

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-106-120

Численное исследование аэродинамики комбинации планера и соосного несущего винта вертолета на основе метода URANS

С.Г. Константинов¹, П.В. Макеев¹, А.И. Шомов¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

Аннотация: Работа посвящена численному моделированию аэродинамических характеристик планера вертолета Камов Ка-226, а также комбинации планера и соосного несущего винта. Использован метод CFD (computational fluid dynamics) на основе подхода URANS (Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) с моделью турбулентности $k-\omega$ SST на базе пакета Ansys Fluent. Созданная для решения поставленных задач гибридная оверсетная расчетная сетка содержала от 45 миллионов (планер) до 58 миллионов (комбинация планера и несущего винта) ячеек. Характеристики планера вертолета рассчитаны для различных конфигураций, таких как изолированный фюзеляж, фюзеляж + оперение, фюзеляж + оперение + колонка автомата перекоса, фюзеляж + оперение + колонка автомата перекоса + шасси (полная конфигурация) в диапазоне углов атаки планера от -16 до $+16^\circ$. Комбинация планера и несущего винта рассчитана в полной конфигурации для скорости полета 30 м/с. Сравнение расчетных аэродинамических характеристик изолированного фюзеляжа и планера вертолета в полной конфигурации с экспериментальными данными продувок в аэродинамической трубе показало удовлетворительное совпадение. Результаты численного моделирования аэродинамических характеристик планера продемонстрировали ряд особенностей: возникновение отрицательной подъемной силы на фюзеляже на режиме горизонтального полета и формирование за ним двух мощных вихревых жгутов, оказывающих влияние на хвостовое оперение. Результаты численного моделирования аэродинамических характеристик комбинации планера и НВ позволили оценить также влияние вихревого следа НВ на аэродинамические характеристики планера. Выполненное исследование демонстрирует широкие возможности примененного подхода URANS для решения задач оптимизации аэродинамики вертолета с учетом интерференции его планера, отдельных частей и соосного несущего винта.

Ключевые слова: метод URANS, планер вертолета, соосный несущий винт, аэродинамические характеристики.

Для цитирования: Константинов С.Г., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное исследование аэродинамики комбинации планера и соосного несущего винта вертолета на основе метода URANS // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 106–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-106-120

Numerical study of helicopter airframe aerodynamics combined with coaxial main rotor using the URANS method

S.G. Konstantinov¹, P.V. Makeev¹, A.I. Shomov¹

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

Abstract: The work is dedicated to numerical modeling of Kamov Ka-226 helicopter aerodynamics for isolated helicopter airframe and helicopter airframe with coaxial main rotor. The CFD (computational fluid dynamics) method based on the URANS approach (Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) based on the Ansys Fluent software has been used. The hybrid overset mesh contained from 45 (isolated airframe) to 58 (airframe/rotor combination) million cells. The isolated helicopter airframe aerodynamic characteristics have been investigated for various airframe configurations such as: isolated fuselage, fuselage + tail, fuselage + tail + rotor head and fuselage + tail + rotor hub + landing gear (full configuration). The range of pitch angles from -16 to $+16^\circ$ has been considered. The full airframe/rotor combination aerodynamics has been investigated for a flight speed of 30 m/s. Comparison of calculated aerodynamic characteristics of isolated fuselage and full airframe configuration with wind tunnel (WT) test data has showed a satisfactory match. The results of numerical modelling of helicopter airframe aerodynamics have demonstrated specific features, such as: presence of negative lift force on the helicopters fuselage in horizontal flight and formation of two powerful vortex bundles behind the fuselage that affecting the tail stabilizer. The results of numerical modelling of helicopter airframe/rotor combination have allowed evaluating the effect of main rotor wake on the helicopter airframe aerodynamics. The

performed study demonstrates the wide possibilities of the URANS approach in solving the complex problems of optimizing helicopter aerodynamics, taking into account the interference of airframe, its individual parts and main rotor.

Keywords: CFD, URANS method, helicopter airframe, coaxial main rotor, aerodynamic characteristics, aerodynamic interference.

For citation: Konstantinov, S.G., Makeev, P.V., Shomov, A.I. (2026). Numerical study of helicopter airframe aerodynamics combined with coaxial main rotor using the URANS method. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 29, no. 2, pp. 106–120. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-106-120

Введение

Степень аэродинамического совершенства планера вертолета в значительной степени влияет на его летно-технические характеристики. Поэтому выбор оптимальной компоновки планера с учетом интерференции между его отдельными элементами, а также несущим винтом (НВ) является важной и актуальной задачей.

Решение подобных задач требует проведения сложных и дорогостоящих экспериментальных исследований, особенно при необходимости моделирования аэродинамических характеристик планера в присутствии НВ. В этой связи интерес представляет возможность численного моделирования аэродинамических характеристик изолированного планера вертолета, а также планера вертолета с учетом индуктивного воздействия НВ. Потенциально такой подход способен существенно дополнить результаты экспериментальных исследований и снизить затраты на их проведение. Текущий уровень развития суперкомпьютерных технологий и методов математического моделирования привели к возможности практической реализации подобных задач. В результате в последние два десятилетия был опубликован ряд исследовательских работ, посвященных изучению аэродинамических характеристик фюзеляжей вертолетов, в том числе с учетом несущего и рулевого винтов, на базе различных методов численного моделирования.

Так, в работе Renaud et al. [1] используются три различных CFD-пакета: OVERFLOW 2.0, elsA и FUN3D. Во всех трех случаях применяется распространенный подход RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations). Рассматриваются аэродинамические характеристики фюзеляжа вертолета Dauphin в изолированной постановке, а также с учетом

влияния НВ (модель активного диска). В исследовании Stejtl & Barakos [2] на базе оригинального CFD-пакета HMB (Helicopter Multi-Block) решается специализированная тестовая задача ROBIN (Rotor Body Interaction) от NASA (фюзеляж с несущим винтом) и задача в рамках проекта GOAHEAD (Generation of Advanced Helicopter Experimental Aerodynamic Database for CFD code validation). Smith et al. [3] для решения тестовой задачи ROBIN использовался оригинальный подход на базе метода VTM (Vorticity Transport Method). В работе Lee et al. [4] на базе предлагаемого авторами CFD-решателя вместе с задачей ROBIN рассмотрена полная конфигурация вертолета UH-60, включая несущий и рулевой винты. Quon et al. [5] для исследования взаимодействия фюзеляжа и винта использованы CFD-пакет FUN3D (подход URANS) и CFD-пакет CHARM (вихревой метод). В статье Schäferlein & Keßler [6] на базе CFD-пакета FLOWer (подход URANS) моделировался вертолет EC-135 (фюзеляж с несущим винтом). Работа сфокусирована на исследовании влияния обтекателя втулки НВ на аэродинамику вертолета. В исследовании Tan & Wang [7] для решения тестовых задач для комбинации фюзеляжа и винта используется оригинальный вихревой метод. В статье Nicolosi et al. [8] на основе CFD-пакета Star-CCM+ (подхода URANS) исследованы аэродинамические характеристики изолированного фюзеляжа. Acikgoz & Aslan [9] для исследования интерференции фюзеляжа и несущего винта использован CFD-пакет FLUENT, также с использованием подхода URANS. В статье Dawei et al. [10] интерференция винта и фюзеляжа вертолета исследована на базе оригинальной нестационарной панельной/вихревой модели. В работе Passe et al. [11] выполнены CFD/CSD (computational

structural dynamics) исследования для вертолета – демонстратора технологии ABC (Advanced Blade Concept) Sikorsky X-2 (фюзеляж + соосный НВ). Используются CSD-пакет PRASADUM и CFD-пакет CREATE-AV, включающий в себя CFD-пакет OVERFLOW (URANS-подход). Batrakov et al. [12] исследовано влияние несущего винта на хвостовую балку вертолета на базе CFD-пакета HMB (Helicopter Multi-Block) с использованием подхода URANS. Работа Xu et al. (2017) [13] применяет оригинальный CFD-пакет для моделирования тестовой задачи интерференции винта и фюзеляжа от GIT (Georgia Institute of Technology). В статье Aiman et al. [14] для моделирования аэродинамики изолированного фюзеляжа используются два CFD-пакета: PUMA и FLUENT. Lorber et al. [15] в своей статье также используют два различных CFD-пакета с подходом URANS: STAR-CCM+ и CREATETM-AV. Моделируется аэродинамика комбинации фюзеляжа и винта и их взаимодействие с хвостовым оперением. В исследовании Kim et al. [16] на базе CFD-подхода рассмотрена задача аэроакустики для комбинации соосного НВ и фюзеляжа. Одна из новейших работ в интересующей нас области – статья Zhu et al. [17] рассматривает интерференцию корпуса и винтов беспилотного квадрокоптера. Другая (Wang et al. [18]) посвящена исследованию интерференции между несущим и рулевыми винтами вертолета одновинтовой схемы (с учетом фюзеляжа). Обе указанные работы также используют подход URANS.

Таким образом, можно отметить, что современные CFD-методы численного моделирования находят в настоящий момент широкое применение для решения различных задач, связанных с аэродинамикой фюзеляжа и винтов вертолета. При этом наибольшее распространение при решении таких задач в настоящее время получил подход URANS, сочетающий относительно умеренные требования к вычислительным ресурсам, широкие возможности для анализа, и достаточную точность получаемых результатов.

В представленной статье на базе CFD-пакета Ansys Fluent и подхода URANS решает-

ся две задачи. Первая – исследование аэродинамических характеристик изолированного планера вертолета Ка-226 (в различных конфигурациях) в широком диапазоне углов атаки. Вторая – моделирование аэродинамики комбинации планера и соосного НВ на режиме горизонтального полета.

Таким образом, можно отметить, что современные CFD-методы численного моделирования находят в настоящий момент широкое применение для решения различных задач, связанных с аэродинамикой фюзеляжа и винтов вертолета. При этом наибольшее распространение при решении таких задач в настоящее время получил подход URANS, сочетающий относительно умеренные требования к вычислительным ресурсам, широкие возможности для анализа, и достаточную точность получаемых результатов.

В представленной статье на базе CFD-пакета Ansys Fluent и подхода URANS решаются две задачи. Первая – исследование аэродинамических характеристик изолированного планера вертолета Ка-226 (в различных конфигурациях) в широком диапазоне углов атаки. Вторая – моделирование аэродинамики комбинации планера и соосного НВ на режиме горизонтального полета.

Расчет аэродинамических характеристик планера вертолета Ка-226 (рис. 1) [19, 20] проводился при нулевом угле скольжения для углов атаки α_{ϕ} от -16° до $+16^{\circ}$ с интервалом $\Delta\alpha_{\phi} = 4^{\circ}$ для двух чисел Рейнольдса. Число Рейнольдса $Re = 7,2 \cdot 10^6$ соответствует условиям эксперимента, проведенного для модели планера в аэродинамической трубе и описанного в работе Аникина и соавт. [19]. Число Рейнольдса $Re = 1,7 \cdot 10^7$ натурное и соответствует режиму горизонтального полета вертолета со скоростью $V = 30$ м/с.

Методология

Для расчетов создавалась гибридная расчетная сетка, состоящая из расчетных зон, объединенных оверсетным интерфейсом, содержащая порядка 45 млн ячеек (рис. 2). Расчетная область имела цилиндрическую форму.

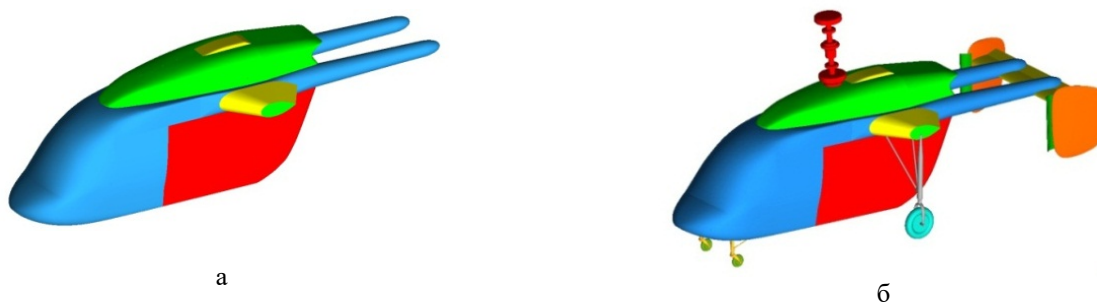


Рис. 1. Расчетные модели: а – изолированного фюзеляжа; б – полного планера вертолета
Fig. 1. Models of isolated fuselage (a) and full airframe (b)

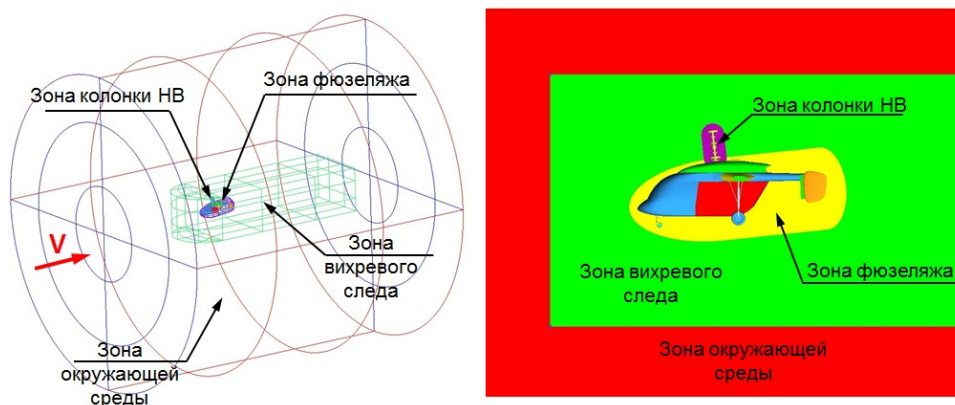


Рис. 2. Деление расчетной области на зоны для построения расчетной сетки
Fig. 2. Computational volume zones scheme

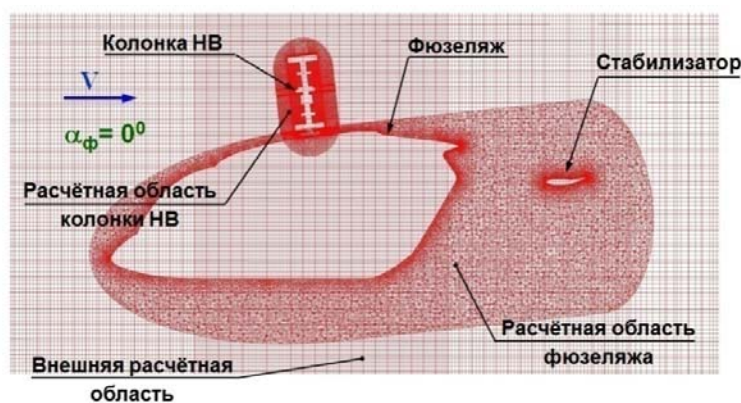


Рис. 3. Структура расчетной области в плоскости симметрии вертолета
Fig. 3. The structure of computational mesh in the plane of symmetry of the helicopter

Границы расчетной области располагались на расстоянии $15L_{\phi}$ (здесь L_{ϕ} – длина фюзеляжа) сбоку и спереди от планера вертолета, за исключением выходной границы, которая была удалена на $25L_{\phi}$. Расчетная сетка у поверхности планера и его элементов строилась таким

образом, чтобы первый узел сетки находился в области вязкого профиля скорости $Y^+ \leq 1$ (рис. 3). Предварительные исследования сеточной сходимости показали достаточность качества расчетной сетки и сеточного разрешения для решения поставленной задачи.

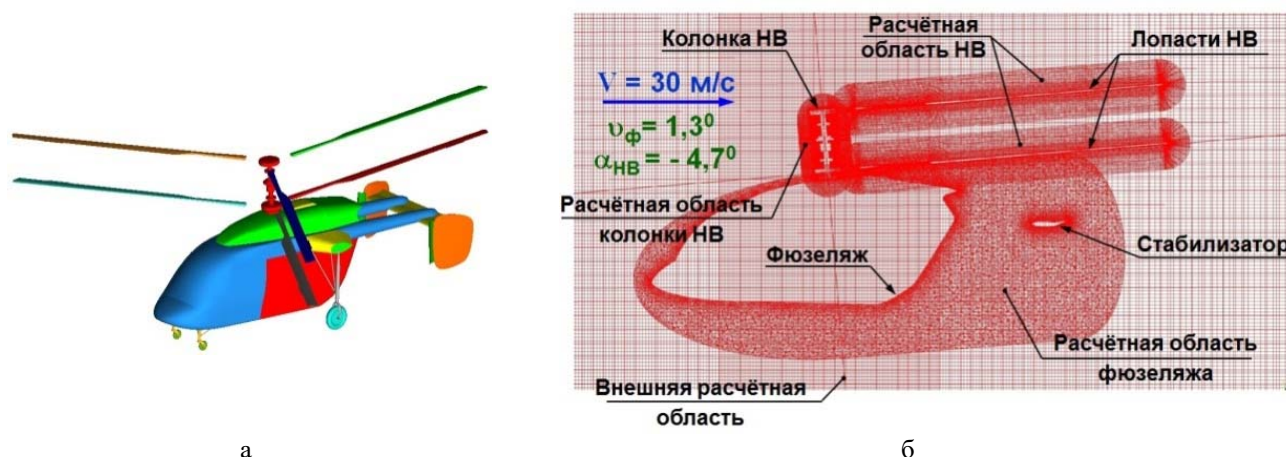


Рис. 4. Полная расчетная модель вертолета с соосным НВ (а) и структура расчетной области (б) в плоскости симметрии вертолета

Fig. 4. Model of airframe/rotor combination (a) and structure of the computational mesh in the plane of symmetry (б)

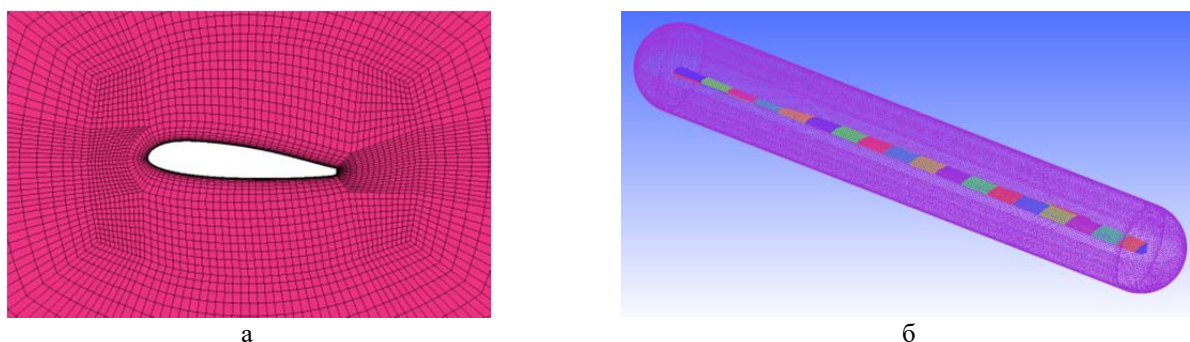


Рис. 5. Структура расчетной сетки в поперечном сечении лопасти НВ (а) и поверхностная сетка расчетной зоны лопасти НВ (б) вертолета

Fig. 5. The structures of the mesh in the cross section (a) and the surface mesh (б) of the rotor blade

Численное моделирование проводилось в нестационарной постановке: с учетом изменения параметров потока во времени. В расчетах применялся метод конечных объемов на основе подхода URANS (Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations) с моделью турбулентности $k-\omega$ SST. Параметры начальной турбулентности выбирались исходя из условий средней интенсивности развитого турбулентного потока. Значение относительной турбулентной вязкости принималось равным 5. Значение турбулентной интенсивности принималось равным 1 %.

Расчет аэродинамических характеристик планера с учетом воздействия индуктивного потока от несущего винта вертолета Ка-226 проводился для скорости горизонтального по-

лета вертолета $V = 30$ м/с ($Re = 1,7 \cdot 10^7$) и угла тангажа $\alpha_\phi = 1,3^\circ$, несущий винт имел следующие параметры: радиус винта $R = 6,62$ м; заполнение винта $\sigma = 0,075$; окружная скорость вращения винтов $\omega R = 198,3$ м/с; крутка лопасти $\Delta\phi_\Sigma = -8,35^\circ$; хорда лопасти $b = 0,26$ м; количество лопастей $k_L = 2 \times 3$.

Для расчетов использовалась описанная выше базовая расчетная сетка, разработанная для расчета планера вертолета. К этой сетке были добавлены расчетные зоны лопастей несущего винта и горизонтальных шарниров. Сетки были объединены при помощи оверсетного интерфейса (рис. 4, 5). Итоговая расчетная сетка содержала порядка 58 млн ячеек и строилась у поверхности лопастей таким образом, чтобы первый узел сетки находился

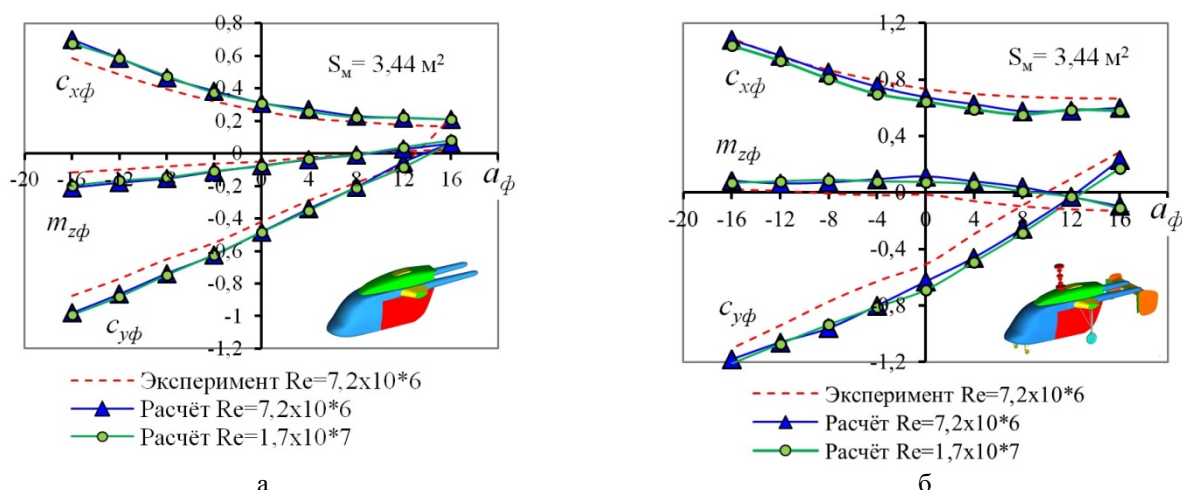


Рис. 6. Расчетные и экспериментальные зависимости коэффициентов $c_{y\phi} = f(\alpha_\phi)$, $c_{x\phi} = f(\alpha_\phi)$ и $m_{z\phi} = f(\alpha_\phi)$:
 а – для изолированного фюзеляжа; б – для полного планера
Fig. 6. Calculated and experimental dependencies of the drag C_D , lift C_L and pitch moment C_M coefficients:
 а – for isolated fuselage; б – for full airframe

в области вязкого профиля скорости $Y^+ \leq 1$. Предварительные исследования сеточной сходимости показали достаточность качества расчетной сетки и сеточного разрешения для решения поставленной задачи.

Численное моделирование проводилось в той же постановке и с теми же условиями и свойствами окружающей среды, что и для расчетов планера вертолета.

Принятые в расчетах углы конуса верхнего и нижнего винтов с учетом балансировки вертолета на режиме полета со скоростью $V = 30$ м/с определялись заранее с помощью нелинейной вихревой модели, разработанной в МАИ. Указанная вихревая модель описана в работе [21], где она была применена для расчета аэродинамических характеристик изолированного соосного НВ вертолета Ка-226 [21]. Верхний и нижний винты были сбалансированы по величине крутящего момента. Лопасты винтов моделировались абсолютно жесткими на изгиб и кручение.

Результаты расчета

На рис. 6 представлены графики изменения коэффициентов подъемной силы $c_{y\phi}$, силы сопротивления $c_{x\phi}$ и продольного момента $m_{z\phi}$ в зависимости от угла атаки α_ϕ и числа Re для различных изолированного фюзеляжа

(рис. 6, а) и полного планера (рис. 6, б) вертолета. Сопоставление результатов расчетов и экспериментальных данных [19] показывает их удовлетворительное согласование. Анализ результатов расчетов планера вертолета, имеющего стойки шасси и колонку НВ в сравнении с изолированным планером вертолета, показал влияние местного числа Re на аэродинамические характеристики элементов планера вертолета. Данный эффект важно учитывать при проведении экспериментальных исследований. Также на приведенных графиках видно, что планер вертолета обладает отрицательной подъемной силой в условиях обтекания, соответствующего режиму горизонтального полета вертолета. Таким образом, для компенсации отрицательной подъемной силы в полете требуется дополнительная мощность.

На рис. 7 представлены графики изменения коэффициентов подъемной силы $c_{y\phi}$, силы сопротивления $c_{x\phi}$ и продольного момента $m_{z\phi}$ в зависимости от угла атаки α_ϕ для различных конфигураций планера. Отдельно приведены данные для 4 конфигураций: изолированный фюзеляж, фюзеляж + оперение, фюзеляж + оперение + колонка автомата перекоса (АП), фюзеляж + оперение + колонка АП + шасси. Данные графики позволяют оценить вклад различных элементов планера в получаемые полные аэродинамические характеристики.

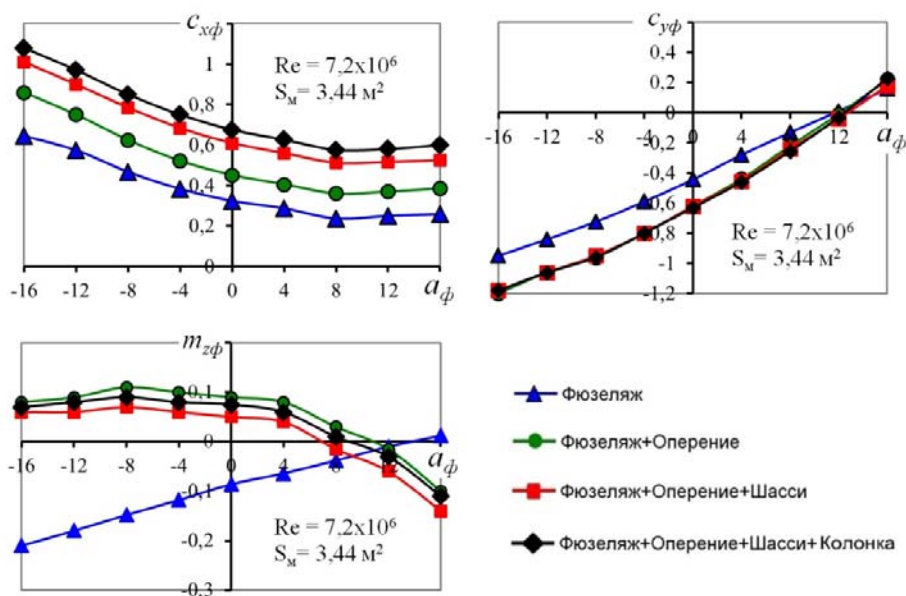


Рис. 7. Зависимости коэффициентов $c_{y\phi} = f(\alpha_\phi)$, $c_{x\phi} = f(\alpha_\phi)$ и $m_{z\phi} = f(\alpha_\phi)$ для различных комбинаций планера вертолета
Fig. 7. Calculated dependencies of the drag C_D , lift C_L and pitch moment C_M coefficients for isolated fuselage and various airframe configurations

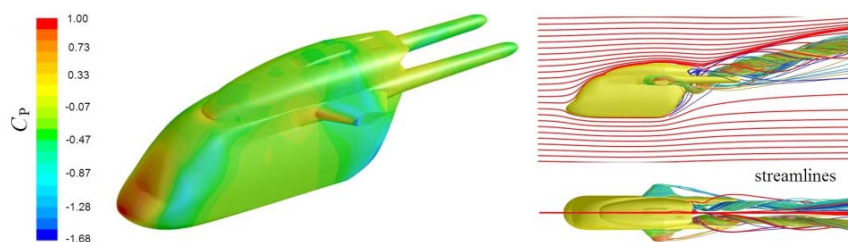


Рис. 8. Распределение коэффициента давления по поверхности (а) и визуализация обтекания изолированного планера вертолета с помощью линий тока (б)
Fig. 8. Distribution of the pressure coefficient (a) over the surface and visualization of the flow around isolated helicopter fuselage using streamlines (б)

Важным достоинством современных методов численного моделирования является возможность определять не только суммарные, но и распределенные аэродинамические характеристики, например распределение давления по поверхности, а также позволяет выявить зоны неблагоприятного обтекания и срыва потока.

На рис. 8 представлено распределение коэффициента давления c_p по поверхности изолированного планера вертолета и визуализация его обтекания. Видно, что обтекание планера сопровождается образованием двух ярко выраженных вихревых жгутов, попадающих в область расположения хвостового оперения,

которые оказывают существенное индуктивное воздействие на стабилизатор и вертикальное оперение. Поэтому на этапе разработки компоновки вертолета хвостовое оперение необходимо располагать с учетом характера обтекания планера вертолета. Для улучшения аэродинамических характеристик планера в данном случае можно рассмотреть различные формы задней части фюзеляжа вертолета.

На рис. 9 показано поле суммарной скорости V и завихренности ω в продольном сечении расчетной области изолированного фюзеляжа вертолета, а на рис. 10 – полного планера с оперением, шасси и колонкой НВ. Приведенные

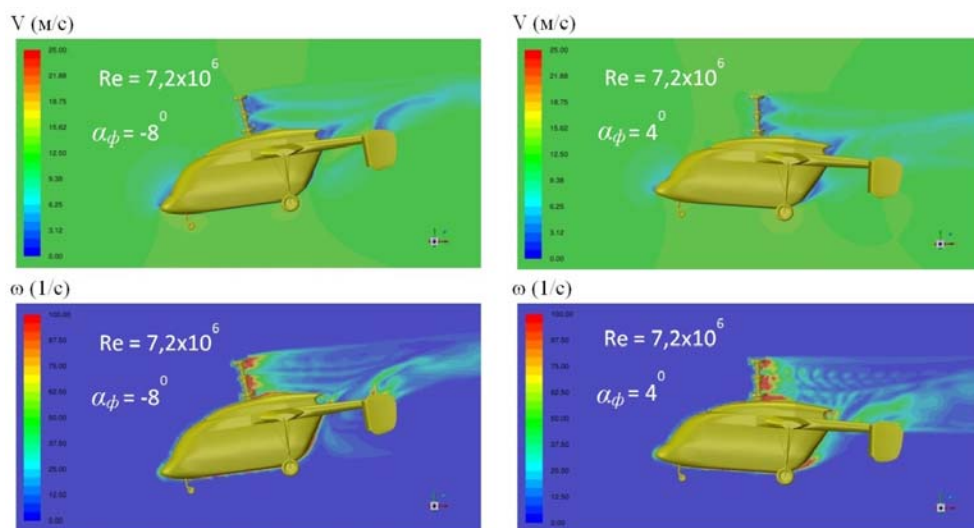


Рис. 9. Поля суммарных скоростей V и завихренности ω для полного планера вертолета
Fig. 9. Velocity fields (a) and vorticity contours (b) of full airframe: $Re = 7.2 \cdot 10^6$

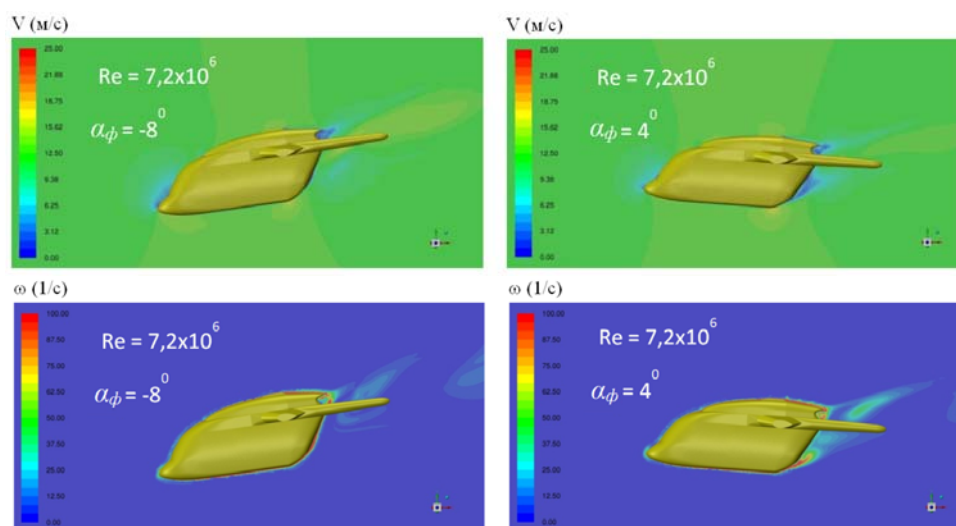


Рис. 10. Поля суммарных скоростей V (a) и завихренности ω для изолированного фюзеляжа (б)
Fig. 10. Velocity fields (a) and vorticity contours (b) of isolated fuselage: $Re = 7.2 \cdot 10^6$

результаты дают качественное представление об обтекании планера вертолета. Видно, что хвостовое оперение находится в возмущенном потоке, образуемом вследствие обтекания колонки НВ и задней части фюзеляжа вертолета (рис. 10). Также видны области полного торможения потока и области, соответствующие срыву потока, приводящие к росту общего сопротивления планера вертолета (рис. 9, 10).

Ниже приведены результаты расчетов комбинации НВ и планера вертолета на режиме горизонтального полета со скоростью $V = 30$ м/с.

На рис. 11 представлено поле суммарной скорости V и завихренности ω в продольном сечении расчетной области. На рисунках хорошо видны области завихренности, соответствующие расположению концевых и комлевых вихревых жгутов, которые на удалении от винта вследствие диффузии размываются, образуя непрерывную область завихренности.

На рис. 12 показаны картины обтекания планера вертолета и комбинации планера вертолета и НВ в продольном сечении расчетной области. Видно, что картина обтека-

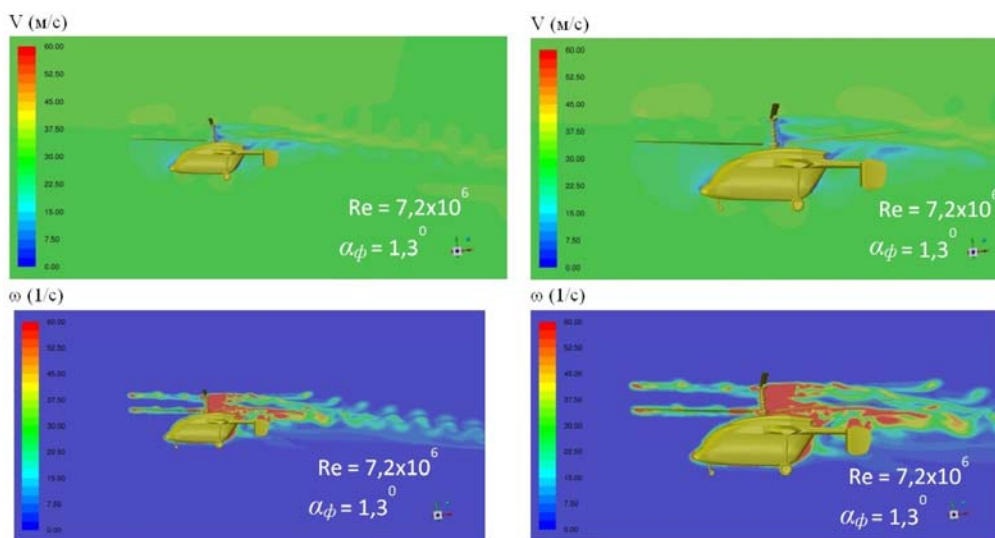


Рис. 11. Поле суммарной скорости V и завихренности ω на режиме горизонтального полета вертолета
Fig. 11. Velocity fields (a) and vorticity contours (b) of airframe/rotor combination at forward flight:
 $V = 30 \text{ m/s}$; $\alpha = 1.3^\circ$; $Re = 7.2 \cdot 10^6$

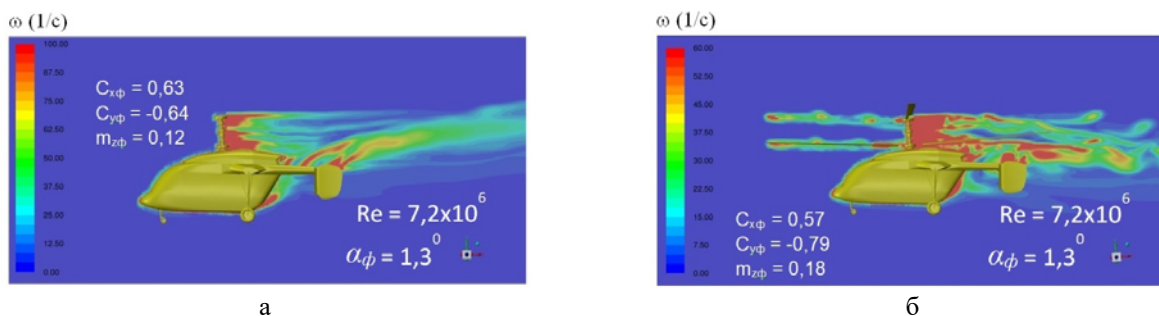


Рис. 12. Поле завихренности ω : a – для планера вертолета;
 b – для комбинации планера вертолета с НВ
Fig. 12. Vorticity contours of isolated airframe (a) and airframe/rotor combination (b)
at forward flight: $V = 30 \text{ m/s}$; $\alpha = 1.3^\circ$; $Re = 7.2 \cdot 10^6$

ния хвостового оперения, находящегося в индуктивном потоке несущего винта, существенно отличается от картины обтекания планера, не имеющего несущего винта.

Из рис. 12 следует, что влияние НВ отражается на аэродинамических характеристиках планера. Так, влияние НВ незначительно уменьшает сопротивление планера и увеличивает отрицательную подъемную силу на фюзеляже.

На рис. 13 показана структура вихревого следа вертолета при помощи изоповерхностей (для $\omega = 25 \text{ c}^{-1}$). Представленные картины демонстрируют известные особенности формирования структуры вихревого следа

НВ на режимах горизонтального полета [22]. Четко видны структуры правого и левого вторичных вихревых жгутов, образующихся за несущим винтом. Также на рис. 13 хорошо видны области взаимодействия лопастей с концевыми и комлевыми вихрями.

На рис. 14 приведены эпюры вертикальной составляющей индуктивной скорости от вихревого следа НВ, построенные вдоль линий, лежащих в плоскости вращения нижнего винта на расстоянии $X/R = -0,5$; $-1,0$ и $-1,5$. Здесь наблюдается картина, характерная для НВ на режиме горизонтального полета. Между правым и левым вихревыми жгутами (см. рис. 13) наблюдается нисходящий поток,

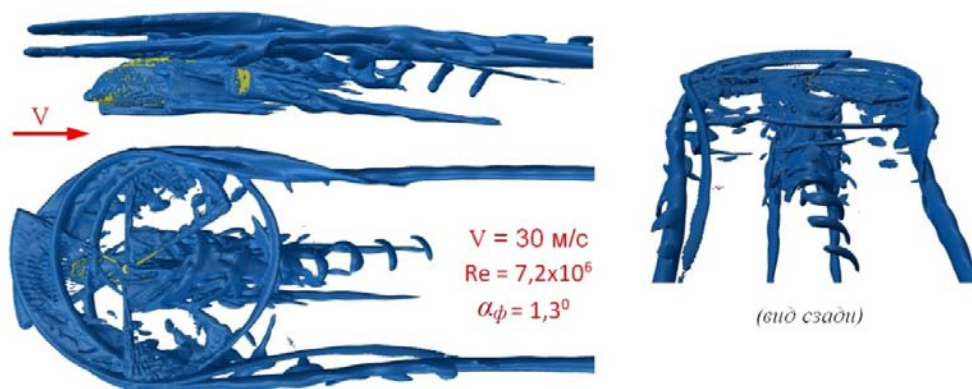


Рис. 13. Визуализация структуры вихревого следа вертолета при помощи изоповерхностей для $\omega = 25 \text{ c}^{-1}$
Fig. 13. Visualization of the structure of the vortex wake using isosurfaces ($\omega = 25 \text{ s}^{-1}$)

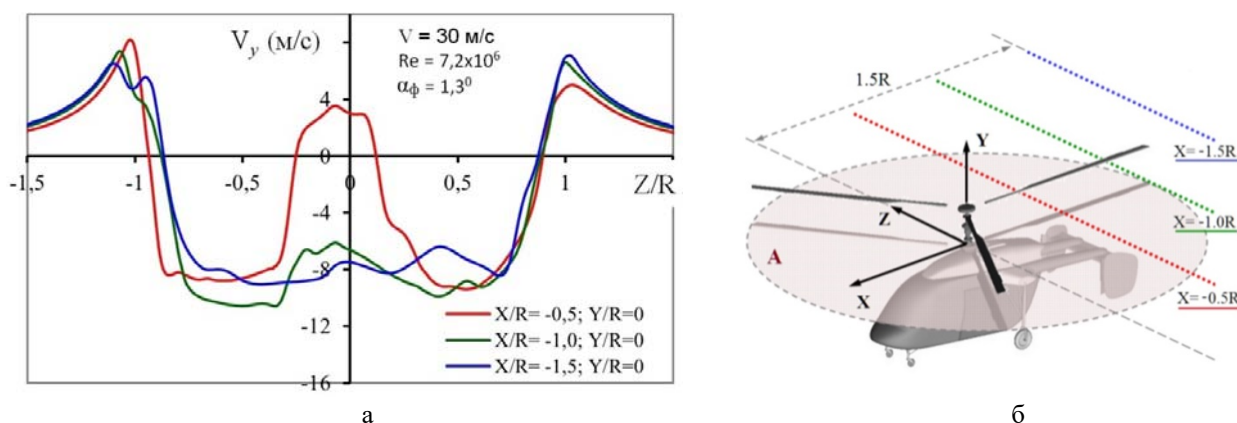


Рис. 14. Эпюры вертикальной составляющей индуктивной скорости: а – вдоль контрольных линий; б – в вихревом следе на режиме горизонтального полета вертолета
Fig. 14. Plots (a) of the vertical component of the induced velocity calculated along the lines (б) at forward flight

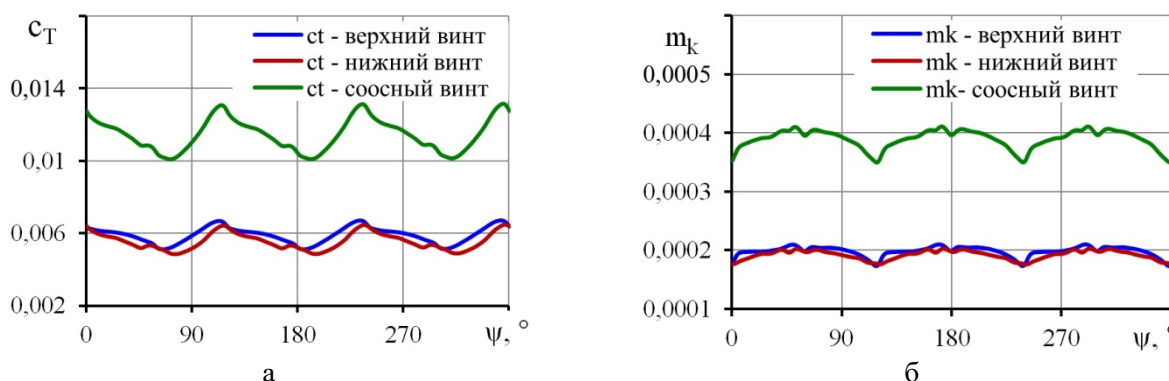


Рис. 15. Изменение коэффициента тяги c_T (а) и момента m_k (б) НВ за один оборот на режиме горизонтального полета вертолета ($V = 30 \text{ м/с}$)
Fig. 15. The dependencies of the thrust (a) and torque (б) coefficients of the coaxial main rotor for one revolution at the forward flight ($V = 30 \text{ m/s}$)

направленный вниз и оказывающий влияние на оперение вертолета. По краям справа и слева поток направлен вверх.

На рис. 15 представлены зависимости коэффициентов тяги c_T (рис. 15, а) и крутящего момента m_k (рис. 15, б) НВ, построенные для

одного оборота винта. Приведены коэффициенты для нижнего и верхнего винтов по отдельности, а также их суммарные значения. Видно, что тяга и крутящий момент соосного НВ пульсирует по времени вследствие аэродинамической интерференции верхнего и нижнего винтов, что отмечается в ряде работ [21, 23, 24]. Из рис. 15, б также видно, что крутящий момент нижнего и верхнего винтов в представленном расчете сбалансирован, как было отмечено выше.

Заключение

Выполнено численное моделирование аэродинамических характеристик изолированного планера вертолета Ка-226 для различных конфигураций в диапазоне углов атаки $-16...+16^\circ$ и комбинации планера и соосного НВ вертолета Ка-226 на режиме горизонтального полета со скоростью 30 м/с.

Использован метод URANS на базе пакета Ansys FLUENT с моделью турбулентности $k-\omega$ SST на базе пакета Ansys Fluent. Разработанная расчетная блочная неструктурированная оверсетная сетка содержала от 30 млн до 46 млн ячеек и обеспечила высокое качество полученных результатов.

Сравнение результатов расчетов аэродинамических характеристик планера с экспериментальными данными показало хорошее качественное и количественное совпадение, что подтверждает достоверность и достаточную точность применяемого расчетного метода.

В результате численного моделирования обнаружено влияние местного числа Рейнольдса на аэродинамические характеристики таких элементов планера вертолета, как стойки шасси и колонка несущего винта, что важно учитывать при подготовке и проведении экспериментальных исследований. Показано, что на режиме горизонтального полета за фюзеляжем формируются мощные вихревые жгуты, оказывающие влияние на хвостовую часть вертолета, что требует учета при выборе параметров оперения. Также установлено, что планер вертолета обладает отрицательной подъемной силой на режимах гори-

зонтального полета, что требует дополнительных затрат мощности. Одним из путей преодоления этого эффекта может быть оптимизация формы задней части фюзеляжа.

Для комбинации планера и соосного НВ вертолета Ка-226 проведен демонстрационный расчет режима горизонтального полета с учетом балансировки. Рассчитаны и проанализированы картины обтекания и аэродинамические характеристики. Получены основные особенности, связанные с работой НВ на режиме горизонтального полета, такие как формирование структур вторичных вихревых жгутов и пульсации коэффициентов тяги и крутящего момента винта вследствие интерференции между верхним и нижним винтами. Установлено, что влияние НВ на планер на рассмотренном режиме приводит к незначительному снижению сопротивления планера и росту отрицательной подъемной силы планера.

Представленные в работе результаты могут внести существенный вклад в опыт применения методов численного моделирования в решение задачи расчета аэродинамических характеристик полной модели планера и НВ вертолета соосной схемы.

Список литературы

1. **Renaud T.** Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using CFD / T. Renaud, D. O'Brien, M. Smith, M. Potsdam // Journal of the American Helicopter Society. 2008. Vol. 53, no. 1. Pp. 3–17. DOI: 10.4050/JAHS.53.3
2. **Steijl R., Barakos G.** Computational analysis of rotor-fuselage interactional aerodynamics using sliding-plane CFD method [Электронный ресурс] // ResearchGate. 2008. 16 p. URL: https://www.researchgate.net/publication/266096529_Computational_analysis_of_rotor-fuselage_interactional_aerodynamics_using_sliding-plane_CFD_method (дата обращения: 17.06.2025).
3. **Smith M.** Vorticity-transport and unstructured RANS investigation of rotor-fuselage interactions / M. Smith, R. Shenoy, A. Kenyon, R. Brown [Электронный ресурс] // 35th Euro-

pean Rotorcraft Forum. Germany, Hamburg, 2009. ID: 101271. 19 p. URL: <https://dSPACE-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/783e9f1d-0503-44bd-acea-48b1636888e0/content> (дата обращения: 17.06.2025).

4. **Lee B.** Numerical simulation of rotor-fuselage aerodynamic interaction using an unstructured overset mesh technique / B. Lee, M. Jung, O.-J. Kwon, H.J. Kang // *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*. 2010. Vol. 11, iss. 1. Pp. 1–9. DOI: 10.5139/IJASS.2010.11.1.001

5. **Quon E.** Unsteady reynolds-averaged navier-stokes-based hybrid methodologies for rotor-fuselage interaction / E. Quon, M. Smith, G. Whitehouse, D. Wachspres // *Journal of Aircraft*. 2012. Vol. 49, no. 3. Pp. 961–965. DOI: 10.2514/1.C031578

6. **Schäferlein U., Keßler M.** CFD-simulation of the rotor head influence to the rotor-fuselage interaction [Электронный ресурс] // 40th European Rotorcraft Forum. United Kingdom, Southampton, 2014. 12 p. URL: <https://dSPACE-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/0f0f46c2-f81a-47af-9a73-40c3d6589cf8/content> (дата обращения: 17.06.2025).

7. **Tan J., Wang H.** Numerical analysis of helicopter rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction // *Acta Aerodynamica Sinica*. 2014. Vol. 32, no. 3. Pp. 320–327. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2012.0141

8. **Nicolosi F.** Fuselage aerodynamic drag prediction method by CFD / F. Nicolosi, P. Vecchia, D. Ciliberti, V. Cusati [Электронный ресурс] // 5th CEAS Air & Space Conference. NL, Delft, 7–11 September 2015. URL: https://www.researchgate.net/publication/332407449_Fuselage_aerodynamic_drag_prediction_method_by_CFD (дата обращения: 17.06.2025).

9. **Açıkgöz M.B., Aslan A.R.** Dynamic mesh analyses of helicopter rotor–fuselage flow interaction in forward flight [Электронный ресурс] // *Journal of Aerospace Engineering*. 2016. Vol. 29, no. 6. ID: 04016050. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000641 (дата обращения: 17.06.2025).

10. **Dawei L., Ji X., Jun H.** The theoretical research for the rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction problem // *Journal of Aero-*

space Technology and Management. 2016. Vol. 8, no. 3. Pp. 281–288. DOI:10.5028/jatm.v8i3.686

11. **Passe B.** Identification of rotor-fuselage aerodynamic interactions in a compound coaxial helicopter using CFD-CSD Coupling / B. Passe, A. Sridharan, J. Baeder, R. Singh [Электронный ресурс] // American Helicopter Society Specialists Meeting on Aeromechanics Design for Vertical Lift, CA, San Francisco, 20–22 January 2016. URL: https://www.researchgate.net/publication/296467339_Identification_of_Rotor-Fuselage_Aerodynamic_interactions_in_a_Compound_Coaxial_Helicopter_using_CFD-CSD_Coupling (дата обращения: 17.06.2025).

12. **Batnikov A.** Simulation of tail boom vibrations using main rotor-fuselage computational fluid dynamics (CFD) / A. Batnikov, A. Kusyumov, S. Kusyumov, S. Mikhailov, G. Barakos [Электронный ресурс] // *Applied Sciences*. 2017. Vol. 7, iss. 9. ID: 918. DOI: 10.3390/app7090918 (дата обращения: 17.06.2025).

13. **Xu H.** A simple and conservative unstructured sliding-mesh approach for rotor-fuselage aerodynamic interaction simulation / H. Xu, S.-L. Xing, Z.-Y. Ye, M.-S. Ma // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2016. Vol. 231, iss. 1. Pp. 163–179. DOI: 10.1177/0954410016664919

14. **Aiman W.A.** Numerical modelling of helicopter fuselage aerodynamics in forward flight using computational fluid dynamics / W.A. Aiman, N.A.R.N. Mohd, S. Mat, N.B. Dahalan [Электронный ресурс] // 3rd South East Asia Workshop on Aerospace Engineering. Thailand, Bangkok, 6-8 September 2018. URL: https://www.researchgate.net/publication/332038050_NUMERICAL_MODELLING_OF_HELICOPTER_FUSELAGE_AERODYNAMICS_IN_FORWARD_FLIGHT_USING_COMPUTATIONAL_FLUID_DYNAMICS (дата обращения: 17.06.2025).

15. **Lorber P., Min B.-Y., Zhao J.** (2019). Comparison of rotor - fuselage flow fields and unsteady tail interactions between two CFD codes and experiment [Электронный ресурс] // 75th Annual Forum of the American Helicopter

Society. USA, Philadelphia, Pennsylvania, 13–16 May. DOI: 10.4050/F-0075-2019-14500 (дата обращения: 17.06.2025).

16. Kim J., Ko J., Lee S. Aeroacoustic analysis of coaxial rotor with rotor-fuselage interaction [Электронный ресурс] // 48th International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering. Spain, Madrid, 16-19 June 2019. 8 p. URL: https://www.sea-acustica.es/INTERNOISE_2019/Fchrs/Proceedings/1812.pdf (дата обращения: 17.06.2025).

17. Zhu Y. Numerical study of the aerodynamic interference of rotors imposed on fuselage for a quadcopter / Y. Zhu, D. Lin, L. Mo, P. Lv, J. Ye [Электронный ресурс] // IEEE Access. 2021. Vol. 9. Pp. 150021–150036. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3124507 (дата обращения: 17.06.2025).

18. Wang C. Main rotor wake interference effects on tail rotor thrust in crosswind / C. Wang, M. Huang, S. Ma, H. Wang, M. Tang [Электронный ресурс] // International Journal of Aerospace Engineering. 2021. Vol. 2021. ID: 9994115. 13 p. DOI: 10.1155/2021/9994115 (дата обращения: 17.06.2025).

19. Аникин В.А. Расчет обтекания корпуса вертолета с помощью уравнений Рейнольдса / В.А. Аникин, А.В. Воеводин, Д.С. Коломенский, Г.Г. Судаков // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2005. № 11. С. 43–48.

20. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик планера вертолетов методом CFD // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2017. № 9-10. С. 34–41.

21. Konstantinov S.G. Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics / S.G. Konstantinov, Yu.M. Ignatkin, P.V. Makeev, S.O. Nikitin [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Technology and Management. 2021. Vol. 13. 14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (дата обращения: 17.06.2025).

22. Ignatkin Yu. Modelling the helicopter rotor aerodynamics at forward flight with free wake model and URANS method / Yu. Ignatkin, P. Makeev, S. Konstantinov, A. Shomov // Avia-

tion. 2020. Vol. 24, no. 4. Pp. 149–156. DOI: 10.3846/aviation.2020.12714

23. Крицкий Б.С. Пульсации тяги соосного несущего винта, обусловленные взаимным расположением лопастей / Б.С. Крицкий, Р.М. Миргазов, В.А. Аникин, О.В. Герасимов // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104

24. Kim H., Brown R. A comparison of coaxial and conventional rotor performance // Journal of the American Helicopter Society. 2010. Vol. 55, no. 1. Pp. 12004. DOI: 10.4050/JAHS.55.012004

References

1. Renaud, T., O'Brien, D., Smith, M., Potsdam, M. (2008). Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using CFD. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 53, no. 1, pp. 3–17. DOI: 10.4050/JAHS.53.3

2. Steijl, R., Barakos, G. (2008). Computational analysis of rotor-fuselage interactional aerodynamics using sliding-plane CFD method. *ResearchGate*, 16 p. Available at: https://www.researchgate.net/publication/266096529_Computational_analysis_of_rotor-fuselage_interactional_aerodynamics_using_sliding-plane_CFD_method (accessed: 17.06.2025).

3. Smith, M., Shenoy, R., Kenyon, A., Brown, R. (2009). Vorticity-transport and unstructured RANS investigation of rotor-fuselage interactions. *In: 35th European Rotorcraft Forum*, Hamburg, Germany, 19 p. Available at: <https://dspace-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/783e9f1d-0503-44bd-acea-48b1636888e0/content> (accessed: 17.06.2025).

4. Lee, B., Jung, M., Kwon, O.-J., Kang, H.J. (2010). Numerical simulation of rotor-fuselage aerodynamic interaction using an unstructured overset mesh technique. *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 11, issue 1, pp. 1–9. DOI: 10.5139/IJASS.2010.11.1.001

5. Quon, E., Smith, M., Whitehouse, G., Wachspress, D. (2012). Unsteady reynolds-averaged navier-stokes-based hybrid methodologies

for rotor-fuselage interaction. *Journal of Aircraft*, vol. 49, no. 3, pp. 961–965. DOI: 10.2514/1.C031578

6. Schäferlein, U., Keßler, M. (2014). CFD-simulation of the rotor head influence to the rotor-fuselage interaction. In: *40th European Rotorcraft Forum*, Southampton, United Kingdom, 12 p. Available at: <https://dSPACE-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/0f0f46c2-f81a-47af-9a73-40c3d6589cf8/content> (accessed: 17.06.2025).

7. Tan, J., Wang, H. (2014). Numerical analysis of helicopter rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction. *Acta Aerodynamica Sinica*, vol. 32, no. 3, pp. 320–327. DOI: 10.7638/kqdlxxb-2012.0141

8. Nicolosi, F., Vecchia, P., Ciliberti, D., Cusati, V. (2015). Fuselage aerodynamic drag prediction method by CFD. In: *5th CEAS Air & Space Conference*, Delft, NL, 7–11 September. Available at: https://www.researchgate.net/publication/332407449_Fuselage_aerodynamic_drag_prediction_method_by_CFD (accessed: 17.06.2025).

9. Açıkgöz, M.B., Aslan, A.R. (2016). Dynamic mesh analyses of helicopter rotor-fuselage flow interaction in forward flight. *Journal of Aerospace Engineering*, vol. 29, no. 6, ID: 04016050. DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000641 (accessed: 17.06.2025).

10. Dawei, L., Ji, X., Jun, H. (2016). The theoretical research for the rotor/fuselage unsteady aerodynamic interaction problem. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 8, no. 3, pp. 281–288. DOI: 10.5028/jatm.v8i3.686

11. Passe, B., Sridharan, A., Baeder, J., Singh, R. (2016). Identification of rotor-fuselage aerodynamic interactions in a compound coaxial helicopter using CFD-CSD Coupling. In: *American Helicopter Society Specialists Meeting on Aeromechanics Design for Vertical Lift*, San Francisco, CA, 20–22 January. Available at: https://www.researchgate.net/publication/296467339_Identification_of_Rotor-Fuselage_Aerodynamic_interactions_in_a_Compound_Coaxial_Helicopter_using_CFD-CSD_Coupling (accessed: 17.06.2025).

12. Batrakov, A., Kussyumov, A., Kussyumov, S., Mikhailov, S., Barakos, G. (2017). Simulation of tail boom vibrations using main

rotor-fuselage computational fluid dynamics (CFD). *Applied Sciences*, vol. 7, issue 9, ID: 918. DOI: 10.3390/app7090918 (accessed: 17.06.2025).

13. Xu, H., Xing, S.-L., Ye, Z.-Y., Ma, M.-S. (2016). A simple and conservative unstructured sliding-mesh approach for rotor-fuselage aerodynamic interaction simulation. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 231, issue 1, pp. 163–179. DOI: 10.1177/0954410016664919

14. Aiman, W.A., Mohd, N.A.R.N., Mat, S., Dahalan, N.B. (2018). Numerical modelling of helicopter fuselage aerodynamics in forward flight using computational fluid dynamics. In: *3rd South East Asia Workshop on Aerospace Engineering*, Bangkok, Thailand, 6-8 September. Available at: https://www.researchgate.net/publication/332038050_NUMERICAL_MODELLING_OF_HELICOPTER_FUSELAGE_AERODYNAMICS_IN_FORWARD_FLIGHT_USING_COMPUTATIONAL_FLUID_DYNAMICS (accessed: 17.06.2025).

15. Lorber, P., Min, B.-Y., Zhao, J. (2019). Comparison of rotor - fuselage flow fields and unsteady tail interactions between two CFD codes and experiment. In: *75th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Philadelphia, Pennsylvania, USA, 13–16 May. DOI: 10.4050/F-0075-2019-14500 (accessed: 17.06.2025).

16. Kim, J., Ko, J., Lee, S. (2019). Aeroacoustic analysis of coaxial rotor with rotor-fuselage interaction. In: *48th International Congress and Exhibition on Noise Control Engineering*, Madrid, Spain, 16–19 June. Available at: https://www.sea-acustica.es/INTERNOISE_2019/Fchrs/Proceedings/1812.pdf (accessed: 17.06.2025).

17. Zhu, Y., Lin, D., Mo, L., Lv, P., Ye, J. (2021). Numerical study of the aerodynamic interference of rotors imposed on fuselage for a quadcopter. *IEEE Access*, vol. 9, pp. 150021–150036. DOI: 10.1109/ACCESS.2021.3124507 (accessed: 17.06.2025).

18. Wang, C., Huang, M., Ma, S., Wang, H., Tang, M. (2021). Main rotor wake interference effects on tail rotor thrust in cross-

wind. *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2021, ID: 9994115, 13 p. DOI: 10.1155/2021/9994115 (accessed: 17.06.2025).

19. **Anikin, V.A., Voyevodin, A.V., Kolomensky, D.S., Sudakov, G.G.** (2005). Helicopter hull streamlining calculated with help of Reynolds equations. *Polet. Obshcherossiyskiy Nauchno-Tekhnicheskiy Zhurnal*, no. 11, pp. 43–48. (in Russian)

20. **Ignatkin, Yu.M., Konstantinov, S.G.** (2017). Researches of aerodynamic characteristics of planer helicopters using CFD-method. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 9-10, pp. 34–41. (in Russian)

21. **Konstantinov, S.G., Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Nikitin, S.O.** (2021). Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13,

14 p. DOI: 10.1590/jatm.v13.1210 (accessed: 17.06.2025).

22. **Ignatkin, Yu., Makeev, P., Konstantinov, S., Shomov, A.** (2020). Modelling the helicopter rotor aerodynamics at forward flight with free wake model and URANS method. *Aviation*, vol. 24, no. 4, pp. 149–156. DOI: 10.3846/aviation.2020.12714

23. **Kritsky, B.S., Mirgazov, R.M., Anikin, V.A., Gerasimov, O.V.** (2020). Thrust pulsation of coaxial main rotor, caused by the blades relative position. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 23, no. 4, pp. 96–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-96-104

24. **Kim, H., Brown, R.** (2010). A comparison of coaxial and conventional rotor performance. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 55, no. 1, pp. 12004. DOI: 10.4050/JAHS.55.012004

Сведения об авторах

Константинов Сергей Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, slk.konstantinov@gmail.com.

Макеев Павел Вячеславович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, makeevpv@mail.ru.

Шомов Александр Иванович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института, shomov_aleksandr@mail.ru.

Information about the authors

Sergey G. Konstantinov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor, the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), slk.konstantinov@gmail.com.

Pavel V. Makeev, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor, the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), makeevpv@mail.ru.

Alexander I. Shomov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor, the Design and Certification of Aviation Equipment Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), shomov_aleksandr@mail.ru.

Поступила в редакцию	24.10.2025	Received	24.10.2025
Одобрена после рецензирования	24.11.2025	Approved after reviewing	24.11.2025
Принята в печать	26.03.2026	Accepted for publication	26.03.2026