

УДК 531.391.1:532.5.011
DOI: 10.37890/jwt.vi75.358

Численное моделирование испытаний составного крыла экраноплана в аэродинамической трубе

Е.Ю. Чебан¹

<https://orcid.org/0000-0002-0983-9879>

А.Н. Лучков^{1,2}

¹*Волжский государственный университет водного транспорта, г. Нижний Новгород, Россия*

²*АО «НЦВ Миль и Камов», г. Москва, Россия*

<https://orcid.org/0000-0003-2391-6647>

Аннотация. Одним из базовых этапов создания экраноплана является обоснование его аэро- и гидродинамических характеристик, т.к. они наравне с массой судна и силовой установкой, определяют его экономические параметры – топливную и транспортную эффективность. На начальном этапе проектирования для этого необходимы формулы, которые позволят упростить процесс поиска оптимальных геометрических характеристик в зависимости от размерности и условий эксплуатации экраноплана, что требует большого количества экспериментальных данных. Одним из способов получения информации о связи гидродинамических, геометрических и эксплуатационных параметров является численное моделирование на основе вычислительной гидродинамики (CFD). В настоящей работе приведены результаты отработки параметров численного моделирования на основе сопоставления с результатами экспериментов в аэродинамической трубе ЦАГИ для составного крыла экраноплана. Описан процесс подготовки и численного моделирования аэродинамики составного крыла в программном комплексе ANSYSFluent. Обоснован выбор модели турбулентности и параметры расчетной сетки, в том числе разрешение пограничного слоя. Выполненное сравнение результатов эксперимента и численного моделирования показало хорошую сходимость, что делает выбранные параметры пригодными для получения аэродинамических характеристик различных компоновочных решений экранопланов типа «С».

Ключевые слова: численное моделирование, аэродинамические коэффициенты, экранный эффект, экраноплан, модели турбулентности, составное крыло, ANSYS FLUENT, валидация результатов, продувка в аэродинамической трубе.

Numerical simulation of tests of ekranoplan composite wing in a wind tunnel

Egor Yu. Cheban¹

Andrey N. Luchkov^{1,2}

¹*Volga State University of Water Transport, Nizhny Novgorod, Russia*

²*JSC «NCV Mil and Kamov», Moscow, Russia*

Abstract. One of the basic stages in the creation of an ekranoplan is the substantiation of its aero- and hydrodynamic characteristics, since they, along with the mass of the vessel and the power plant, determine its economic parameters - fuel and transport efficiency. At the initial design stage, this requires formulas that will simplify the process of finding the optimal geometric characteristics depending on the dimension and operating conditions of the ekranoplan, which requires a large amount of experimental data. One way to obtain information about the relationship between hydrodynamic, geometric and operational parameters is numerical simulation based on computational fluid dynamics (CFD). This paper presents the results of numerical simulation parameters development based on comparison with the results of experiments in the TsAGI wind tunnel for the composite wing

of an ekranoplan. The process of preparing and numerically modeling the aerodynamics of a composite wing in the ANSYSFluent software package is described. The choice of the turbulence model and the parameters of the computational grid, including the resolution of the boundary layer, is justified. The comparison of the experimental results and numerical simulation showed good convergence, which makes the selected parameters suitable for obtaining aerodynamic characteristics of various layout solutions of "C" type ekranoplans.

Keywords: numerical modeling, aerodynamic coefficients, screen effect, ekranoplan (WIG – Wing-In-Ground effect), turbulence models, composite wing, ANSYS FLUENT, validation of results, wind tunnel blowing.

Введение

Численное моделирование в проектировании водного транспорта занимает крайне важную роль, т.к. позволяет существенно сократить расходы финансовых и временных ресурсов при высоком качестве получаемых результатов и более низком соотношении стоимости одного эксперимента ко времени его осуществления. Особенно это заметно в задачах оптимизации технических решений, сбора и обработки статистических данных, где количество экспериментов может достигать сотен или тысяч.

Разработка аэродинамической и гидродинамической численной модели экраноплана [1] является важным этапом жизненного цикла судна, в первую очередь, из-за недостатка методических материалов и исходных данных для проектирования. Поэтому использование численного моделирования в ряде случаев является единственным способом, позволяющим получить необходимые данные. Другим достоинством этого метода является возможность не только просто рассчитать аэродинамические характеристики объекта, но и подобрать наиболее оптимальные с точки зрения получения наилучшего сочетания эксплуатационных свойств судна с учетом выполнения требований безопасности эксплуатации и технического задания. Важность выбора аэродинамических характеристик и их влияние на эксплуатационные свойства экранопланов описана в работе [2].

С другой стороны, численное моделирование не лишено недостатков, одним из которых является необходимость проверки и подтверждения полученных результатов экспериментальным путем, что требует дополнительных затрат времени и средств, но практически гарантирует получение данных пригодных для использования в расчетах по обоснованию облика экраноплана.

Анализ научных исследований в области проектирования экранопланов, в частности, источников [3-11] показал, что вопрос исследования сходимости численного моделирования составного крыла экраноплана с натурным экспериментом изучен недостаточно полно.

Основной проблемой адекватного как численного, так и экспериментального моделирования экранопланов, является сложность гидроаэродинамических явлений, происходящих при его движении на экране.

Изучение работ [3-11] показало невозможность использования опыта моделирования классических видов несущих поверхностей экранопланов для проверки сходимости, поскольку эти работы в большей степени посвящены практике численного эксперимента, что делает затруднительным использование результатов этих работ в исследованиях смежных вопросов.

В некоторых работах, например, [3,4], [10] приводятся описания геометрической и сеточной моделей, однако отсутствие необходимой детализации затрудняет проверку полученных данных. К основным недостаткам выполненных работ можно отнести следующие:

1. недостаточная информация о размерах расчетной области и ее локальных компонентов;

2. неполное описание выбранной геометрической модели, в части решения задачи продувки модели целиком или в симметричной постановке относительно плоскости симметрии крыла экраноплана;
3. не в полной мере обоснован выбор метода аэродинамического исследования крыла при движении у поверхности земли, в частности способ формирования эффекта экрана:
 - метод подвижного экрана;
 - метод неподвижного экрана;
 - метод неподвижного экрана со сдувом пограничного слоя;
 - метод симметрии крыла.

В описаниях расчетных сеток и способов их построения приводится как правило только информация о количестве расчетных ячеек и тип используемой сетки, а информация о характере сетки в области пограничного слоя, в зонах формирования и схода схода потока крыла, развития вихря индуктивного сопротивления, недостаточна для однозначного повторения результатов.

В различных работах большое внимание уделено вопросам выбора модели турбулентности и ее пристеночным функциям, а также исходным данным: характеристикам среды, режимам движения, положению крыла относительно экрана, сравнению полученных данных с результатами экспериментов.

Анализ выполненных ранее исследований [12, 13]. показал недостаточную проработку вопросов численного моделирования составных крыльев экраноплана, в том числе проверки адекватности результатов моделирования.

Таким образом, целью настоящей работы является отработка методики численного моделирования составного крыла экраноплана с проверкой ее адекватности по результатам экспериментальных исследований в аэродинамической трубе.

Полученные численные результаты позволят выполнить параметрическое исследование аэродинамики крыльев различных конфигураций при движении у поверхности земли.

1. Экспериментальное исследование обтекания составного крыла в аэродинамической трубе ЦАГИ

Использованное в экспериментах крыло [12], представляло собой составную несущую поверхность, состоящую из двух частей – центроплана и консолей рис. 1. Центроплан разделен дополнительно шайбой на 2 части для предполагаемого поддува от подъемно-маршевой силовой установки.

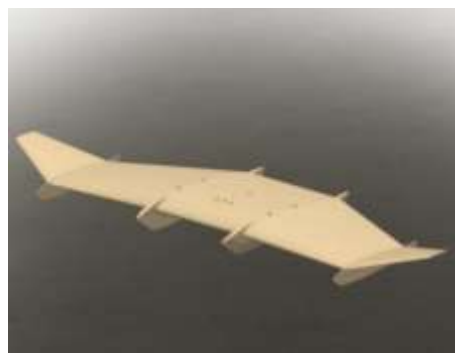


Рис. 1. Твёрдотельная геометрия изолированного крыла



Рис. 2. Модель крыла в составе экраноплана в аэродинамической трубе

Исследование модели осуществлялось в трубе Т-5 НИМК ЦАГИ методом неподвижного экрана при скорости потока $V \approx 40$ м/с на относительных высотах

$\bar{h}=0,15; 0,2; 0,3; 0,5; 0,75, 1,0$ в диапазоне углов атаки $\alpha=0-18$ градусов и в свободном потоке ($\bar{h}=\infty$) при $\alpha=-4-24$ градусов. Полученные в эксперименте аэродинамические характеристики были представлены в скоростной системе координат и отнесены к скоростному напору, площади крыла $S_{кр} = 0.355\text{м}^2$ и его средней аэродинамической хорде $b_a=0.325$ м. При этом величина h равнялась расстоянию от задней точки средней аэродинамической хорды модели до плоскости экрана, отнесенному к $b_{сах}$. Компоновка модели планера экраноплана включала трапециевидное крыло относительной толщины $c=0.1$ с профилем ЦАГИ-876, удлинением $\lambda=3.1$, с концевыми шайбами высотой $H=0.10$; скеги, как часть бокового ограждения воздушной подушки ($\lambda_{подушки}=0.81$); дополнительные консоли, находящиеся под углом 15° к плоскости хорд основного крыла и увеличивающие его удлинение до $\lambda = 4.8$.

2. Численное моделирование аэродинамики исследование обтекания составного крыла экраноплана

Построение расчётного домена выполнялось в модуле ANSYSDesignModeller: для различных углов атаки и относительных высот полета, а также производилось назначение именованных ссылок основных рабочих поверхностей твердотельной модели крыла. Значения углов атаки и высоты полета для численного моделирования назначались идентичными экспериментальным продувкам в аэродинамической трубе [12].

В расчетной области в качестве материала сплошной среды задан воздух при нормальных условиях. На внешних границах расчетной области, имеющей форму параллелепипеда, заданы граничные условия:

- втекания потока в моделируемую область течения со скоростью, по абсолютной величине равной скорости движения компоновки экраноплана, параллельно экрану (типа inlet) – нормальная скорость воздушного потока - 25 м/с.
- подвижного экрана со скоростью, равной скорости втекания потока в моделируемую область (типа movingwall);
- свободного истечения из моделируемой области без дополнительного перепада давления (типа Outlet);
- симметрии (типа Symmetry) – поскольку крыло симметрично относительно продольной плоскости;
- границы на боковой и верхней стенках без дополнительного перепада давления (типа wall).

Размеры расчетной области выбирались относительно размера средней аэродинамической хорды и размаха крыла:

- перед крылом – 10 длин хорд;
- за крылом – 20 длин хорд;
- над крылом – 10 длин хорд;
- сбоку от крыла – 10 размахов крыла.

Данное сочетание размеров расчетной области от модели считается оптимальным по итогам изучения работы [13].

Для построения контрольно-объемной сеточной модели использовалось программное обеспечение ANSYS FluentMeshing.

Разрешение сетки пограничного слоя выполнялось с учетом формул (1) и (2). Высота первой ячейки пограничного слоя, с учетом модели турбулентности $k-\epsilon$ realizable определялась с использованием формулы (1) [14]:

$$\Delta y = 8,6y^+ \frac{\nu}{U} Re_L^{1/14} = 17,2y^+ L Re_L^{-(13/14)} \quad (1)$$

Также было проведено моделирование с использованием $k-\omega$ SST модели турбулентности, которое также показало удовлетворительную сходимость с экспериментом в аэродинамической трубе (рис. 4). Однако использование этой модели турбулентности требует более сильного измельчения сетки в области пограничного слоя. Для получения хорошей сходимости с экспериментом сетка пограничного слоя несущей поверхности выполнялась под высоту первого слоя, соответствующей y^+ не более 4, что приводит к существенному увеличению общего количества ячеек и снижению производительности выполняемых расчетов.

Для модели турбулентности $k-\varepsilon$ realizable принималось $y^+ = 20$. Значение числа Рейнольдса рассчитывалось для высоты полета 0 в нормальных условиях в соответствии с МСА. Высота сетки пограничного слоя рассчитывалась по формуле (2):

$$\Delta t = 0.37 \frac{L}{Re_L^{0,2}} \quad (2)$$

Исследование сеточной сходимости выполнялось с учетом построения сетки вокруг крыла и на его законцовках в области схода вихрей индуктивного сопротивления. Итоговый вид расчётной области представлен на рис. 4. Размеры сетки в расчетном домене и на поверхностях крыла определялись последовательным численным моделированием с изменением параметров сетки до получения погрешности результатов не более 5% (табл.1):

1. начальная сетка в расчетной области – 0,1 м;
2. сетка на поверхности крыла – 0,0025 м;
3. адаптация сетки в области схода вихрей индуктивного сопротивления – 0,005 м;
4. адаптация сетки в местах изменения формы крыла и градиентов скорости и давления – 0,01 м;
5. локальное измельчение сетки в зоне носка и в хвостовой части крыла до 0,0005 м.

Для проверки сеточной сходимости использовались 4 различные сетки, отличающиеся по общему числу ячеек и их размерам. Результаты проверки сеточной сходимости представлены в таблице 1.

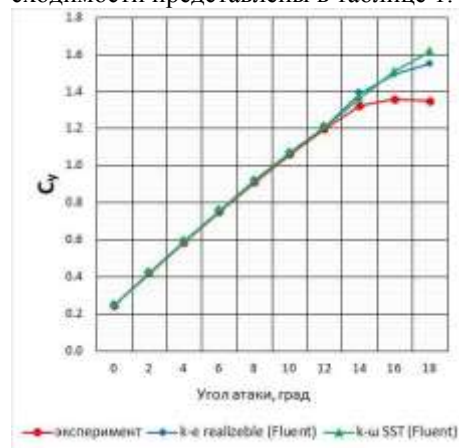


Рис. 4. Сравнение результатов моделирования с экспериментом для различных моделей турбулентности

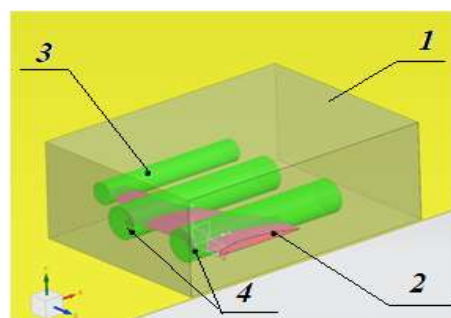


Рис. 5. Структура расчетной сетки при численном моделировании

Таблица 1

Результаты исследования сеточной сходимости

N/N	Количество ячеек сетки, млн	Максимальное аэродинамическое качество	Отличие от результата эксперимента, %
1.	0,5	15	54
2.	3,5	24	17
3.	7	30	3
4.	12	30	3

Тип использованной сетки – неструктурированная полигексаэдрическая. Коэффициент роста сеток назначался 1.1 для всех случаев, количество буферных слоев в переходной зоне – 3-5. Для $k-\epsilon$ *realizable* модели турбулентности высота первой ячейки 0.0001 м. при коэффициенте роста 1.3; для $k-\omega$ *SST* модели турбулентности высота первой ячейки 0.00004 м. и коэффициент роста 1.15. Примеры используемой сетки показаны на рис. 6.

Начальные условия соответствовали значениям МСА при $H=0$ м.

Численное моделирование производилось на компьютере AMD Ryzen 9/3900 с оперативной памятью 64 Гб. В соответствии с рекомендациями обеспечения ANSYSFluent в процессе расчета было задействовано порядка 70% вычислительной мощности, что примерно соответствует 16 задействованным потокам процессора.

3. Результаты и обсуждение

Сопоставление аэродинамических характеристик составного крыла экраноплана, полученных методом численного моделирования в ANSYSFluent, с результатами экспериментальных продувок в аэродинамической трубе Т-5 ЦАГИ, показывает хорошую сходимость (рис. 7 и 8).

Максимальное значение погрешности коэффициентов подъемной силы C_y и аэродинамического сопротивления C_x находится в пределах 5% при углах атаки с безотрывным обтеканием потока на верхней поверхности крыла. Значения выше $C_y^{доп}$ имеют отличия от результатов продувок в аэродинамической трубе не более 15%, что соответствует углам атаки с началом отрыва потока и его развитием.

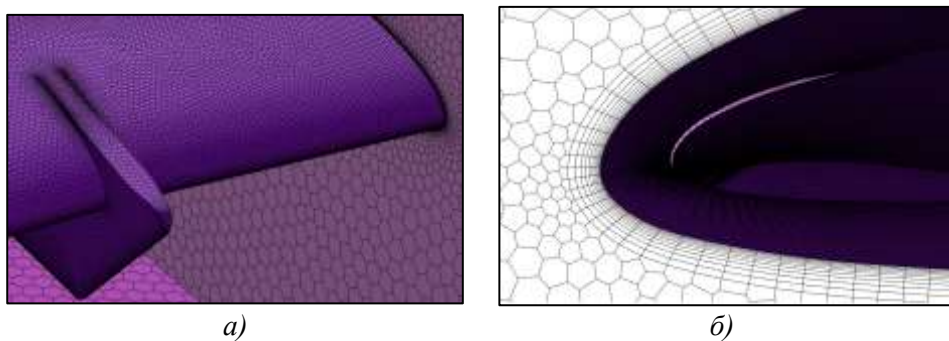


Рис. 6. Примеры использованной расчетной сетки

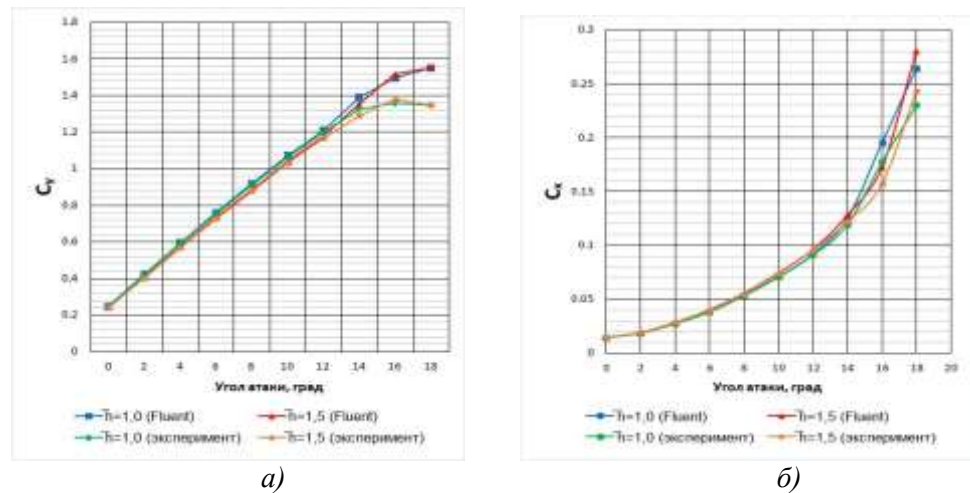


Рис. 7. Сопоставление результатов численного моделирования и экспериментов в аэродинамической трубе для относительных высот полета $\bar{h} = 1,0$ и $\bar{h} = 1,5$

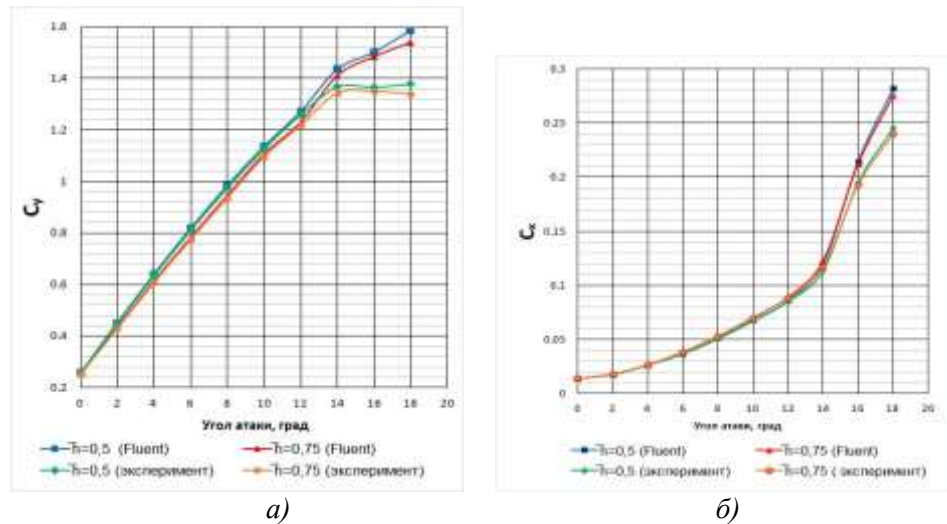


Рис. 8. Сопоставление результатов численного моделирования и экспериментов в аэродинамической трубе для относительных высот полета $\bar{h} = 0,5$ и $\bar{h} = 0,75$

Разница в результатах моделирования и эксперимента при углах атаки $C_y^{доп}$, видимо, обусловлена недостатком использованных моделей турбулентностей, которые плохо предсказывают зоны образования и развития отрывов воздушного потока, особенно для уменьшенных объектов. С другой стороны, практические углы атаки составного крыла экраноплана не превышают 10 градусов и находятся в докритической области, поэтому задача моделирования отрывных течений в настоящей работе не решалась.

Подобная картина наблюдается для всех относительных высот полета \bar{h} в диапазоне $\bar{h}=0,15; 0,2; 0,3; 0,5; 0,75; 1,0$.

Разработанные условия проведения численного эксперимента необходимы для определения несущих свойств крыльев при полете у поверхности земли на взлетно-посадочных и крейсерских режимах полета, а также позволяют проводить

исследования в области оптимизации формы крыла экраноплана, условий его эксплуатации относительно зоны действия экрана. Полученные результаты позволили выполнить исследования аэродинамики крыльев различной конфигурации при движении на экране, с целью создания проектной методики для упрощения процесса поиска оптимальных геометрических характеристик в зависимости от размерности и условий эксплуатации экраноплана.

Анализ погрешностей дает возможность сделать вывод, что решенную задачу возможно использовать для настройки сеточных моделей и препроцессора решаемых задач при исследовании аэродинамики несущих поверхностей, движущихся у поверхности земли.

3. Заключение

В настоящей работе представлены результаты выбора и обоснования параметров численного моделирования составного крыла экраноплана в программном комплексе ANSYSFluent. Для валидации результатов моделирования использовались экспериментальные данные по продувкам составного крыла в аэродинамической трубе ЦАГИ. Погрешность между экспериментальными и численными результатами для сеток с числом ячеек 7-12 миллионов при разных способах разрешения пограничного слоя и моделях турбулентности ($k-\varepsilon$ *realizable* модель высота первой ячейки 0.0001 м. при коэффициенте роста 1.3; для $k-\omega$ SST модели высота первой ячейки 0.00004 м.). Увеличение погрешности для углов атаки более 10 градусов связано с ограничениями численных методов при моделировании отрывных течений.

Список литературы

1. Rozhdestvensky, K. V. Wing-in-ground effect vehicles / K. V. Rozhdestvensky // . – 2006. – Vol. 42, No. 3. – P. 211-283. – DOI 10.1016/j.paerosci.2006.10.001. – EDN LKBLCLJ.
2. Лучков, А.Н. Оценка критериев эффективности гражданских экранопланов / А.Н. Лучков, Е.Ю. Чебан // Великие реки - 2020: Труды 22-го международного научно-промышленного форума, Нижний Новгород, 27–29 мая 2020 года. – Нижний Новгород: Волжский государственный университет водного транспорта, 2020. – С. 12
3. Февральских А.В. Численное исследование влияния удлинения крыла на характеристики движения под действием экранного эффекта амфибийного судна на воздушной подушке с аэродинамической разгрузкой // Изв. КГТУ - 2019 - № 53 - С. 182-192.
4. Грамузов Е.М., Любимов В.И., Смирнов К.В., Соснов А.В., Февральских А.В. Автоматизированная оптимизация компоновки крыла и горизонтального оперения экраноплана по результатам численного моделирования аэродинамики // Морские интеллектуальные технологии. - 2019. - № 1 (43) - Т.3. - С. 3847.
5. Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. Аэродинамическое проектирование экраноплана с высокими несущими свойствами на основе численного моделирования с применением ansys. В сборнике: Авиационное строительство и транспорт Сибири. сборник статей IV Всероссийской научно-практической конференции. Иркутский государственный технический университет. 2014. С. 51-55.
6. Грамузов Е.М., Февральских А.В., Махнев М.С. Исследование продольной устойчивости экраноплана типа "летающее крыло" с использованием технологий вычислительной гидродинамики Научно-технический сборник Российского морского регистра судоходства. 2020. № 60-61. С. 66-74.
7. Бродский С.А., Небылов А.В., Панферов А.И., Небылов В.А. Применение CFD для проектирования системы управления движением экраноплана Морские интеллектуальные технологии. 2020. № 1-1 (47). С. 186-192.
8. Maimun A. Aerodynamic Behavior of a Compound Wing Configuration in Ground Effect. Jurnal Teknologi. Malasia. 2014
9. Yang W. Effects of design parameters on longitudinal static stability for WIG craft. International Journal of Aerodynamics. China. 2010.

10. Февральских, А.В. Разработка методики проектирования аэрогидродинамической компоновки амфибийного судна на воздушной подушке с аэродинамической разгрузкой на основе численного моделирования: дис. ... канд. техн. наук.- Нижний Новгород: НГТУ им. Р.Е. Алексеева, 2017. - 175 с.
11. Jia, Q., Yang, W., Yang, Z. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect, Tongji University, Shanghai, China, 2016. – 520 p.
12. Абдуллин А.П. Аэродинамические характеристики и продольная устойчивость схематизированной модели экраноплана самолетной схемы на крейсерском режиме полета // Сборник докладов XI международной научной конференции по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2016». Часть 1. Геленджик, 2016. – 278 с.
13. Визель Е.П., Захарченко Ю.А., Григорьев А.А., о влиянии дополнительных несущих поверхностей на аэродинамические характеристики экраноплана самолетной схемы. // Сборник докладов X международной научной конференции по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон-2014». Часть 1. Геленджик, 2014. – 260 с.
14. Ляскин А.С., Фролов В.А., Расчёт аэродинамических профилей по моделям идеальной и вязкой жидкости. ФГБОУ Самарский государственный университет им. Академика С.П. Королева (НИУ). Самара. – 2011. – 26 с.

References

1. Rozhdestvensky, K. V. Wing-in-ground effect vehicles / K. V. Rozhdestvensky // . – 2006. – Vol. 42, No. 3. – P. 211-283. – DOI 10.1016/j.paerosci.2006.10.001. – EDN LKBLCJ.
2. Luchkov Andrey N., Cheban Egor Yu. Evaluation of performance criteria for heavy passenger ekranoplanes // Velikie reki - 2020: Trudy 22-go mezhdunarodnogo nauchno-promyshlennogo foruma, Nizhnij Novgorod, 27–29 maja 2020 goda. – Nizhnij Novgorod: Volzhskij gosudarstvennyj universitet vodnogo transporta, 2020. – S. 12.
3. Fevral'skih A.V. Chislennoe issledovanie vlijanija udlinenija kryla na harakteristiki dvizhenija pod dejstviem jekrannogo jeffekta amfibijnogo sudna na vozdušnoj podushke s ajerodinamicheskoj razgruzkoj // Izv. KGTU - 2019 - № 53 - S. 182-192.
4. Gramuzov E.M., Ljubimov V.I., Smirnov K.V., Sosnov A.V., Fevral'skih A.V. Avtomatizirovannaja optimizacija komponovki kryla i gorizontalnogo operenija jekranoplana po rezul'tatam chislennogo modelirovanija ajerodinamiki // Morskije intellektual'nye tehnologii. - 2019. - № 1 (43) - T.3. - S. 3847.
5. Vshivkov Ju.F., Galushko E.A., Krivel' S.M. Ajerodinamicheskoe proektirovanie jekranoplana s vysokimi nesushhimi svojstvami na osnove chislennogo modelirovanija s primeneniem ansys. V sbornike: Aviamashinostroenie i transport Sibiri. sbornik statej IV Vserossijskoj nauchno-prakticheskoj konferencii. Irkutskij gosudarstvennyj tehničeskij universitet. 2014. S. 51-55.
6. Gramuzov E.M., Fevral'skih A.V., Mahnev M.S. Issledovanie prodol'noj ustojchivosti jekranoplana tipa "letajushhee krylo" s ispol'zovaniem tehnologij vychislitel'noj gidrodinamiki Nauchno-tehničeskij sbornik Rossijskogo morskogo registra sudohodstva. 2020. № 60-61. S. 66-74.
7. Brodskij S.A., Nebylov A.V., Panferov A.I., Nebylov V.A. Primenenie CFD dlja proektirovanija sistemy upravlenija dvizheniem jekranoplana Morskije intellektual'nye tehnologii. 2020. № 1-1 (47). S. 186-192.
8. Maimun A. Aerodynamic Behavior of a Compound Wing Configuration in Ground Effect. Jurnal Teknologi. Malasia. 2014
9. Yang W. Effects of design parameters on longitudinal static stability for WIG craft. International Journal of Aerodynamics. China. 2010.
10. Fevral'skih, A.V. Razrabotka metodiki proektirovanija ajerogidrodinamicheskoj komponovki amfibijnogo sudna na vozdušnoj podushke s ajerodinamicheskoj razgruzkoj na osnove chislennogo modelirovanija: dis. ... kand. tehn. nauk.- Nizhnij Novgorod: NGTU im. R.E. Alekseeva, 2017. - 175 s.
11. Jia, Q., Yang, W., Yang, Z. Numerical study on aerodynamics of banked wing in ground effect, Tongji University, Shanghai, China, 2016. – 520 p.
12. Abdullin A.P. Ajerodinamicheskie harakteristiki i prodol'naja ustojchivost' shematizirovannoj modeli jekranoplana samoletnoj shemy na krejzerskom rezhime poleta // Sbornik dokladov XI mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii po amfibijnij i bezajerodromnoj aviacii «Gidroaviasalon-2016». Chast' 1. Gelendzhik, 2016. – 278 s.

13. Vizeľ E.P., Zaharchenko Ju.A., Grigor'ev A.A., o vlijanii dopolnitel'nyh nesushhih poveryhnostej na ajerodinamicheskie harakteristiki jekranoplana samoletnoj shemy. // Sbornik dokladov X mezhdunarodnoj nauchnoj konferencii po amfibijnoj i bezajerodromnoj aviacii «Gidroaviasalon-2014». Chast' 1. Gelendzhik, 2014. – 260 s.
14. Ljaskin A.S., Frolov V.A., Raschjot ajerodinamicheskih profilej po modeljam ideal'noj i vjazkoj zhidkosti. FGBOU Samarskij gosudarstvennyj universitet im. Akademika S.P. Koroleva (NIU). Samara. – 2011. – 26 s.

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ/INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Чебан Егор Юрьевич, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры гидродинамики, теории корабля и экологической безопасности судов, ФГБОУ ВО «Волжский государственный университет водного транспорта», 603905, Нижний Новгород, Нестерова 5, e-mail: egor.cheban.2@gmail.com

Egor Yu. Cheban, doctor of Technical Sciences, Associate Professor, professor of Department of Hydrodynamics, Ship Theory and Environment Safety of Ships Volga State University of Water Transport, 603905, Nizhny Novgorod, Nesterova 5, e-mail: egor.cheban.2@gmail.com

Лучков Андрей Николаевич, аспирант кафедры гидродинамики, теории корабля и экологической безопасности судов, ФГБОУ ВО «Волжский государственный университет водного транспорта», 603905, Нижний Новгород, Нестерова 5 e-mail: a.luchok.n@gmail.com

Andrey N. Luchkov, postgraduate student of Department of Hydrodynamics, Ship Theory and Environment Safety of Ships Volga State University of Water Transport, 603905, Nizhny Novgorod, Nesterova 5, e-mail: a.luchok.n@gmail.com

Статья поступила в редакцию 09.03.2023; опубликована онлайн 20.06.2023.
Received 09.03.2023; published online 20.06.2023.