mechanical Engineering, 1983, 656 p.
7. Maskalik A.I. WIG – transport ships of the XXI century. SPb., Sudostroenie, 2005, 576 p.
8. Ostoslavsky I.V., Khalezov D.V. Mutual influence of the propeller and the aircraft. Proceedings of TsAGI. 1935(213):14–24.
9. Blokhin V.N., Prokhorov V.M., Kalyasov P.S., Yakimov A.K., Tumanin A.V., Shabarov V.V. Application of the methods of computational experiment for determining aerodynamic characteristics at cruising motion WIG mode. Bulletin Nizhegorodsky Univ. N.I. Lobachevsky. 2012(3):147–154.
10. Khimich V.L. WIG launch devices. N. Novgorod, Nizhegorod. State Tech. Univ., 2013, 78 p.
11. ANSYS. Official website: <https://www.ansys.com> – 25.01.2021.
12. Beck N., Radespiel R., Lenfers C., Friedrichs J., Rezaeian A. Aerodynamic effects of propeller slipstream on a wing with circulation control by internally blown flaps. 52nd Aerospace Sciences Meeting. 13–17 January 2014. National Harbor, Maryland. URL: https://www.researchgate.net/publication/269248304_Aerodynamic_Effects_of_Propeller_Slipstream_on_a_Wing_with_Circulation_Control_by_Internally_Blown_Flaps. – 20.02.2021.
13. Dakhrabadi M.T. Hydro-aerodynamic mathematical model and multi-objective optimization of wing-in-ground effect craft in take-off. J. of Engineering for the Maritime Environment. 2017(1):1–13.
14. Juhee L. Three-dimensional flow characteristics of propeller-propulsion WIG effect vehicle with direct underside pressurization. J. of Mechanical Science and Technology. 2011(28):1949–1960.
15. Kutty H.A., Rajendran P. 3D CFD simulation and experimental validation of small APC slow flyer propeller blade. Aerospace. 2017(4):10:1–11. DOI:10.3390/aerospace4010010
16. Yang W. Complex flow for wing-in-ground effect craft with power augmented ram engine in cruise. Chinese j. of Aeronautics. 2010(23):1–8.
17. Yang W. Schemed power-augmented flow for wing-in-ground effect craft in cruise. Chinese J. of Aeronautics. 2011(24):119–126.