

УДК 629.735.45

DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-3-25-34

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ ПРОИЗВОЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ЛОПАСТЕЙ

В.А. ВЕРШКОВ¹, Б.С. КРИЦКИЙ^{1,2}, Р.М. МИРГАЗОВ¹

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия

²Московский физико-технический институт (государственный университет),
г. Долгопрудный, Россия

Рассматривается задача обтекания несущего винта (НВ) вертолета с учетом махового движения лопастей в плоскости вращения и в плоскости тяги, а также упругой деформации лопастей. Вращение винта моделируется методом преобразования решаемых уравнений из неподвижной системы координат, связанной с набегающим потоком, во вращающуюся систему, связанную с втулкой винта. Для задач осевого обтекания это делает возможным формулировать задачу как стационарную при постоянной скорости вращения винта. Для режима косоугольного обтекания винта в условиях набегающего потока в этой системе необходимо решать нестационарную задачу. Для решения задачи использован метод деформируемых сеток, в котором уравнения записываются уже с учетом движения узлов сетки, определяемых в соответствии с пространственным движением лопастей, а для замыкания используется SST модель турбулентности. В данной работе представлены результаты тестовых расчетов аэродинамических характеристик НВ без и с учетом махового движения лопастей. Проводится сравнение коэффициентов силы тяги НВ C_T и шарнирных моментов лопастей $m_{ш}$. Расчеты проводились в CFD пакете программ ANSYS CFX (Лицензия ЦАГИ № 501024). Смоделировано обтекание четырехлопастного НВ радиусом 2,5 метра на режиме косоугольного обтекания. Скорость набегающего потока составляла 85 м/с при нормальных атмосферных условиях. Винт находился под углом атаки -10° . Для расчета движения винта без учета маховых движений использовалась нестационарная система уравнений Навье – Стокса с замыканием SST моделью турбулентности. Расчет проводился до тех пор, пока изменение максимального значения тяги винта за оборот не станет менее 1 %. Для моделирования маховых движений лопасти были взяты законы управления и уравнения, описывающие угол взмаха лопасти как функцию от ее азимутального угла, полученные из эксперимента. Процедура перестроения сетки по заданному закону осуществлялась с использованием стандартных методов деформации сетки, представленных в программе ANSYS CFX. При решении нестационарных уравнений Навье – Стокса был использован дуальный шаг по времени. Полученные результаты показывают, что учет влияния маховых движений и циклического управления лопастями влияет на характер изменения коэффициента тяги НВ за один оборот и существенно влияет на вид графика коэффициента шарнирного момента каждой лопасти.

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

ВВЕДЕНИЕ

Исследование аэродинамических и акустических характеристик несущего винта (НВ) вертолета представляет собой комплексную задачу, которая необходима при проектировании современных вертолетов. Моделирование обтекания НВ на режимах косоугольного обтекания осуществляется, как правило, на основе вихревых методов [1–4]. Сеточными методами моделируется работа НВ в основном на режиме осевого обтекания, в частности, на режиме висения [5–8]. Сложность компьютерного моделирования обтекания НВ на режиме косоугольного обтекания сеточными методами заключается в существенной нестационарности процесса обтекания лопастей, которые совершают маховые движения и перемещаются по сложным криволинейным траекториям. В настоящее время большинство исследователей решают задачу обтекания НВ в упрощенном варианте: без учета маховых движений лопастей и их индивидуального управления в зависимости от азимутального положения [9]. Однако циклические движения значительно влияют на аэродинамические и акустические характеристики НВ.

В работе приводятся результаты моделирования обтекания НВ вертолета с учетом произвольного движения лопастей.

1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассматривается обтекание двух четырехлопастных НВ на режиме косоугольного обтекания. Геометрические характеристики моделей лопастей соответствуют геометрическим характеристикам лопастей моделей несущих винтов вертолета ЛЛ-24 (условно называемые НВ тип 1 и тип 2), использованных в аэродинамических экспериментах в аэродинамической трубе (АДТ), состоящих из набора сложных профилей, имеющих нелинейную геометрическую крутку по размаху и сложную форму в плане. Диаметры винтов равны $D = 4,884$ м, а средние аэродинамические хорды моделей лопастей $b = 0,16$ м. Расстояние от комлевого сечения до оси вращения для обоих винтов составляет $r_0 = 0,32$ м. Угол атаки винтов составляет $\alpha_n = -10^\circ$. Скорость набегающего потока составляет $V_\infty = 125$ м/с для НВ с моделями лопастей тип 1 и $V_\infty = 85$ м/с для НВ с моделями лопастей тип 2.

В расчете на режиме косоугольного обтекания задается внешний поток, соответствующий скорости потока в рабочей части аэродинамической трубы в условиях трубного эксперимента. Общий вид винта и направление вращения показаны на рис. 1.

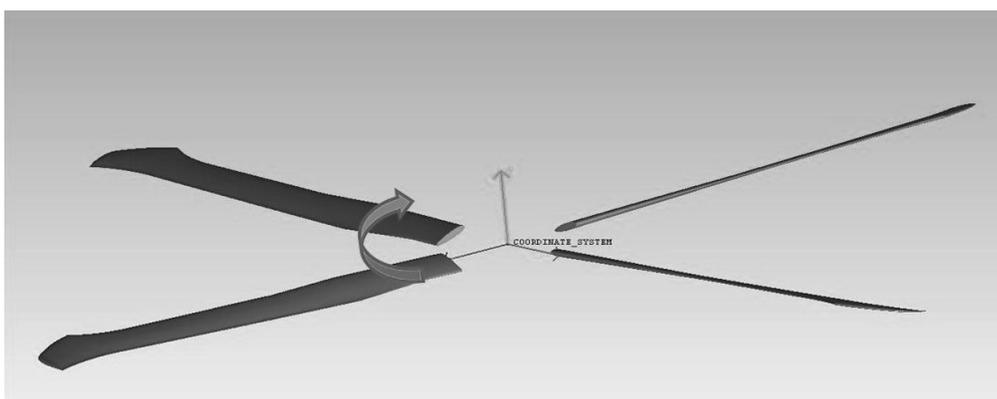


Рис. 1. Модель НВ вертолета и направление вращения
Fig. 1. Model of the helicopter main rotor and the direction of rotation

Частота вращения винтов соответствует окружной скорости конца лопасти $\omega R = 210$ м/с. Расчеты проводились для заданных законов движения лопастей винта относительно горизонтального (угла взмаха) и осевого шарниров (угла общего и циклического шага лопасти). Измеренные в эксперименте значения углов взмаха лопасти β_l можно представить следующим выражением:

$$\beta_l = a_0 - a_1 \cos(\psi) - b_1 \sin(\psi) - a_2 \cos(\psi) - b_2 \sin(\psi),$$

где ψ – угол азимутального положения лопасти (азимут) относительно направления потока.

На рис. 2 показан общий вид расчетной области течения около вращающегося винта.

На внешней границе расчетной области при наличии внешнего потока фиксируется модуль и направление скорости набегающего потока, температура, равная температуре окружающей среды, величины интенсивности турбулентности и отношение величины турбулентной вязкости к значению ламинарной вязкости. В части расчетной области, охватывающей прилегающий участок окружающего пространства, сетка недеформируемая, а де-

формации сетки, связанные с пространственными движениями лопастей и их вращением, осуществляются исключительно в относительно небольшой цилиндрической области, окружающей лопасть. Законы деформации сетки в соответствующих подобластях задаются в соответствии с индивидуальными движениями каждой отдельной лопасти. На границе областей деформируемой и недеформируемой сеток выполняются условия сохранения консервативных переменных. Таким образом, расчетные сетки строятся в соответствии с геометрией задачи и обычными требованиями, предъявляемыми к сеткам при описании турбулентных отрывных течений. Построенная таким образом сетка деформируется по заданному закону индивидуального движения лопастей в соответствующей подобласти сетки с использованием соответствующих интерфейсов на поверхностях, примыкающих к соседним областям.

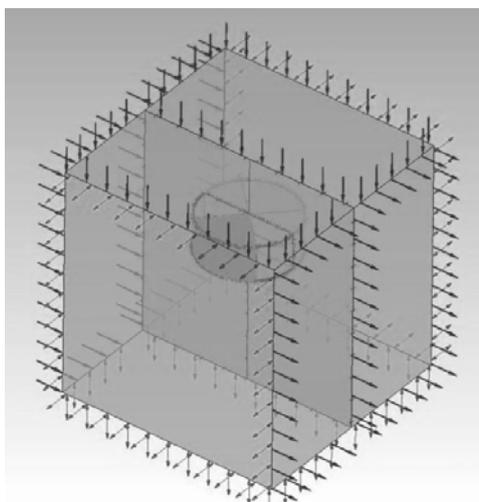


Рис. 2. НВ в расчетной области
Fig. 2. The main rotor in the computational domain

Вращение винта моделируется методом преобразования решаемых уравнений из неподвижной системы координат, связанной с набегающим потоком, во вращающуюся систему, связанную с втулкой винта. Для задач осевого обтекания это делает возможным формулировать задачу как стационарную при постоянной скорости вращения винта. Для косоугольного обтекания в этой системе необходимо решать задачу в нестационарной постановке.

Для решения задачи использован метод деформируемых сеток, в котором уравнения записываются уже с учетом движения узлов сетки, определяемых в соответствии с пространственным движением лопастей, а для замыкания используется дополнительное уравнение сохранения пространства. Для моделирования махового движения лопастей и циклического управления углом установки применялся алгоритм, описанный в работе [10].

Далее строится решение нестационарных уравнений (URANS) на подвижных деформируемых сетках с использованием заранее выбранной подходящей модели турбулентности. Стоит отметить, что для косоугольного обтекания НВ необходимо решать задачу обтекания вращающихся лопастей винта в нестационарной постановке с учетом их коллективного вращательного движения с одновременным заданием пространственных движений лопастей для описания их машущего движения и колебаний по углу установки в осевом шарнире.

При определении аэродинамических характеристик НВ с заданными пространственными движениями лопасти путем расчета нестационарных уравнений Рейнольдса требовалось от 3 до 5 оборотов винта для затухания паразитных возмущений, возникающих в начальный момент из-за рассогласования полей течения и движения лопастей винта. Стоит отметить, что использова-

ние в качестве начального приближения решений, в которых отсутствуют первые гармоники всех угловых движений, кроме постоянного значения конусности винта, принципиально не изменяло количества шагов, необходимых для установления решения. Поэтому основные расчеты проводились с использованием в качестве начального распределения параметров поле течения невозмущенного набегающего потока.

2. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

2.1. Режим косого обтекания. Учет циклического изменения угла установки

В данном разделе будет рассмотрено влияние циклического управления лопастями на интегральные аэродинамические характеристики НВ на режиме косого обтекания. Для сравнения также были выбраны две модели НВ с моделями лопастей типа 2 и углами установки лопастей $\varphi_0 = 16^\circ$ и $\varphi_0 = 10^\circ$. Также будет показано, насколько влияет выбор законов управления лопастями на интегральные аэродинамические характеристики НВ.

Законы изменения угла установки лопасти от азимутального угла приведены в табл. 1.

На рис. 3–5 показаны графики зависимости безразмерных коэффициентов сил, коэффициентов моментов, действующих на НВ, и коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот для угла установки лопасти $\varphi_0 = 16^\circ$.

Таблица 1
Table 1

Законы изменения угла установки лопасти
The laws of changing an angle of blade installation

φ_0	$\theta(\psi)$
16°	$16,04 - 8,81\sin(\psi) + 3,75\cos(\psi)$
10°	$12,08 - 5,4\sin(\psi) + 0,41\cos(\psi)$

На рисунках 6–8 изображены графики зависимости безразмерных коэффициентов сил, коэффициентов моментов, действующих на НВ, и коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот для угла установки лопасти $\varphi_0 = 10^\circ$.

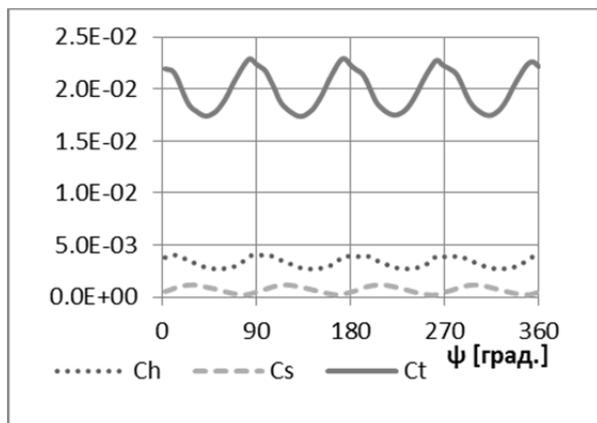


Рис. 3. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута, $\varphi_0 = 16^\circ$
Fig. 3. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth, $\varphi_0 = 16^\circ$

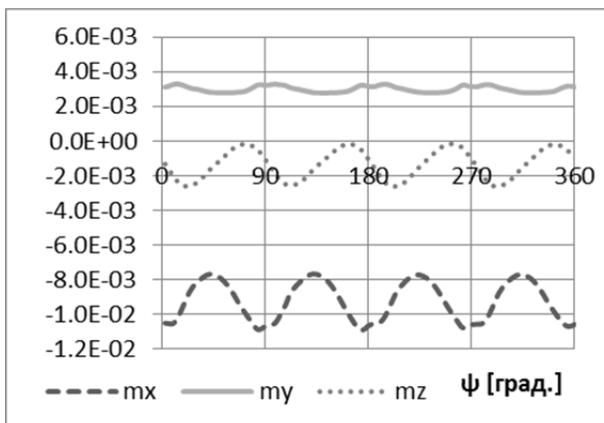


Рис. 4. Значение коэффициентов моментов за оборот, $\varphi_0 = 16^\circ$
Fig. 4. The value of the coefficients of the moments during one revolution, $\varphi_0 = 16^\circ$

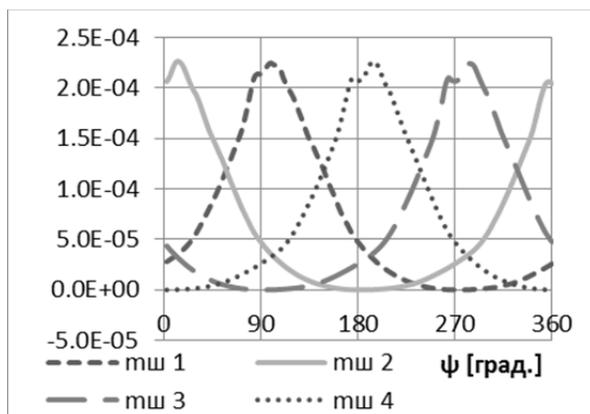


Рис. 5. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот, $\varphi_0 = 16^\circ$
Fig. 5. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution, $\varphi_0 = 16^\circ$

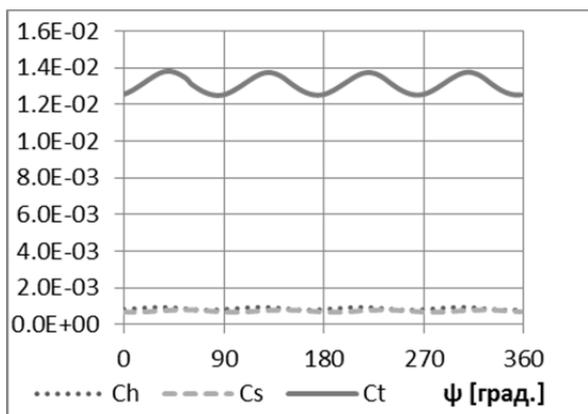


Рис. 6. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута, $\varphi_0 = 10^\circ$
Fig. 6. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth, $\varphi_0 = 10^\circ$

Следует отметить, что суммарное значение подъемной силы НВ при циклическом управлении меньше по сравнению с результатами моделирования без учета управления при одинаковых прочих геометрических и кинематических параметрах.

Видно, что НВ с углом установки лопасти $\varphi_0 = 16^\circ$ сбалансирован в плоскости XZ, но не сбалансирован в другой плоскости. НВ с углом установки лопасти $\varphi_0 = 10^\circ$ имеет на порядок меньшее значение коэффициентов моментов, что свидетельствует о лучшей балансировке НВ во всех плоскостях.

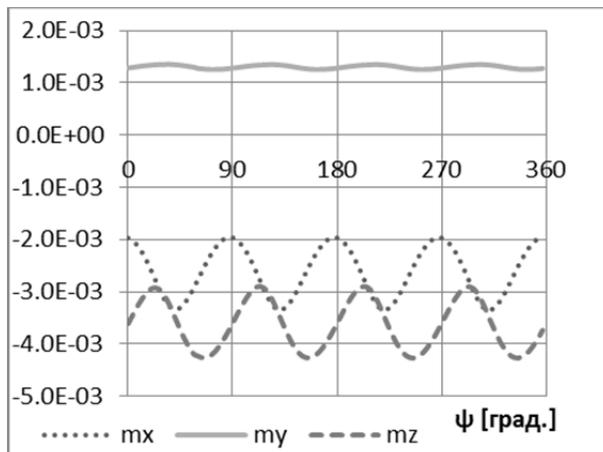


Рис. 7. Значение коэффициентов моментов за оборот, $\varphi_0 = 10^\circ$
Fig. 7. The value of the coefficients of the moments during one revolution, $\varphi_0 = 10^\circ$

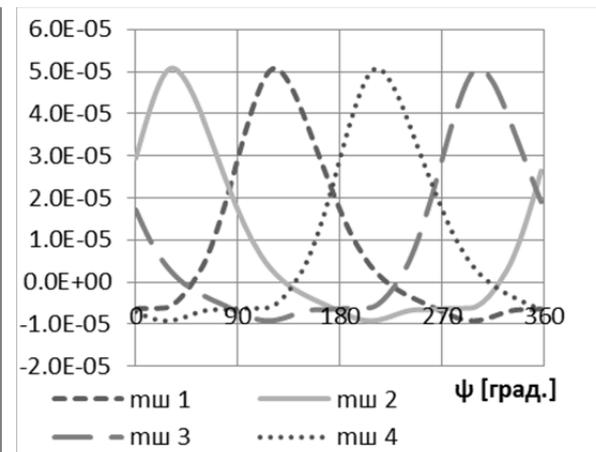


Рис. 8. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот, $\varphi_0 = 10^\circ$
Fig. 8. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution, $\varphi_0 = 10^\circ$

2.2. Режим косого обтекания. Учет циклического изменения угла установки и маховых движений лопасти

На последнем этапе исследования проведена проверка влияния одновременного учета циклического управления и махового движения лопастей на аэродинамические характеристики НВ вертолета. Для проведения данного расчета были использованы модели НВ с лопастями тип 1 и 2 и углами установки $\varphi_0 = 15,7^\circ$ и $\varphi_0 = 16^\circ$ соответственно.

Законы изменения угла взмаха и установки лопасти от азимутального угла для модели несущего винта с лопастями тип 1 и 2 приведены в табл. 2 и 3 соответственно.

На рис. 9, 10 представлены графики зависимости от азимута безразмерных коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги, действующих на НВ, и шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот с моделями лопастей тип 1.

Таблица 2
Table 2

Законы изменения угла взмаха и установки лопастей тип 1
The laws of changing an angle of flapping and blade installation, type 1

	$\theta(\psi)$
$\beta(\psi)$	$1,83 + 1,24\sin(\psi) - 0,62\cos(\psi) + 0,15\sin(2\psi) - 0,91\cos(2\psi)$
$\theta(\psi)$	$15,70 - 11,10\sin(\psi) + 4,34\cos(\psi) - 0,08\sin(2\psi) + 0,46\cos(2\psi)$

Таблица 3
Table 3

Законы изменения угла взмаха и установки лопастей тип 2
The laws of changing an angle of flapping and blade installation, type 2

	$\theta(\psi)$
$\beta(\psi)$	$1,46 + 1,74\sin(\psi) - 0,62\cos(\psi)$
$\theta(\psi)$	$16,04 - 8,81\sin(\psi) + 3,75\cos(\psi)$

На рис. 11–13 представлены графики зависимости от азимута безразмерных коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги, действующих на НВ, и шарнирных моментов каждой лопасти за один оборот с моделями лопастей тип 2.

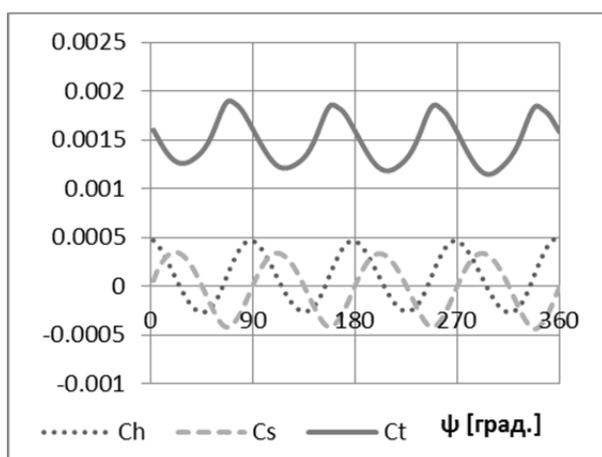


Рис. 9. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута
Fig. 9. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth

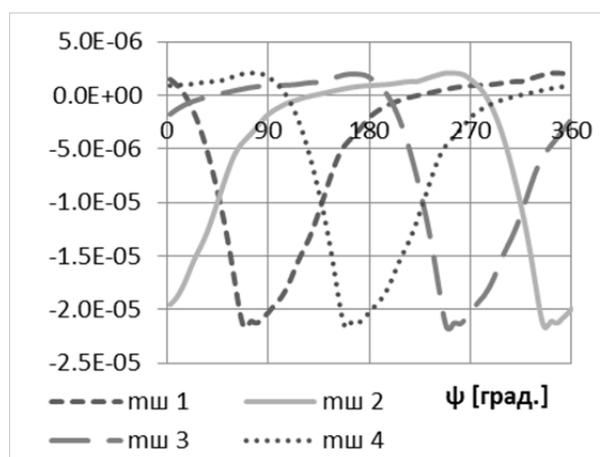


Рис. 10. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот
Fig. 10. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution

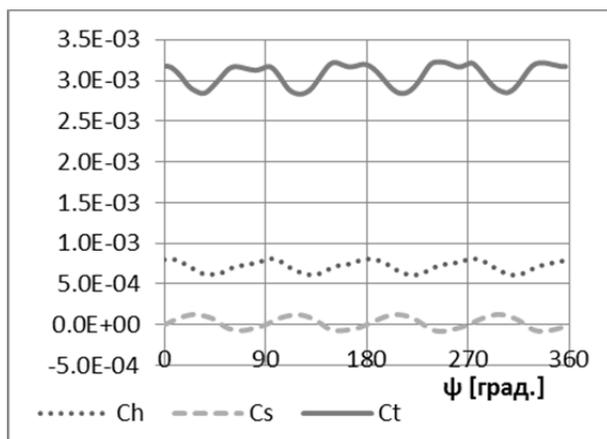


Рис. 11. Зависимость коэффициентов продольной, поперечной сил и силы тяги от азимута
Fig. 11. Dependence of the coefficients of longitudinal, lateral forces and a thrust force on azimuth

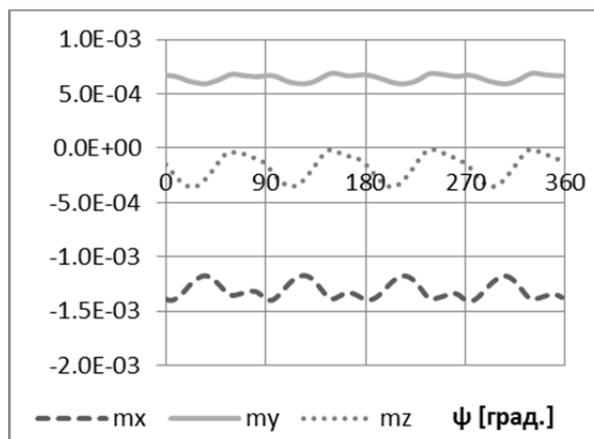


Рис. 12. Значения коэффициентов моментов за оборот
Fig. 12. The value of the coefficients of the moment during one revolution

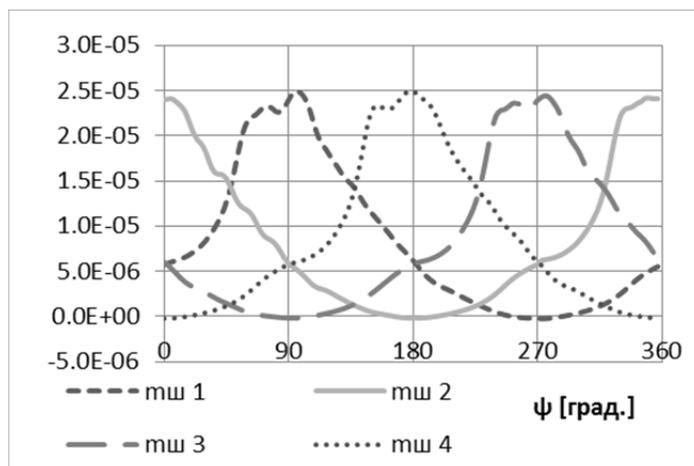


Рис. 13. Значение коэффициентов шарнирных моментов каждой лопасти за оборот
Fig. 13. The value of the coefficients of the hinge moments of each blade during one revolution

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан алгоритм деформации сеток в ограниченной зоне расчетной области для моделирования циклического управления и махового движения лопастей несущего винта. Написана программа на языке программирования CCL, встроенном в пакет ANSYS CFX. Данный алгоритм позволяет моделировать работу несущего винта, более близкую к реальным условиям, следовательно, получать более точные аэродинамические и акустические характеристики.

Выявлено влияние циклического управления лопастями на интегральные аэродинамические характеристики НВ на режиме косоугольного обтекания.

Необходимо провести валидацию данной методики для дальнейшего использования в качестве инструмента при моделировании обтекания несущего винта на режиме косоугольного обтекания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолета. М.: Машиностроение, 1992. 220 с.
2. Апарин А.А. О возможности применения сплайнов для дифференцирования полей скоростей в вихревых методах // Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. 2017. С. 43–44.
3. Кочиш С.И., Комков В.С. Расчет аэродинамических характеристик комбинаций несущих винтов с толкающими (тянущими) винтами в кольце перспективного скоростного вертолета в общем случае движения // Материалы XXVIII Научно-технической конференции по аэродинамике, п. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. 2017. С. 153–154.
4. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Интерференция несущего и рулевого винтов вертолета при полете со скольжением // Труды МАИ. 2015. № 82. С. 11.
5. Ridhwan N.A. Mohd N., Barakos G.N. Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors // Jurnal Mekanikal. 2012. № 34. Pp. 16–46.
6. Garipova L.I. Estimates of hover aerodynamics performance of rotor model / A.S. Batrakov, A.N. Kusyumov, S.A. Mikhailov, G.N. Barakos // Russian Aeronautics. 2014. Vol. 57, № 3. Pp. 223–231.
7. Garcia A.J., Barakos G.N. Hover predictions of the S-76 rotor using HMB2 – model to full scale // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. 2016. 2 Jan.
8. Kusyumov A.N. Prediction of helicopter rotor noise in hover / S.A. Mikhailov, L.I. Garipova, A.S. Batrakov, G. Barakos // EPJ Web of Conferences 92, 02042. 2015. DOI: 10.1051/epjconf/20159202042
9. Абалакин И.В. О численном моделировании аэродинамических и акустических характеристик винта вертолета / П.А. Бахвалов, В.Г. Бобков, А.В. Горобец, Т.К. Козубская, В.А. Аникин // Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике, д. Богданиха, 01–02 марта 2018 г. 2018. С. 15.
10. Вершков В.А. Алгоритм деформации сетки для учета циклического управления и маховых движений лопастей в задаче обтекания несущего винта вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 2. С. 62–74.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Вершков Владислав Александрович, младший научный сотрудник научно-исследовательского отделения № 5 ЦАГИ, аспирант МФТИ, vershkov.va@gmail.com.

Крицкий Борис Сергеевич, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник научно-исследовательского отделения № 5 ЦАГИ, профессор кафедры физики полета МФТИ, boris.kritsky@tsagi.ru.

Миргазов Руслан Миннхатович, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отделения № 5 ЦАГИ; ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

FEATURES OF MODELING THE FLOW AROUND THE HELICOPTER MAIN ROTOR TAKING INTO ACCOUNT ARBITRARY BLADES MOTION

Vladislav A. Vershkov¹, Boris S. Kritsky^{1,2}, Ruslan M. Mirgazov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

²The Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Dolgoprudny, Russia

ABSTRACT

The article considers the problem of the flow around the helicopter main rotor taking into account blades flapping in the plane of rotation and in the plane of thrust as well as the elastic blades deformation. The rotor rotation is modeled by the method of converting Navier-Stokes equations from a fixed coordinate system associated with the incoming flow into a rotating system associated with the rotor hub. For axial flow problems, this makes it possible to formulate the problem as stationary at a constant rotational speed of rotor. For a mode of skewed flow around the rotor in the terms of incident flow in this system it is necessary to solve the non-stationary problem. To solve the problem, the method of deformable grids is used, in which the equations are copied taking into account the grid nodes motion determined in accordance with the spatial blades motion, and SST turbulence model is used for closure. The results of the test calculations of the main rotor aerodynamic characteristics with and without blade flapping are presented in this paper. The coefficients of the main rotor thrust c_T and the blades hinge moments m_h are compared. The calculations were carried out in the CFD software ANSYS CFX (TsAGI License No. 501024). The flow around a four-bladed main rotor of a radius of 2.5 meters is modeled in the regime of skewed flow. The speed of the incoming flow came to 85 m/s under normal atmospheric conditions. The rotor was at an angle of attack of -10° . To calculate the rotor motion without taking into account the flapping movements, we used the nonstationary system of Navier-Stokes equations with the closure with SST turbulence model. The calculation was being carried out until the change in the maximum value of the rotor thrust during one revolution became less than 1%. For modeling flapping blade movements, the control laws and equations describing the angle of blade flapping as a function from its azimuth angle obtained from the experiment were used. The procedure for reconstructing the grid according to a given law was conducted using standard grid deformation methods presented in the ANSYS CFX software. When solving the nonstationary Navier-Stokes equations, a dual time step was used. The obtained results show that accounting of the effect of flapping movements and cyclic control of the blades has an impact on the character of changing the main rotor thrust coefficient during one revolution and significantly changes the shape of the graph of the hinge moment coefficient of each blade.

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

REFERENCES

1. Belotserkovsky, S.M., Loktev, B.E. and Nisht, M.I. (1992). *Issledovaniye na EVM aerodinamicheskikh i aerouprugikh kharakteristik vintov vertoleta* [A computer study of the helicopter rotors aerodynamic and aeroelastic characteristics]. Moscow: Mashinostroeniye, 220 p. (in Russian)
2. Aparinov, A.A. (2017). *O vozmozhnosti primeneniya splaynov dlya differentsirovaniya poley skorostey v vikhrevykh metodakh* [On the possibility of using splines for the differentiation of velocity fields in vortex methods]. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike, p. Volodarskogo, 20–21 aprelya 2017 g.* [Proceedings of XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics, settl. Volodarskiy, April 20–21, 2017], pp. 43–44. (in Russian)
3. Kochish, S.I. and Komkov, V.S. (2017). *Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik kombinatsiy nesushchikh vintov s tolkayushchimi (tyanushchimi) vintami v koltse perspektivnogo skorostnogo vertoleta v obshchem sluchaye dvizheniya* [Aerodynamic characteristics computation of combinations of main rotors with pusher propellers in the ring of a perspective high-speed helicopter in the general case of motion]. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike, p. Volodarskogo, 20–21 aprelya 2017* [Proceedings of XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics, settl. Volodarskiy, April 20–21, 2017], pp. 153–154. (in Russian)
4. Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V. and Shomov, A.I. (2015). *Interferentsiya nesushchego i rulevogo vintov vertoleta pri polete so skolzheniyem* [Interference of the helicopter main rotor and the tail rotor in flight with glide]. *Trudy MAI* [The MAI Proceedings], no. 82, p. 11. (in Russian)

5. **Ridhwan, N.A. Mohd, N. and Barakos, G.N.** (2012). *Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors*. Jurnal Mekanikal, no. 34, pp. 16–46.
6. **Garipova, L.I., Batrakov, A.S., Kusyumov, A.N., Mikhailov, S.A. and Barakos, G.N.** (2014). *Estimates of hover aerodynamics performance of rotor model*. Russian Aeronautics, vol. 57, no. 3, pp. 223–231.
7. **Garcia, A.J. and Barakos, G.N.** (2016). *Hover predictions on the S-76 rotor using HMB2*. 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2 Jan.
8. **Kusyumov, A.N., Mikhailov, S.A., Garipova, L.I., Batrakov, A.S. and Barakos, G.** (2015). *Prediction of helicopter rotor noise in hover*. EPJ Web of Conferences. DOI: 10.1051/epjconf/20159202042
9. **Abalakin, I.V., Bakhvalov, P.A., Bobkov, V.G., Gorobets, A.V., Kozubskaya, T.K. and Anikin, V.A.** (2018). *O chislennom modelirovanii aerodinamicheskikh i akusticheskikh kharakteristik vinta vertoleta* [On the numerical simulation of the aerodynamic and acoustic characteristics of a helicopter rotor]. *Materialy XXIX Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike, d. Bogdanikha, 01–02 marta 2018 g.* [Proceedings of XXIX Scientific and Technical Conference on Aerodynamics, vil. Bogdanikha, March 01–02, 2018], p. 15. (in Russian)
10. **Vershkov, V.A.** (2019). *Algoritm deformatsii setki dlya ucheta tsiklicheskogo upravleniya i mahkovihk dvizheniy lopastey v zadache obtekaniya nesushchego vinta vertoleta* [The algorithm of mesh deformation for accounting cyclic blade control and blades flapping in the problem of helicopter main rotor modeling]. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 2, pp. 62–74. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladislav A. Vershkov, Junior Research Fellow of Scientific and Research Department № 5, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Postgraduate, the Moscow Institute of Physics and Technology (State University), vershkov.va@gmail.com.

Boris S. Kritsky, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher of Scientific and Research Department № 5, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Professor, Chair of Flight Physics, the Moscow Institute of Physics and Technology (State University), boris.kritsky@tsagi.ru.

Ruslan M. Mirgazov, Candidate of Technical Sciences, Deputy Head of Scientific and Research Department № 5, Central Aerohydrodynamic Institute, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

Поступила в редакцию 01.11.2018
Принята в печать 21.05.2019

Received 01.11.2018
Accepted for publication 21.05.2019