

УДК 629.735.45

## К РАЗРАБОТКЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ФОРМЫ ФЮЗЕЛЯЖА СРЕДНЕГО ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА

В.А. ВЕРШКОВ<sup>1</sup>, М.С. МАХНЕВ<sup>1</sup>, Д.А. ПЕТРУХИН<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,  
г. Жуковский, Россия

В работе представлен начальный этап отработки аэродинамической компоновки корпуса перспективного среднего вертолета. Основной целью работы является создание модели фюзеляжа и минимизация его лобового сопротивления.

На первом этапе работы были проанализированы экспериментальные данные, полученные в ЦАГИ и других научных центрах. Были учтены особенности обтекания отдельных частей фюзеляжа, полученные в ходе экспериментальных исследований. Описаны зависимости лобового сопротивления компонент фюзеляжа, таких как носовая часть, обтекатели выхлопных труб вертолета, спонсоны и хвостовая часть фюзеляжа, от их формы.

На втором этапе работы была создана геометрия фюзеляжа в программе SolidWorks. При проектировании были учтены все особенности обтекания различных компонент фюзеляжа, полученные из экспериментальных данных.

На третьем этапе был проведен расчет аэродинамических характеристик разрабатываемой модели фюзеляжа. Расчеты проводились в программе ANSYS CFX (Лицензия ЦАГИ № 501024). Граничные условия были выбраны таким образом, чтобы соответствовать нормальным атмосферным условиям на высоте 1000 метров при полете со скоростью  $V = 85$  м/с. Также был проведен расчет с учетом выхода горячей струи из двигателей. Целью данного расчета был поиск оптимального угла наклона выхлопных труб двигателя, чтобы горячая струя не попадала на хвостовую балку и стабилизатор и создавала максимальную пропульсивную силу. Для проведения расчетов была построена неструктурированная расчетная сетка с числом ячеек  $\approx 13$  млн.

Анализ показал, что данный фюзеляж имеет на 20 % меньшее лобовое сопротивление на режиме крейсерского полета ( $\alpha_{\text{ф}} = -4^\circ$ ) по сравнению с исходной моделью. На режиме крейсерского полета горячие струи не попадают на хвостовую балку и стабилизаторы, таким образом, они защищены от перегрева.

**Ключевые слова:** фюзеляж вертолета, аэродинамическая компоновка, SolidWorks, CAD, ANSYS CFX, коэффициент лобового сопротивления.

### ВВЕДЕНИЕ

Создание аэродинамической компоновки фюзеляжа вертолета – задача нетривиальная и очень сложная. Различные ограничения, например, размеры двигателей, объемы топливных баков, количество пассажиров, которых необходимо перевозить, влияют на аэродинамику летательного аппарата. Наряду с экспериментальными методами оптимизации фюзеляжа [1] в настоящее время большое распространение получили численные методы [2–5].

Мировой тенденцией вертолетостроения является создание перспективных вертолетов (ПВ), которые будут иметь крейсерскую скорость более 300 км/ч, при этом удовлетворять всем нормам: быть тихими, безопасными, экономичными и иметь высокую удельную транспортную производительность. Для достижения оптимального соотношения цена/км необходимо создать такой фюзеляж, который будет иметь наименьшее лобовое сопротивление на режиме крейсерского полета, что позволит повысить крейсерскую скорость и свести затраты топлива на преодоление силы сопротивления к минимуму.

В данной работе представлен начальный этап разработки корпуса среднего пассажирского/грузового ПВ, а именно, создание оптимальной аэродинамической компоновки модели корпуса в системе автоматизированного проектирования SolidWorks, используемой для создания и анализа 3D-моделей вертолетов [6]. Расчет его аэродинамических характеристик и поиск путей минимизации лобового сопротивления проводился в программе ANSYS CFX (лицензия ЦАГИ № 501024), хорошо себя показавшей при создании динамической модели вертолета [7] и при расчете аэродинамических характеристик фюзеляжа и его элементов [8]. При проектировании были учтены следующие ограничения:

- заданы размеры кабины и внутреннего пространства фюзеляжа. Данное ограничение не позволяет сделать носовую и центральную части фюзеляжа меньше определенного размера;
- учтены конечные размеры шасси, что влияет на минимальные размеры спонсонов, в которые будет убираться шасси вертолета;
- учет конечных размеров современных двигателей различных производителей. На предыдущих этапах была выбрана схема с задним расположением двигателей, что привнесло определенные особенности в создание верхнего обвода фюзеляжа;
- была учтена возможность задней загрузки груза («Аппарель»), что повлияло на выбор геометрии хвостовой части фюзеляжа.

Таким образом, выбранная задача является трудоемким научно-техническим исследованием с большим количеством ограничений и вариантов оптимизации как компоновки в целом, так и отдельных обводов каждого элемента фюзеляжа.

### ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ПРЕДПОСЫЛКИ

Ранее в ЦАГИ были проведены экспериментальные исследования влияния отдельных компонентов фюзеляжа вертолета на лобовое сопротивление. Из результатов испытаний следует, что детальная отработка аэродинамической компоновки позволяет значительно уменьшить значение лобового сопротивления вертолета.

### НОСОВАЯ ЧАСТЬ ВЕРТОЛЕТА

Форма носовой части, как правило, диктуется соображениями обзора из кабины. Наибольший вклад в сопротивление носовой части вносят радиусы скругления [9]. Как видно на рис. 1, при отношениях радиусов скругления к ширине фюзеляжа ниже 0,1 наблюдается значительное увеличение сопротивления. Изменение формы носовой части фюзеляжа незначительно влияет на величину  $C_{xa}$  (рис. 2).

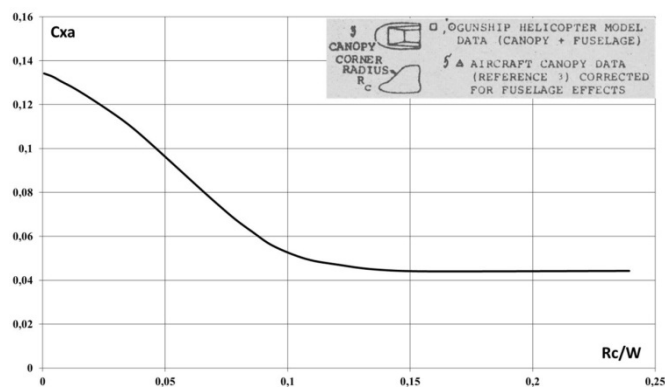


Рис. 1. Зависимость  $C_{xa}$  от отношения радиусов скругления к ширине фюзеляжа

Fig. 1. Dependence of  $C_d$  from the ratio of the curvature radius to the fuselage width

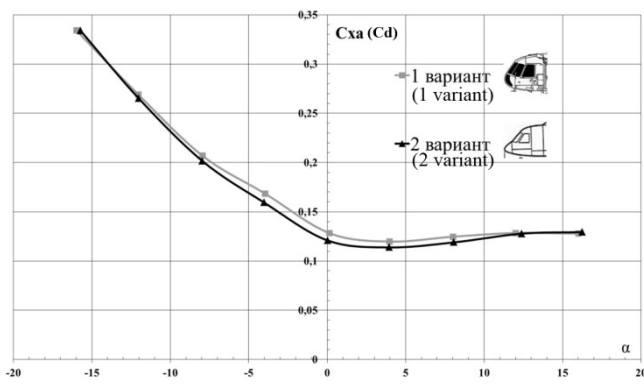


Рис. 2. Зависимость  $C_{xa}(\alpha)$  различных форм носовой части фюзеляжа

Fig. 2. Dependence of  $C_d(\alpha)$  for different forms of the fuselage forward part

### ОБТЕКАТЕЛИ ВЫХЛОПНЫХ ТРУБ ВЕРТОЛЕТА

Уменьшения вредного сопротивления фюзеляжа можно добиться путем правильного выбора переднего и заднего обтекателей выхлопных труб двигателей. В качестве расчетного режима был выбран режим крейсерского полета, при котором угол атаки фюзеляжа составлял  $\alpha \approx -4^\circ$ . По данным экспериментов выхлопные трубы, выходящие за обводы фюзеляжа, увеличивают силу лобового сопротивления на 15–20 % [10]. В рамках экспериментальных исследо-

ваний рассмотрены три варианта переднего и заднего обтекателей выхлопных труб в различных комбинациях:

- 1) только передний обтекатель выхлопных труб;
- 2) только задний обтекатель выхлопных труб;
- 3) комбинация переднего и заднего обтекателей выхлопных труб.

Для эксперимента была создана модель вертолета, в которой работа двигателей имитировалась выдувом из выхлопной трубы сжатого воздуха.

Результаты экспериментов, продемонстрированные на графиках (рис. 3–5), представлены в виде зависимости  $C_{xa}$  модели от угла атаки  $\alpha$ .

На графиках видно, что установка переднего и заднего обтекателей дает существенно разные результаты. Установка только переднего обтекателя дает отрицательный эффект, существенно увеличивая значение величины  $C_{xa}$  по сравнению с моделью без обтекателя на углах атаки  $\alpha > -10^\circ$ . Установка отдельно заднего обтекателя улучшает характеристики фюзеляжа, значительно снижая значение лобового сопротивления во всем диапазоне углов атаки  $\alpha$ .

Установка одновременно переднего и заднего обтекателей выхлопных труб приводит к уменьшению силы лобового сопротивления. На рис. 5 видно, что комплекты обтекателей № 1 и № 2 оказывают положительный эффект только на отрицательных углах атаки. При других  $\alpha$  значение  $C_{xa}$  практически не отличается от исходного. Комплект обтекателей № 3 значительно улучшает аэродинамические характеристики фюзеляжа за счет непосредственного воздействия на струю выходящего из мотогондолы воздуха. При правильном подборе размеров обтекателей вытекающая струя горячего воздуха ударяется в «коготь» переднего обтекателя и разворачивается строго назад, создавая дополнительную пропульсивную силу.

Таким образом, установка обтекателей выхлопных труб № 3 создаст наименьшее сопротивление при моделировании выдува воздуха из выхлопных труб двигателя и будет оптимальной при проектировании фюзеляжа ПВ.

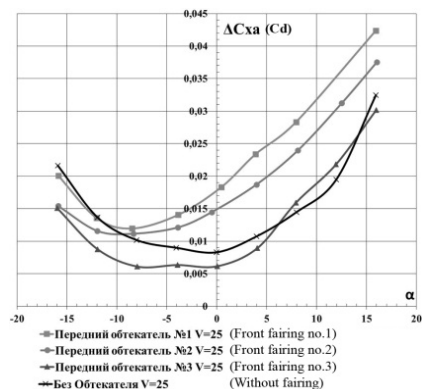


Рис. 3. Влияние переднего обтекателя на  $C_{xa}$

Fig. 3. Effect of the front fairing impact on Cd

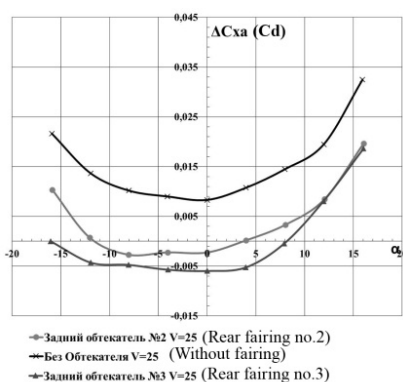


Рис. 4. Влияние заднего обтекателя на  $C_{xa}$

Fig. 4. Effect of the rear fairing on Cd

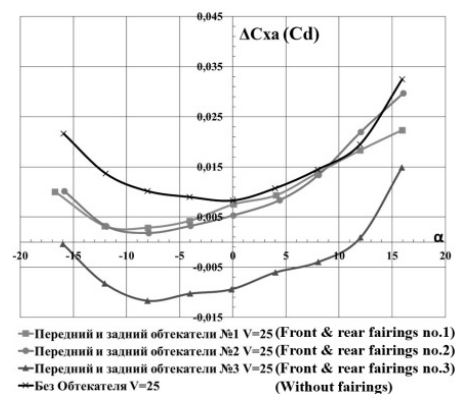


Рис. 5. Влияние переднего и заднего обтекателей на  $C_{xa}$

Fig. 5. Effect of the front and rear fairings on Cd

## СПОНСОНЫ

При отработке геометрии спонсонов разрабатываемой модели ПВ были использованы результаты испытаний вертолета Ми-8 с убирающимся шасси [10]. На модели планера было проведено сравнение двух типов спонсонов (рис. 6):

- 1) трапециевидный в плане;
- 2) с «подрезанной» гладкой кривой нижней гранью.

Испытания показали, что второй обтекатель шасси дает существенно меньший вклад в общую силу лобового сопротивления (рис. 7).

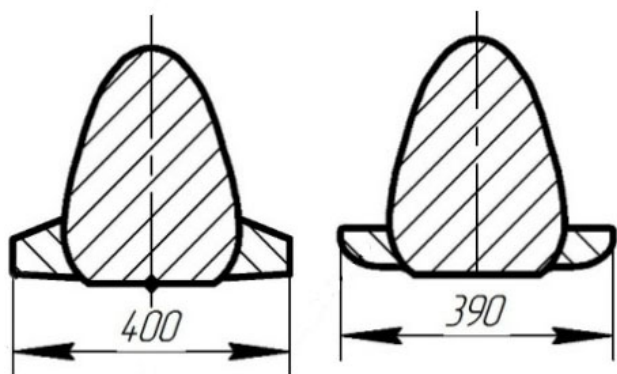


Рис. 6. Схематичное изображение обтекателей шасси  
Fig. 6. A schematic representation of the chassis fairings

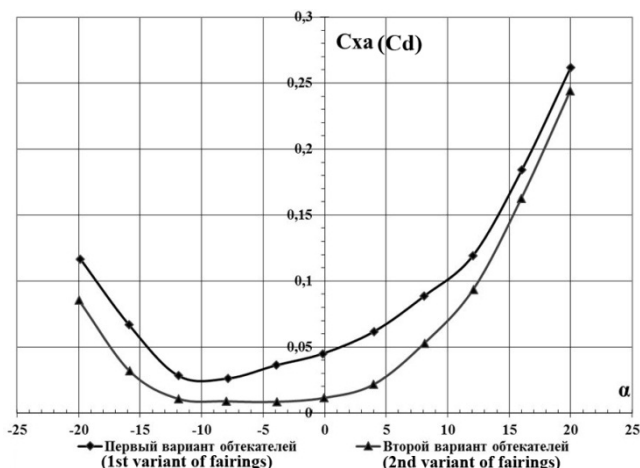


Рис. 7. Влияние обтекателей шасси на  $C_{xa}$   
Fig. 7. Effect of the chassis fairings on  $C_d$

### ХВОСТОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА ВЕРТОЛЕТА

Наиболее сложным для оптимизации является хвостовое оперение с хвостовой частью фюзеляжа.

Главная проблема заключается в образовании застойной зоны, где из-за срыва потока создается повышенное аэродинамическое сопротивление. Второй, не менее важной проблемой является требование к конструкции хвоста. В зависимости от того, для каких целей будет использован вертолет, необходимо предусмотреть дверь для груза или пассажиров либо конструкцию типа «Створки» или «Аппарель».

В ЦАГИ были проведены поиски оптимальных хвостовых частей фюзеляжа для вертолета Ми-38 [10], в рамках которых были исследованы более 10 различных вариантов вместе с хвостовыми балками. Одни были сделаны для транспортного варианта, другие – для пассажирского.

Наиболее удобными для реализации оказались два типа хвостовых частей фюзеляжа, № 2 и № 4. В качестве базовой модели для сравнения характеристик выбрана хвостовая часть фюзеляжа модели вертолета Ми-8, которая здесь называется хвостовой частью № 1.

Результаты испытаний обводов хвостовой части фюзеляжа № 1, № 2 и № 4 представлены на рис. 8. На данном графике видно, что при  $\alpha_{\phi} = -4^{\circ}$  величины  $C_{xa}$  с вариантом хвостовой части № 2 и № 4 в 1,5 раза меньше величины  $C_{xa}$  фюзеляжа с вариантом хвостовой части № 1.

Таким образом, этими исследованиями была показана возможность существенного снижения величины  $C_{xa}$  вертолета по сравнению с аналогичной величиной вертолета Ми-8 при сохранении грузового люка в хвостовой части фюзеляжа.

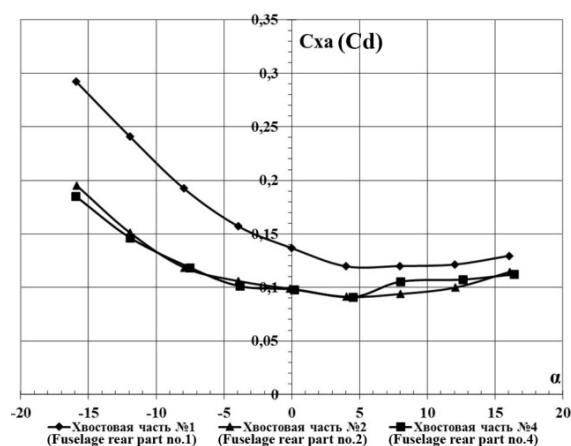


Рис. 8. Влияние хвостовой части фюзеляжа на  $C_{xa}$

Fig. 8. Effect of the fuselage rear part on  $C_d$

### ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО СОВЕРШЕНСТВОВАНИЮ ГЕОМЕТРИИ КОРПУСА ПВ

Носовая часть была выбрана из соображений размещения внутри комплексов бортового оборудования. В остальном, как было показано на рис. 2, форма носовой части фюзеляжа существенно влияет на вредное сопротивление вертолета.

Как известно, втулка несущего винта (НВ) вертолета создает лобовое сопротивление, составляющее примерно треть от общего сопротивления фюзеляжа. Интерференция между фюзеляжем и втулкой НВ составляет значительную этого сопротивления. Повышенная скорость потока в районе миделя создает дополнительное сопротивление при обтекании втулки НВ как плохо обтекаемого тела. Поэтому геометрия кабана была выбрана из соображений уменьшения скорости потока воздуха в этой зоне.

В исходной модели вертолета центральная часть фюзеляжа была выбрана исходя из требований размещения заданного количества пассажирских кресел, поэтому в исследуемом варианте модели центральная часть соответствует прототипу.

Таким образом, для достижения максимального положительного эффекта на создаваемой модели ПВ была применена конфигурация обтекателей выхлопных труб, непосредственно воздействующих на поток. Было предложено направить выхлоп системы охлаждения масла в редукторе коаксиально системе выхлопа двигателя для увеличения пропульсивной силы.

Дальнейшее снижение сопротивления можно обеспечить путем рационального выбора направления струи выхлопного газа. Из уравнения импульса силы  $D_m = m(V_0 - V_e \cdot \cos\delta)$  [9], где  $D_m$  – импульс силы двигателя [кгс],  $m$  – весовой расход потока [кг/с],  $V_0$  – скорость свободного потока [м/с],  $V_e$  – скорость истечения газов двигателя [м/с],  $\delta$  – угол отклонения выхлопных газов двигателя от продольной оси двигателя, видно, что сила сопротивления от изменения количества движения потока, проходящего через двигатель, может быть нулевой или отрицательной, когда  $V_e \cdot \cos\delta \geq V_0$ .

В модели реализованы «подрезанные» обтекатели убирающегося шасси, как вносящие наименьший вклад в общее вредное сопротивление фюзеляжа согласно разделу 1.3.

Хвостовая часть выбиралась из соображений задней загрузки грузов в вертолет. Была реализована конструкция типа «Створки», так как она имеет меньшую длину и вес по сравнению с конструкцией типа «Аппарель».

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Расчет проводился в коммерческом пакете программ ANSYS CFX. Даная программа решает систему уравнений Навье – Стокса с замыканием моделью турбулентности SST. Ввиду того, что тело простое, была использована стационарная постановка задачи. Граничные условия были выбраны таким образом, чтобы соответствовать нормальным атмосферным условиям на высоте 1000 м при полете со скоростью  $V = 85$  м/с. Ввиду того, что на разрабатываемой модели ПВ были применены обтекатели выхлопных труб, непосредственно воздействующие на поток, был проведен расчет с имитацией работы двигателя. Для проведения расчетов была построена неструктурированная расчетная сетка с числом ячеек  $\approx 13$  млн.

На рис. 9 представлены рассчитанные относительные значения величин  $C_{xa}$  фюзеляжа со спонсонами с учетом интерференции. Величины были отнесены к рассчитанному сопротивлению «голого» фюзеляжа при нулевом угле атаки. По сравнению с базовой геометрией удалось добиться уменьшения величины  $C_{xa}$  при  $\alpha_\phi = -4^\circ$  на 20 %.

На рис. 10 представлены значения разности статического давления на теле и атмосферного давления на разрабатываемой модели ПВ. Серые трубки – это объемы с одинаковой температурой, равной  $80^\circ\text{C}$ . Помимо учета направления струи также отслеживалась температура всего течения и поверхности фюзеляжа.

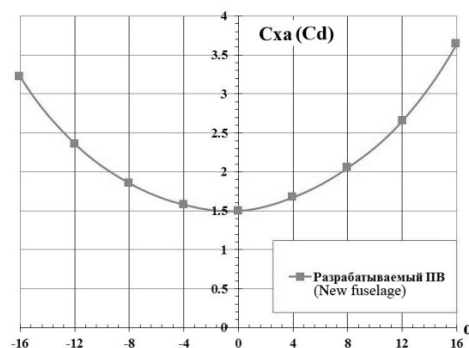


Рис. 9. Рассчитанные относительные значения величин  $C_{xa}$  элементов модели ПВ  
Fig. 9. Calculated relative values of the Cd of the new fuselage model elements

Контроль температуры и правильно подобранное направление горячей струи позволили обезопасить хвостовую балку и стабилизатор от перегрева, что также показано на рис. 10.

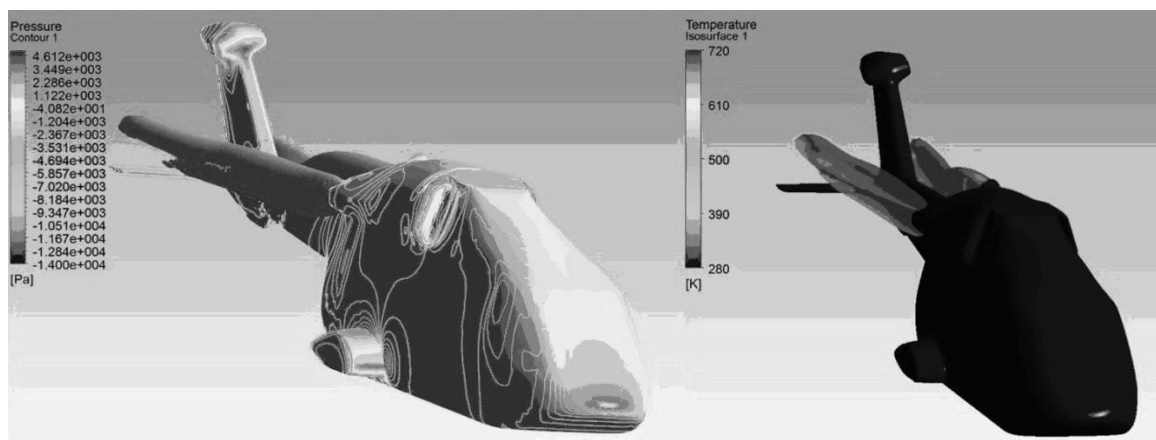


Рис. 10. Распределение давления и температуры на модели ПВ  
Fig. 10. Pressure and temperature distribution on the new fuselage model surface

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Была проведена методическая работа по разработке и расчету геометрической модели перспективного скоростного вертолета. В рамках данной работы были проанализированы экспериментальные данные, полученные в ЦАГИ и других научных центрах. При разработке модели учтены особенности обтекания отдельных частей фюзеляжа.

Результаты численного моделирования показали, что базовая версия модели не уступает современным вертолетам по значению вредного сопротивления, контроль температуры и направления горячей струи позволяют избежать перегрева хвостовой балки и стабилизатора.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Le Pape A., Lineard C., Verbeke C., Pruvost M., De Coninck J.-L. Helicopter fuselage drag reduction: a comprehensive experimental investigation, Journal of the American Helicopter Society, vol. 60, 032003, 2015.
2. Boniface J.-C. A computational framework for helicopter fuselage drag reduction using vortex generators, Journal of the American Helicopter Society, vol. 61, 032002, 2016.
3. Gustavson T. Alternative Approaches to rear end drag reduction, TRITA-AVE 2006:12, KTH Technical Report, Department of Aeronautical and Vehicle Engineering, Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, 2006.
4. Kusyumov A.N., Mikhailov S.A., Garipova L.I., Batrakov A.S., Barakos G. Distribution of Acoustic Power Spectra for an Isolated Helicopter Fuselage, EPJ Web of Conferences, vol. 114, 02062, 2016 DOI: 10.1051/epjconf/201611402062
5. Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л. Возможные пути модернизации тяжелого транспортного вертолета Ми-26 [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2012. № 55. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30114> (дата обращения: 10.10.2016)
6. Разработка комплексной модели решения вертолетом функциональной задачи [Электронный ресурс] / Д.А. Козорез, И.В. Обрезков, К.М. Тихонов, В.В. Тишков // Труды МАИ. 2012. № 62. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35567> (дата обращения: 16.08.2016)

7. Желонкин А. А. Построение и исследование в MSC.ADAMS динамической модели вертолета [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2013. № 65. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35856> (Дата обращения: 12.09.2016)

8. Ивчин В.А., Судаков В.Г., Рыжов А.А. Вычислительный эксперимент по оценке аэродинамических характеристик отдельных элементов в составе фюзеляжа вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 212. С. 82–89.

9. Charles N. Keys, Robert Wiesner. Guidelines for Reducing Helicopter Parasite Drag, Journal of American Helicopter Society, no. 1. 1975.

10. Исследование возможности улучшения аэродинамических характеристик корпуса вертолета / Д.А. Петрухин, В.А. Вершков, М.С. Махнев, Р.М. Миргазов // Материалы XXVII научно-технической конференции по аэродинамике, 21–22 апреля 2016. М.: Изд-во ЦАГИ, 2016. 69 с.

### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Вершков Владислав Александрович, младший научный сотрудник ЦАГИ, [vershkov.va@gmail.com](mailto:vershkov.va@gmail.com).

Махнев Мирослав Сергеевич, инженер ЦАГИ, [kleonorm@mail.ru](mailto:kleonorm@mail.ru).

Петрухин Дмитрий Александрович, инженер ЦАГИ, [PetrukhinDA@gmail.com](mailto:PetrukhinDA@gmail.com).

### TO THE DEVELOPMENT OF AERODYNAMIC SHAPE OF MEDIUM SIZED PERSPECTIVE HELICOPTER FUSELAGE

Vladislav A. Vershkov<sup>1</sup>, Miroslav S. Makhnev<sup>1</sup>, Dmitry V. Petrukhin<sup>1</sup>  
<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

### ABSTRACT

This paper presents the initial stage of work out of the helicopter body aerodynamic configuration. The main purpose of this work is to design the model of the fuselage and to minimize its drag.

The analysis of experimental data obtained in TsAGI and other research centers was made at the first stage of the work. All features of flow around parts of the fuselage obtained from experimental data were taken into account. The dependencies of the fuselage component drag, such as the bow, fairings exhaust pipes of helicopter, sponsons, and tail section of the fuselage, on their form are described in this article.

At the second stage the fuselage geometry was created in program SolidWorks. All the features of the flow around various fuselage components derived from the experimental data were considered in designing.

The third stage is calculating of fuselage model aerodynamic characteristics. The calculations were made in the program ANSYS CFX (TsAGI License №501024). Boundary conditions were chosen so as to correspond to normal atmospheric conditions at 1,000 meters with velocity of flight is  $V = 85$  m/s. The output of the hot jet from engines is taking into account in computation. The purpose of this calculation is to find the optimal angle of the engine exhaust pipe when the hot spray does not intersect with the tail and stabilizer and creates the maximum of propulsive force. The volume of the grid in computational domain is approximately 13 million cells.

Data analysis has shown that the fuselage has a 20% less drag at cruising flight ( $\alpha = -4^\circ$ ) compared to the original model. The hot jets do not intersect with the tail and stabilizers at cruising flight so the fuselage is protected from overheating.

**Key words:** helicopter fuselage, aerodynamic configuration, SolidWorks, CAD, ANSYS CFX, drag coefficient.

### REFERENCES

1. Le Pape A., Lineard C., Verbeke C., Pruvost M., De Coninck J.-L. Helicopter fuselage drag reduction: a comprehensive experimental investigation, Journal of the American Helicopter Society, vol. 60, 032003, 2015.

2. **Boniface J.-C.** A computational framework for helicopter fuselage drag reduction using vortex generators, *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 61, 032002, 2016.

3. **Gustavson T.** Alternative Approaches to rear end drag reduction, TRITA-AVE 2006:12, KTH Technical Report, Department of Aeronautical and Vehicle Engineering, Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden, 2006.

4. **Kusyumov A.N., Mikhailov S.A., Garipova L.I., Batrakov A.S., Barakos G.** Distribution of Acoustic Power Spectra for an Isolated Helicopter Fuselage, *EPJ Web of Conferences*, vol. 114, 02062, 2016 DOI: 10.1051/epjconf/201611402062

5. **Tishchenko M.N., Artamonov B.L.** *Vozmozhnye puti modernizatsii tyazhelogo transportnogo vertoleta Mi-26* [Possible ways of modernization of heavy transport helicopter Mi-26]. *Elektronnyi zhurnal "Trudy MAI"* [Proceeding of MAI], 2012, no. 55. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=30114> (accessed 16.10.2016). (in Russian)

6. **Kozorez D.A., Obrezkov I.V., Tikhonov K.M., Tishkov V.V.** *Razrabotka kompleksnoi modeli resheniya vertoletom funktsional'noi zadachi* [Development of an integrated solution model helicopter functional task]. *Elektronnyi zhurnal "Trudy MAI"* [Proceeding of MAI], 2012, no. 62, Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35567> (accessed 16.10.2016). (in Russian)

7. **Zhelonkin A.A.** *Postroenie i issledovanie v MSC.ADAMS dinamicheskoi modeli vertoleta* [The construction and investigation of the MSC.ADAMS dynamic model of the helicopter]. *Elektronnyi zhurnal "Trudy MAI"*. 2013, no. 65. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35856> (accessed 16.10.2016). (in Russian)

8. **Ivchin V.A., Sudakov V.G., Ryzhov A.A.** *Vychislitel'nyi eksperiment po otsenke aerodinamicheskikh kharakteristik otdel'nykh elementov v sostave fyuzelyazha vertoleta* [Computing experiment for assessment of aerodynamic characteristics of separate elements in the structure of the fuselage of a helicopter]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2014, no. 212, pp. 82–89. (in Russian)

9. **Charles N. Keys, Robert Wiesner.** Guidelines for Reducing Helicopter Parasite Drag, *Journal of American Helicopter Society*, no. 1, 1975.

10. **Petrukhin D.A., Vershkov V.A., Makhnev M.S., Mirgazov R.M.** *Issledovanie vozmozhnosti uluchsheniya aerodinamicheskikh kharakteristik korpusa vertolet* [Study the possibility of improving the aerodynamic performance of the helicopter body]. *Materialy XXVII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike, 21–22 aprelya 2016.* [Articles XXII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics. 21–22 April 2016]. Moscow, 2016. (In Russian)

## INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Vershkov Vladislav Alexandrovich**, Junior Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, [vershkov.va@gmail.com](mailto:vershkov.va@gmail.com).

**Mahnev Miroslav Sergeevich**, Engineer of Central Aerohydrodynamic Institute, [kleonorm@mail.ru](mailto:kleonorm@mail.ru).

**Petrukhin Dmitry Alexandrovich**, Engineer of Central Aerohydrodynamic Institute, [PetrukhinDA@gmail.com](mailto:PetrukhinDA@gmail.com).