

Февральских Андрей Владимирович, к.т.н, ведущий инженер по гидрогазодинамике ЗАО «КАДФЕМ Си-Ай-Эс», e-mail: a.fevralskih@gmail.com
111672, Москва, ул. Суздальская, 46

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ СТАРТОВОЙ СИСТЕМЫ ПОДДУВА И КРЫЛА ЭКРАНОПЛАНА

Ключевые слова: легкий экраноплан, стартовая система поддува, численное моделирование аэродинамики, ANSYS CFD

Аннотация. Исследуется влияние стартовой системы поддува на аэродинамические характеристики гипотетической компоновки легкого пассажирского экраноплана (ЛПЭ) на режиме взлета. В качестве инструмента исследования используются технологии численного моделирования экранной аэродинамики (CFD-моделирование). CFD-моделирование в настоящей работе основывается на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса вязкого турбулентного течения несжимаемой жидкости с привлечением модели турбулентности $k-\omega$ SST. Обтекаемая встречным аэродинамическим течением компоновка экраноплана с взлетной массой 0,5...1 т, используемая в численном моделировании, включает крыло и движительно-поддувное устройство, состоящее из винта, кольцевой насадки, спрямляющих лопаток и пилона крепления к фюзеляжу. Сеточная модель области течения, созданная в ANSYS Fluent Meshing, содержит 33,7 млн контрольных объемов. Кольцевая насадка ограничивает область, содержащую лопасти винта, в которой задается условие вращения воздуха. В ходе серии вычислительных экспериментов для различных значений скорости движения компоновки положение ЛПЭ относительно экрана принимается постоянным, с зазором между задней кромкой крыла и экраном 0,05 длины средней аэродинамической хорды крыла. По результатам численного моделирования построены зависимости коэффициента тяги винта от относительной поступи, коэффициента сопротивления компоновки и аэродинамического качества от скорости набегающего потока. Зависимость коэффициента тяги винта в составе компоновки от относительной поступи соответствует справочным характеристикам винта. Зависимости коэффициента сопротивления и аэродинамического качества от скорости движения ЛПЭ имеют нелинейный характер причем, аэродинамическое качество меняется в диапазоне от 8 до 16 единиц. Приводятся диаграммы распределения скорости аэродинамического течения в вертикальном сечении по оси движительно-поддувного устройства при разных скоростях движения. Диаграммы показывают, что с ростом скорости движения ЛПЭ, в результате взаимодействия встречного течения с экранирующей поверхностью и поддувом, течение поддува оказывается перенаправленным к верхней поверхности крыла. Представляется возможным частично нейтрализовать эффект взаимодействия поддувного и встречного течения, приводящий к снижению аэродинамического качества и эффективности системы поддува путем снабжения пилона крепления поворотным механизмом, меняющим угол установки плоскости упора винта в процессе движения ЛПЭ.

Введение

Одной из актуальных проблем проектирования легких пассажирских экранопланов (ЛПЭ) остается разработка системы старта, которая позволяла бы осуществлять экономически конкурентную эксплуатацию этих судов на маршрутах регулярного сообщения. К настоящему времени наибольшее распространение получили два типа стартовых систем ЛПЭ: система поддува и статическая воздушная подушка. Возможности статической воздушной подушки (ВП) в качестве стартовой системы ЛПЭ частично исследованы и продемонстрированы в ходе испытаний обитаемой пилотируемой модели судна проекта «Тунгус» 0. В то же время для экранопланов со статической ВП остается не вполне исследованной эффективность различных способов механизации ограждения ВП, а также возможность использования статической ВП в компоновках экранопланов со взлетной массой более 20–30 тонн.

Система поддува использовалась в компоновках ЛПЭ проектов «Волга-2», «Акваглайд» и ряда других 0. Идея поддува заключается в направлении активируемых движителями воздушных потоков под крыло для повышения подъемной силы 0. Уровень исследования аэродинамической интерференции ускоренного винтом потока, экранопланного крыла и экранирующей поверхности к настоящему времени остается недостаточным в силу ряда объективных причин. В частности, постановка задачи моделирования поддува полноразмерного судна в условиях эксперимента с масштабной моделью в аэродинамической трубе не удовлетворяет одновременно критериям подобия по Рейнольдсу и Струхалю. В условиях натурных испытаний исследование влияния поддува на эффективность обтекания крыла экраноплана затруднено, поскольку поддув применяется, главным образом, на режимах неустановившегося движения.

В настоящей работе приводятся результаты численного исследования влияния поддувного течения, формируемого воздушным винтом, на аэродинамические характеристики компоновки ЛПЭ при различных скоростях гипотетического движения. Результаты получены в ходе численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса в приложении к экранной аэродинамике. Показано, что присутствие крыла экраноплана в следе возмущений поддувного аэродинамического винта практически не оказывает

влияния на зависимость коэффициента тяги винта от коэффициента упора. В то же время, зависимости аэродинамических характеристик крыла – коэффициента подъемной силы, коэффициента сопротивления и аэродинамического качества от скорости движения ЛПЭ с поддувом имеют нелинейный характер при постоянной скорости вращения поддувного винта и постоянном расположении плоскости упора винта относительно крыла и экрана.

1. Возможности моделирования системы поддува

Исследование аэродинамики поддува в течении последних двух десятилетий осуществлялось с применением методов численного моделирования. В работе [0] по результатам численного решения системы уравнений Навье-Стокса методом контрольных объемов (CFD-моделирование) получено распределение скоростей аэродинамического течения вблизи масштабной модели прямоугольного крыла (хорда 0,5 м, размах 0,3 м) с шайбой под действием поддува. Показано хорошее согласование результатов CFD-моделирования с результатами экспериментов в аэродинамической трубе для зависимостей коэффициентов аэродинамических сил и моментов на разных высотах движения. В ходе численного моделирования использовались эмпирические соотношения [0] для коэффициентов аэродинамических сил, вызываемых работой пропеллера. В работе [0] в качестве CFD-модели поддувного устройства экраноплана использовалась полая цилиндрическая область. Для цилиндрической области задается условие источника импульса для включения в систему уравнений Навье-Стокса. По результатам CFD-моделирования получено распределение скоростей течения и представлены области вихреобразования вблизи поверхности составного крыла. В работе [0] по методике [0] выполнены исследования с целью оптимизации компоновочного варианта экраноплана типа «составное крыло», снабженного системой поддува. Получены зависимости для угла установки плоскости упора поддува и угла отклонения закрылка крыла, а также зависимость относительного сопротивления от числа Фруда выбранной компоновки на режиме взлета. Результаты численного исследования показывают возможность снижения пикового значения относительного сопротивления на режиме взлета на 20%. Обтекание крыла в приближении плоской пластины, с учетом поддува вблизи возмущенной водной поверхности, численно исследовалось в работе [0].

Таким образом, выбранная постановка численного моделирования полноразмерной аэродинамической компоновки с учетом обтекания лопастей винта отличается от подходов, ранее применяемых в работах [0, 0, 0]. Между тем, с использованием численного моделирования осуществляется решение различных задач проектирования полноразмерных аэродинамических компоновок экранопланов. В работе [0] представлены результаты исследования влияния нестационарных эффектов движения экраноплана на характеристики устойчивости, в качестве которых выбраны собственные числа системы уравнений движения. Результаты исследования характеристик устойчивости продольного движения экраноплана по результатам моделирования экранной аэродинамики представлены в работах [0, 0, 0]. Характеристики движения экраноплана с учетом механизации на режимах взлета исследовались в работах [0, 0]. Валидация методов исследования аэродинамики экранопланов на основе CFD-подхода по результатам испытаний в аэродинамических трубах [0, 0, 0] демонстрирует хорошее согласование значений аэродинамических характеристик, полученных в расчетах и в экспериментах. Таким образом, использование CFD-технологий для исследования аэродинамического влияния поддувного течения на обтекание полноразмерной компоновки экраноплана представляется обоснованным.

2. Постановка задачи исследования

Исследуется аэродинамика компоновки крыла и движительно-поддувного устройства (рис. 1), при различных значениях скорости движения экраноплана на переходном режиме от старта к крейсерскому движению. Выбранная для исследования геометрическая модель компоновки является полноразмерной относительно гипотетического ЛПЭ со взлетной массой 0,5...1 т: таким образом, исключается влияние масштабного эффекта на результаты исследования. Движительно-поддувное устройство содержит винт в кольцевой насадке, спрямляющие лопатки, пилон крепления к фюзеляжу. Плоскость упора и ось вращения винта жестко зафиксированы относительно крыла, угол установки крыла относительно экрана $\alpha=3^\circ$, зазор между задней кромкой крыла и экраном (в долях хорды крыла) $\bar{h}=0,05$. Используется гипотеза обращения движения. Исследуется обтекание половины модели относительно диаметральной плоскости симметрии. Скорость вращения винта принимается постоянной.

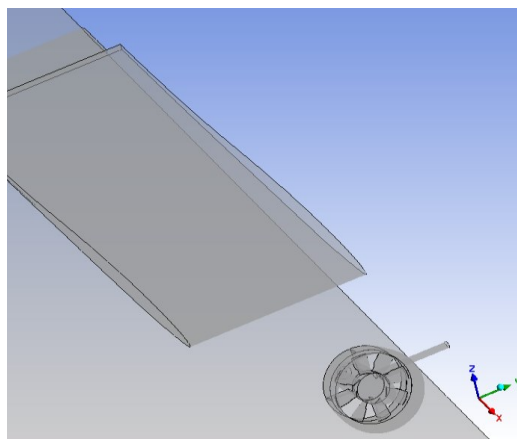


Рис. 1. Компоновка крыла и движительно-поддувного устройства, используемая в моделировании

Математическая постановка задачи включает численное решение осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса для вязкого турбулентного течения несжимаемой жидкости вблизи поверхности крыла под действием закрученного винтом потока (с учетом обтекания лопастей). Для замыкания системы уравнений неразрывности и количества движения используется составная модель турбулентности Ментера SST, ранее применяемая для валидации методик CFD-моделирования аэродинамики экранопланов 0, 0, 0.

Для построения контрольно-объемной сеточной модели используется программное обеспечение ANSYS Fluent Meshing. Общее количество контрольных объемов сеточной модели составляет 33,7 млн, в том числе 2 млн пристеночных призм, для сопряжения которых с тетраэдрами применялись пирамиды. Вид сетки на поверхности лопастей винта представлен на рисунке 2.

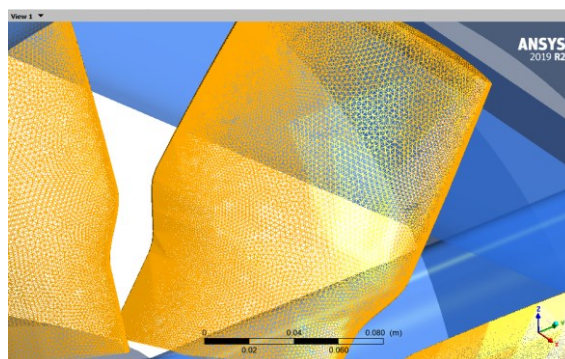


Рис. 2. Сетка на поверхности лопастей винта

В качестве аэродинамического решателя использовался программный пакет ANSYS CFX, уравнения Навье-Стокса численно решались в квазистационарной постановке с применением противопоточной схемы интерполяции второго порядка (High Resolution). Шаг по времени принимался таким, чтобы один полный оборот винта моделировался не менее чем за 12 итераций. 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 аэродинамического потока в моделируемую область течения со скоростью, по абсолютной величине равной скорости гипотетического движения компоновки, параллельно экрану (типа inlet);
- подвижного экрана со скоростью, равной скорости втекания потока в моделируемую область (типа moving wall);
- свободного истечения из моделируемой области без дополнительного перепада давления (типа Outlet);
- симметрии (типа Symmetry);
- свободного истечения на боковой и верхней стенках без дополнительного перепада давления (типа Opening).

Для области пространства внутри кольцевой насадки задано условие вращения воздуха, обтекающего лопасти винта. Соответственно, к внутренней поверхности кольцевой насадки, принадлежащей этой области, приложено граничное условие вращения в противоположном направлении. Сложение скоростей на границах сопряжения цилиндра с внешней областью течения осуществляется без дополнительных преобразований. Число Рейнольдса по скорости движения компоновки $Re \sim 10^7$.

3. Результаты исследования

Результаты численного моделирования экранной аэродинамики крыла с учетом поддува в виде зависимостей коэффициента тяги винта c_p **Ошибка! Источник ссылки не найден.** от относительной поступи λ **Ошибка! Источник ссылки не найден.**, коэффициента сопротивления компоновки c_x (3) и аэродинамического качества K (4) от скорости движения V , представлены на рисунках 3, 4, 5.

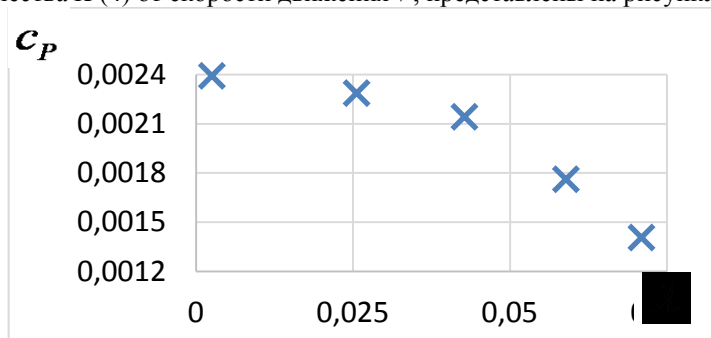


Рис. 3. Зависимость коэффициента тяги c_p от относительной поступи поддувного винта λ в составе компоновки ЛПЭ

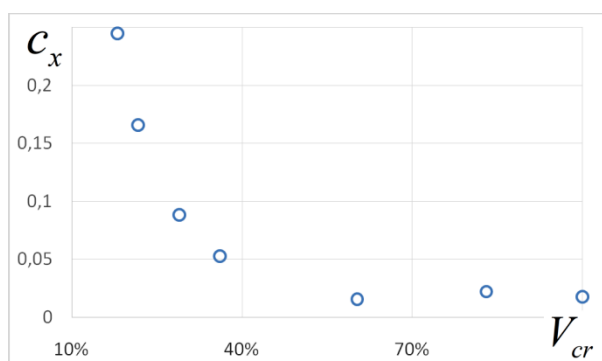


Рис. 4. Зависимость коэффициента сопротивления компоновки c_x от скорости движения, выраженной в процентах от крейсерской скорости V_{cr} .

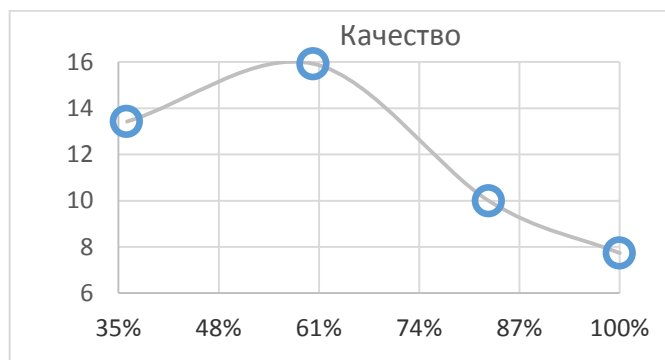


Рис. 5. Зависимость аэродинамического качества K от скорости движения компоновки, выраженной в процентах от крейсерской скорости V_{cr} .

Коэффициент тяги винта:

$$c_p = \frac{P}{\rho \varphi^2 D^4} \quad (1)$$

Тяга винта P (Н), плотность воздуха ρ (кг/м³), число оборотов в секунду φ (с⁻¹), диаметр винта D (м).
Относительная поступь:

$$\lambda = \frac{V}{\varphi D} \quad (2)$$

Коэффициент сопротивления компоновки:

$$c_x = \frac{2X}{\rho V^2 S} \quad (3)$$

где сила сопротивления $X(H)$, площадь крыла S (м^2).

Аэродинамическое качество:

$$K = \frac{Y}{X} \quad (4)$$

Подъемная сила $Y(H)$, действующая на компоновку со стороны встречного потока с учетом поддува.

4. Анализ результатов

Зависимость коэффициента тяги от относительной поступи винта в составе компоновки ЛПЭ, полученная по результатам численного моделирования, хорошо согласуется со справочными характеристиками винта, что свидетельствует о незначительном влиянии компоновки на характеристики работы движительно-поддувной установки. В то же время наблюдается нелинейная зависимость коэффициента сопротивления компоновки от скорости ее гипотетического движения с учетом поддува, что выходит за рамки классического определения коэффициента сопротивления летательного аппарата. Одновременно, зависимость аэродинамического качества компоновки от скорости движения с учетом поддува имеет ярко выраженный максимум вблизи значения $0,6V_{cr}$. Анализ выявленных эффектов может основываться на результатах исследования интерференции скоростей поддувного течения и набегающего потока вблизи передней кромки крыла по данным численного моделирования (рис. 6).

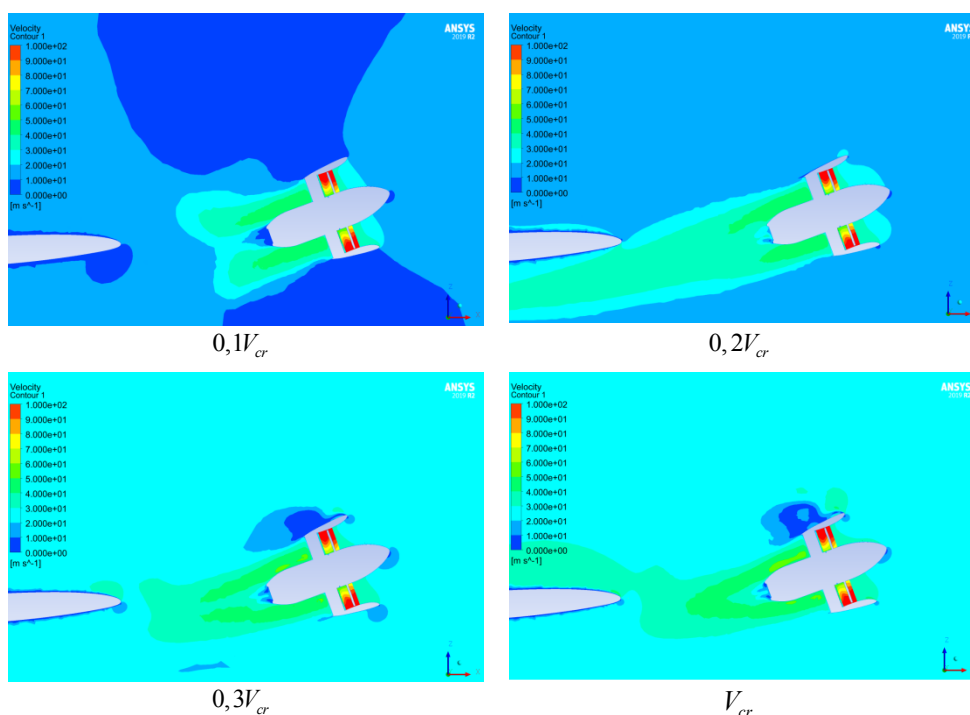


Рис. 6. Диаграммы распределения скорости аэродинамического течения в сечении мидела поддувного винта, полученные по результатам численного моделирования для разных скоростей движения

Данные, представленные на рис. 6, показывают, что при скоростях движения компоновки менее $0,2V_{cr}$ обтекание крыла формируется, главным образом, поддувным устройством. По мере увеличения скорости движения компоновки, при значениях $0,2V_{cr} \dots 0,3V_{cr}$ наблюдается направление потока поддувного течения под нижнюю поверхность крыла, что соответствует назначению системы поддува. При значениях скорости $0,3V_{cr}$ и выше поддувное течение перенаправляется набегающим потоком к передней кромке и верхней поверхности крыла, снижая тем самым подъемную силу и аэродинамическое качество, что подтверждают данные рисунков 4 и 5 в совокупности.

Заключение

1. По результатам численного моделирования экранной аэродинамики с использованием уравнений Навье-Стокса получены зависимости коэффициента тяги от относительной поступи поддувного винта в составе полноразмерной компоновки экраноплана, а также зависимости коэффициента сопротивления и аэродинамического качества от скорости с учетом поддувного течения. Показано, что интерференция набегающего потока и поддувного течения провоцирует нелинейный характер зависимостей

аэродинамического сопротивления и качества компоновки от скорости движения при постоянном угле атаки крыла и постоянной высоте движения над экраном. Число Рейнольдса по скорости движения компоновки при этом меняется незначительно.

2. В ходе проектирования аэродинамической компоновки малого пассажирского экраноплана со стартовой системой поддува представляется целесообразным снабжать пилон поддувного устройства поворотным механизмом для изменения угла наклона плоскости упора винта. Тем самым синхронизация изменения установочного угла поддувного устройства с датчиком скорости встречного аэродинамического течения может способствовать увеличению аэродинамического качества компоновки, снижая тем самым затраты мощности на взлет и повышая показатель транспортной эффективности судна.

Список литературы:

- [1] 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.
- [2] Маскалик А.И. Экранопланы: транспортные суда 21 века / А.И. Маскалик, Р.А. Нагапетян, В.В. Иваненко, А.Г. Бутлицкий, В.В. Томилин, А.И. Лукьянов – СПб.: Судостроение, 2005. – 576с.
- [3] Rozhdestvensky K.V. Wing-in-ground effect vehicles / K.V. Rozhdestvensky // Progress in aerospace sciences – 2006. – № 42. – pp.211–283.
- [4] Hirata N. Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of a Three-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect / Nobuyuki Hirata // Journal of the Society of Naval Architects of Japan. – 1996. –№ 179. –pp. 31–39.
- [5] Stern F.A Viscous Flow Approach to the Computation of Propeller-Hull Interaction / F. Stern, H.T. Kim, V.C. Patel, H.C. Chen // Journal of Ship Research – 1988. – Vol. 32. – No. 4. – pp. 246–262.
- [6] Zhigang Y. Complex Flow for Wing-in-ground Effect Craft with Power Augmented Ram Engine in Cruise / Yang Zhigang, Yang Wei // Chinese Journal of Aeronautics. – 2010. – № 23. – 2010. – pp. 1–8.
- [7] Tavakoli Dakhrabadi M. Hydro-aerodynamic mathematical model and multi-objective optimization of wing-in-ground effect craft in take-off / M.S. Seif, M. Tavakoli Dakhrabadi // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part M: Journal of Engineering for the Maritime Environment, 2017. – pp.1–13.
- [8] Kornev N. On Unsteady Effects in WIG Craft Aerodynamics / N. Kornev // International Journal of Aerospace Engineering – 2019. – pp.1–14.
- [9] Matveev K. I. Aero-Hydrodynamic Aspects of Power-augmented Ram Wings / K.I. Matveev // Journal of Ship Research – 2013. – № 57(2).– pp.86–97.
- [10] Mojtaba Tahani. Aerodynamic performance improvement of WIG aircraft / Mojtaba Tahani, Mehran Masdari, Ali Bargestan // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. – 2017. – Vol. 89. – № 1. – pp.120–132.
- [11] Juhee Lee. Computational analysis of static height stability and aerodynamics of vehicles with a fuselage, wing and tail in ground effect / Lee Juhee // Ocean Engineering. – 2018. – №168. – pp.12–22.
- [12] Mohammadhossein Nirooei. Aerodynamic and static stability characteristics of airfoils in extreme ground effect / Nirooei Mohammadhossein // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering – 2018. – Vol. 232(6). – pp. 1134–1148.
- [13] Dongli Ma. Sea-unammned aerial vehicle takeoff characteristics analysis method based on approximate equilibrium hypothesis / Dongli Ma, Zhi Li, Muqing Yang, Yang Guo, Hao de Hu. // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering – 2018. – Vol. 232(6). – pp.1–12.
- [14] Xuan Zhang. Computation of Flow Field of an Airfoil with Gurney Flap in Ground Effect / Xuan Zhang, Qiulin Qu, Ramesh K. Agarwal // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference. – 2017. – doi:10.2514/6.2017-4466.
- [15] Блохин В.Н. Применение методов вычислительного эксперимента для определения аэродинамических характеристик экраноплана на крейсерском режиме движения / В.Н. Блохин, В.М. Прохоров, П.С. Кальясков, А.К. Якимов, А.В. Туманин, В.В. Шабаров // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. – 2012. – № 3(1). – с. 147–154.
- [16] Лобачев М.П. Сравнительный анализ двух подходов к разработке аэрогидродинамической компоновки скоростного амфибийного судна / М.П. Лобачев, П.С. Кальясков, А.И. Лукьянов, А.В. Февральских, В.В. Шабаров // Морской вестник. – 2017. – №3(63). – с. 22–27.

NUMERICAL INVESTIGATION OF AERODUNAMIC INTERFERENCE OF WING IN GROUND EFFECT AND POWER AUGMENTED RAM ON TAKEOFF MOTION MODE

Fevralskikh Andrey V., Candidate of Engineering Sciences, Lead CFD Engineer, CADFEM CIS, 46, Suzdalskaya st, Moscow, 111672

Keywords: *wing in ground effect vehicle, power augmented ram, aerodynamics numerical simulation, ANSYS CFD*

Annotation. *The Power Augmented Ram (PAR) effects on the aerodynamic characteristics of Lightweight Wing in Ground (LWIG) effect vehicle layout on the take-off motion mode is investigated. The technology of numerical simulation of ground effect aerodynamics (CFD-simulation) is exploited as a research instrument. In present study CFD-simulation is based on solving of Reynolds averaged Navier-Stokes equations for viscous turbulence incompressible flow, with $k-\omega$ SST turbulence model. The full-scale aerodynamic layout of LWIG-vehicle with take-off*

weight 0,5-1 tones used for CFD-simulation includes wing and PAR-system consisting of a propeller, an annular nozzle, straightening vanes and a pylon for attaching to the fuselage. The mesh model created in ANSYS Fluent Meshing contains 33.7 million finite elements. The annular nozzle limits the region containing the rotor blades in which the condition for the rotation of the air is specified. In CFD-simulations for different values of LWIG vehicle motion speed the ground clearance is applied as a constant with 0,05 wing chord lengths. Using the results of CFD-simulation the thrust coefficient versus advance ratio, the drag coefficient and the lift-to-drag ratio of LWIG layout versus velocity dependency graphs are plotted. The dependency of the thrust coefficient versus advance ratio of propeller in the layout composition are in good agreement with the theoretical data. The dependencies of the drag coefficient and the lift-to-drag ratio versus velocity are non-linear, whereas the lift-to-drag ratio belongs to the range from 8 to 16 units. The diagrams of the aerodynamic flow speed distribution in a vertical section along the propeller axis at different values of motion velocity are presented. The diagrams show that with the increasing of LWIG velocity motion the PAR generated flow will be directed from bottom to upper surface of wing as a result of the aerodynamic interference of counterflux and PAR generated flow. It seems possible to neutralize this effect leading to lift-to-drag ratio and PAR efficiency decreasing by using the mechanism, which can change the installation angle of PAR in motion process.

References:

- [1] Fevralskikh A.V. Development of wing-in-ground effect hovercraft design method based on computational fluid dynamics (PhD thesis). Nizhny Novgorod State Technical University n.a. R.E. Alekseev, 2017, p.175.
- [2] Maskalik A.I. Ekranoplany: transportnye suda 21 veka [Wing-in-ground effect vehicle: transport vessels of 21th century]. Sankt-Peterburg, Sudostroenie, 2005, 576 p.
- [3] Rozhdestvensky K.V. Wing-in-ground effect vehicles. Progress in aerospace sciences, 2006, no. 42, pp.211-283.
- [4] Nobuyuki Hirata. Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of a Three-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect. Journal of the Society of Naval Architects of Japan, 1996, no. 179, pp. 31-39.
- [5] Stern F., Kim H.T., Patel V.C., Chen H.C. A Viscous-Flow Approach to the Computation of Propeller-Hull Interaction, Journal of Ship Research, 1988, vol. 32, no. 4, pp. 246-262.
- [6] Yang Zhigang, Yang Wei. Complex Flow for Wing-in-ground Effect Craft with Power Augmented Ram Engine in Cruise, Chinese Journal of Aeronautics, 2010, no. 23, 2010, pp.1-8.
- [7] Seif M.S., Tavakoli Dakhrabadi M. Hydro-aerodynamic mathematical model and multi-objective optimization of wing-in-ground effect craft in take-off. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part M: Journal of Engineering for the Maritime Environment, 2017, pp.1-13.
- [8] Kornev N. On Unsteady Effects in WIG Craft Aerodynamics. International Journal of Aerospace Engineering, 2019, pp.1-14.
- [9] Matveev K.I. Aero-Hydrodynamic Aspects of Power-augmented Ram Wings. Journal of Ship Research, 2013, no.57(2), pp.86-97.
- [10] Mojtaba Tahani, Mehran Masdari, Ali Bargestan. Aerodynamic performance improvement of WIG aircraft. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2017, vol. 89, no. 1, pp.120-132.
- [11] Juhee Lee. Computational analysis of static height stability and aerodynamics of vehicles with a fuselage, wing and tail in ground effect. Ocean Engineering, 2018, no. 168, pp.12-22.
- [12] Mohammadhossein Nirooei. Aerodynamic and static stability characteristics of airfoils in extreme ground effect. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, vol. 232(6), pp. 1134-1148.
- [13] Dongli Ma, Zhi Li, Muqing Yang, Yang Guo, Haode Hu. Sea-unammned aerial vehicle takeoff characteristics analysis method based on approximate equilibrium hypothesis. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, vol. 232(6), pp.1-12.
- [14] Xuan Zhang, Qiulin Qu, Ramesh K. Agarwal. Computation of Flow Field of an Airfoil with Gurney Flap in Ground Effect. 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2017, doi:10.2514/6.2017-4466.
- [15] Blokhin V.N., Prokhorov V.M., Kal'yasov P.S., YAkimov A.K., Tumanin A.V., Shabarov V.V. Primenenie metodov vychislitel'nogo eksperimenta dlya opredeleniya aerodinamicheskikh kharakteristik ekranoplana na kreyserskom rezhime dvizheniya [The application of computer simulation for the determination of wig craft aerodynamic characteristics in a cruising regime]. Vestnik Nizhegorodskogo universiteta im. N.I. Lobachevskogo, 2012, no. 3, pp.147-154.
- [16] Lobachev M.P., Kalyasov P.S., Lukyanov A.I., Fevralskikh A.V., Shabarov V.V. Sravnitel'nyj analiz dvuh podhodov k razrabotke aerogidrodinamicheskoy komponovki skorostnogo amfibijnogo sudna [Comparative analysis of two approaches to the development of aerohydrodynamics configuration of a high-speed amphibian vessel]. Morskoy Vestnik, no. 63 (3), 2017, pp.22-27.

Статья поступила в редакцию 18.11.2019 г.