

УДК 533.692

Учет динамических условий обтекания профиля при решении задачи определения балансировочных углов несущего винта вертолета

Гарипова Л.И.*, Батраков А.С., Кусюмов А.Н.*****

Казанский национальный исследовательский технический университет

им. А.Н. Туполева, КАИ, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия

*e-mail: lyaysan_garipova@mail.ru

**e-mail: batrakov_a.c@mail.ru

***e-mail: postbox7@mail.ru

Аннотация

Проводится моделирование двумерного нестационарного обтекания осциллирующего профиля NACA23012. Аэродинамические характеристики определяются с помощью решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса в нестационарной постановке (URANS) с применением $k-\omega$ SST модели турбулентности. Учет нестационарности обтекания осциллирующего профиля приводит к существенному изменению его аэродинамических характеристик, а, следовательно, и балансировочных углов винта в сравнении со стационарной постановкой задачи.

Ключевые слова: вычислительная аэродинамика (CFD), URANS моделирование, балансировочные углы винта.

Введение

Задача определения аэродинамических характеристик несущего винта вертолета для различных условий обтекания винта набегающим потоком рассматривалась в работах различных авторов [1-5]. При этом одним из важных вопросов моделирования в режиме косоугольного обтекания является определение балансирующих значений общего и циклического шага несущего винта. Для определения балансирующих углов винта может быть использована, в частности, аэродинамическая модель на основе элементарно-импульсной теории [6]. Недостатком данной теории является то, что она основана на стационарных характеристиках профиля. В самой простой постановке может быть использован линейный закон изменения коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α . Однако сечения лопасти несущего винта в условиях горизонтального полета вертолета подвержены циклическому изменению угла атаки и скорости набегающего потока. Вследствие этого характеристики профиля в условиях нестационарного обтекания могут значительно отличаться от их стационарных эквивалентов [7-9].

Целью работы является моделирование обтекания осциллирующего профиля в условиях, соответствующих условиям обтекания профиля в различных сечениях несущего винта вертолета при горизонтальном полете.

Метод моделирования

Определение аэродинамических характеристик проведено с использованием средств вычислительной гидромеханики (CFD) с применением пакета ВМБ (Университет г. Ливерпуль и г. Глазго). ВМБ является программным комплексом, специализированным на решении задач аэродинамики вертолетов [10, 11]. Численное моделирование основано на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса в нестационарной постановке (URANS) с использованием широко распространенной и хорошо зарекомендовавшей себя $k-\omega$ SST модели турбулентности [12, 13].

Для построения расчетной сетки использовался программный пакет ANSYS ICEM-Неха. При построении структурированной расчетной гекса-сетки использовалась многоблочная технология. Около поверхности профиля использовалась топология блоков С-типа, позволяющая обеспечить необходимое разрешение расчетной сетки в области пограничного слоя. Применение многоблочной структуры расчетной сетки позволяет распределить нагрузку на вычислительные ядра при использовании технологии параллельных вычислений.

Объект исследования

В качестве объекта исследования был выбран аэродинамический профиль NASA23012, широко применяемый при разработке вертолетных винтов [14]. Предварительно было проведено исследование по влиянию параметров расчетной сетки на результаты численного моделирования обтекания профиля в стационарной постановке [15].

В настоящей работе использовалась расчетная сетка с общим количеством ячеек около 140 тысяч. Топология и фрагмент расчетной сетки представлены на рисунке 1.

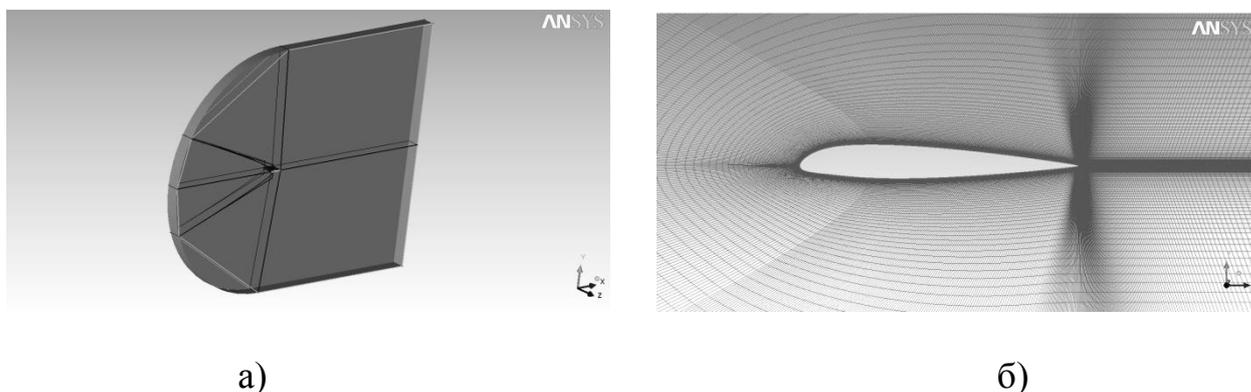


Рисунок 1. Топология (а) и расчетная сетка около поверхности профиля (б)

Определение балансировочных углов винта

Определение балансировочных углов винта проводилось на основе алгоритма, изложенного в [6] для режима горизонтального полета вертолета. В качестве критерия балансировки винта в данной работе принято отсутствие поперечного и продольного моментов. Параметры, использованные при определении балансировочных углов винта, представлены в таблице 1.

Коэффициент подъемной силы профиля задавался в виде линейной зависимости от угла атаки. Неравномерность распределения индуктивной скорости по диску винта определялась по формуле Глауэрта [6]. Для учета сжимаемости потока использовалась поправка Прандтля – Глауэрта [16]. По результатам расчета

были определены балансировочные углы: общий шаг винта ($\theta_{0.75}=7.45^\circ$); продольная ($\theta_c=-0.534^\circ$) и поперечная ($\theta_s=1.946^\circ$) компоненты циклического шага.

Таблица 1. Входные параметры для расчета балансировочных углов винта

Параметры несущего винта	Значение
Радиус винта	5.75 м
Количество лопастей	4
Хорда профиля	0.32 м
Радиус неоперенной части лопасти	1.44 м
Линейная скорость на конце лопасти	220 м/с
Геометрическая крутка лопасти	-5.3°
Наклон плоскости вращения винта	4.5°
Параметры вертолета	Значение
Вес вертолета	3000 кг
Сопротивление фюзеляжа (площадь эквивалентной вредной пластины)	2 м^2
Скорость горизонтального полета	53 м/с
Угол наклона фюзеляжа	-8°

Условия динамического моделирования

В процессе определения балансировочных углов винта было получено распределение угла атаки по диску винта (рис. 2). Для проведения расчетов обтекания осциллирующего профиля рассмотрен ряд сечений винта с относительными радиусами: 0.35, 0.45, 0.55, 0.65, 0.75, 0.85, 0.95. Для каждого сечения зависимость угла атаки α от азимутального положения лопасти $\psi = \omega t$ представлена в виде гармонического закона с количеством гармоник от 1 до 4:

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \sum_{i=1}^4 \alpha_{ci} \cdot \cos(i \omega t) + \sum_{i=1}^4 \alpha_{si} \cdot \sin(i \omega t),$$

где ω – угловая частота вращения винта, t – временная координата.

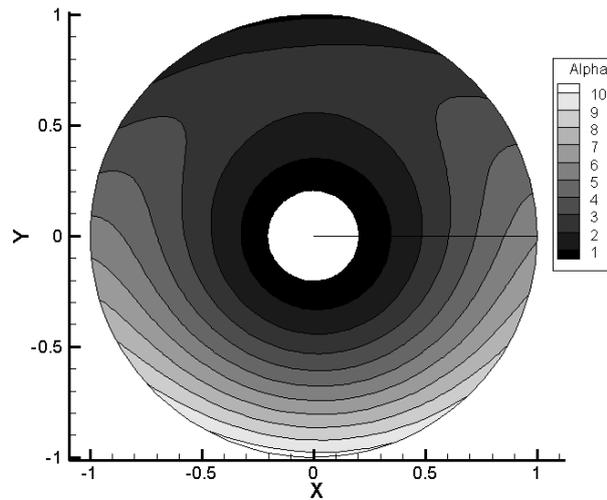


Рисунок 2. Распределение углов атаки по диску винта (поток вдоль оси Ox , вращение винта против часовой стрелки)

Скорость набегающего потока в сечении лопасти при текущем значении радиуса сечения r/R представлена в виде суперпозиции постоянной компоненты ($U \cdot r/R$), определяемой по скорости вращения винта, и переменной компоненты, определяемой по скорости полета вертолета V_e и азимутального положению лопасти ωt :

$$V = U \cdot r/R + V_e \cdot \sin(\omega \cdot t)$$

При численном моделировании переменная компонента скорости воспроизводилась с помощью изменения во времени координаты положения профиля вдоль оси Ox :

$$x(t) = \frac{V_e}{\omega} \cdot \cos(\omega t).$$

Осцилляции профиля являются периодическими и соответствуют одному повороту винта. Для установления периодического решения расчет проводился в

течении 10 циклов. Каждый цикл разделялся на 360 временных шагов, что соответствует азимутальному перемещению лопасти на 1 градус. Для каждого временного шага проводилось 100 псевдо-временных шагов.

Результаты

На рисунке 3 в полярных координатах представлены результаты расчета величины приведенного коэффициента подъемной силы в различных сечениях винта с учетом осциллирующего движения («Динамический режим») в сравнении с моделью [4], используемой для определения балансирующих углов винта («Статический режим»). Величина приведенного коэффициента подъемной силы в текущем сечении определялась с помощью выражения:

$$C_{yan} = C_{ya} \cdot \frac{V^2}{V_6^2}.$$

Как видно из рисунка 3, наибольшее различие между значениями приведенного коэффициента подъемной силы наблюдается в корневой и средней части лопасти.

На рисунке 4 представлена азимутальная зависимость интегрального значения приведенного коэффициента подъемной силы C_{yaR} лопасти винта с учетом и без учета осциллирующего движения:

$$C_{yaR}(\psi) = \int_0^1 C_{yan}(\psi, \bar{r}) d\bar{r}.$$

Здесь $\bar{r} = r/R$ - безразмерный текущий радиус сечения винта.

Из рисунка 4 следует, что наибольшее отличие несущей способности лопасти наблюдается в первой четверти диска винта ($\psi = 0^\circ \dots 120^\circ$). «Степень продольной сбалансированности винта» можно оценить по значению величины:

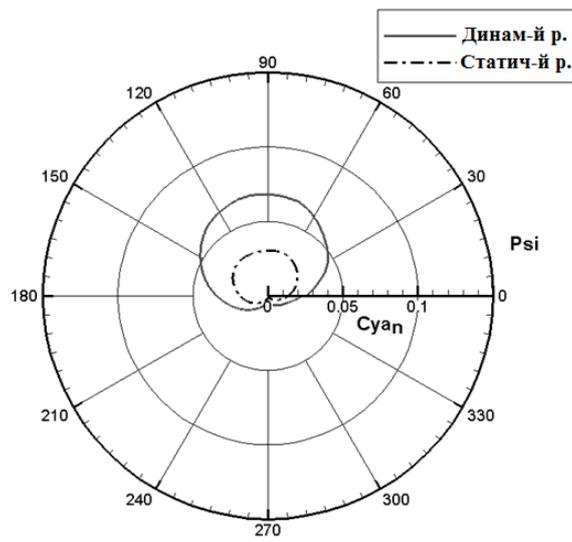
$$x_c = \int_{-\pi/2}^{\pi/2} C_{yaR}(\psi) d\psi - \int_{\pi/2}^{3\pi/2} C_{yaR}(\psi) d\psi.$$

При этом «степень поперечной сбалансированности винта» можно определить с помощью выражения:

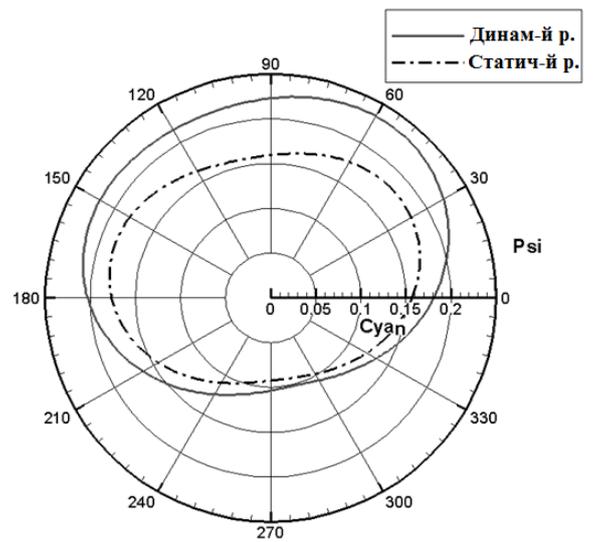
$$y_c = \int_0^{\pi} C_{yaR}(\psi) d\psi - \int_{\pi}^{2\pi} C_{yaR}(\psi) d\psi.$$

Значения x_c и y_c можно рассматривать как координаты некоторой точки («центра приложения нагрузки») на азимутальной диаграмме распределения нормированной нагрузки винта. При «идеальной» балансировке винта оба значения x_c и y_c равны 0 и центр приложения нагрузки располагается в начале системы координат. На рисунке 4 также показано положение центра приложения нагрузки для профиля с учетом и без учета осциллирующего движения, что определяет некоторую разбалансированность винта.

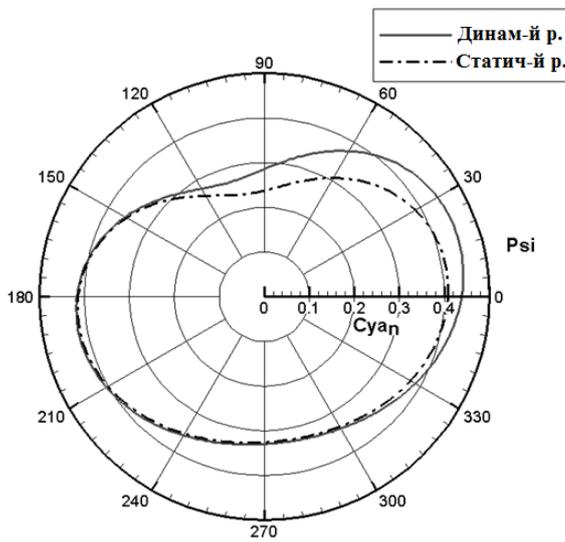
Проведенный расчет можно рассматривать как первое приближение в итерационном процессе определения балансировочных углов винта с учетом динамических эффектов. Во втором приближении необходимо скорректировать циклический шаг винта. Величину коррекции можно приблизительно определить, используя упомянутую выше методику [4]. Сдвиг центра приложения нагрузки (для перемещения его в начало системы координат) осциллирующего профиля эквивалентен изменению продольного (на величину $\Delta\theta_s=0.236^\circ$) и поперечного (на величину $\Delta\theta_s=0.386^\circ$) циклического шага.



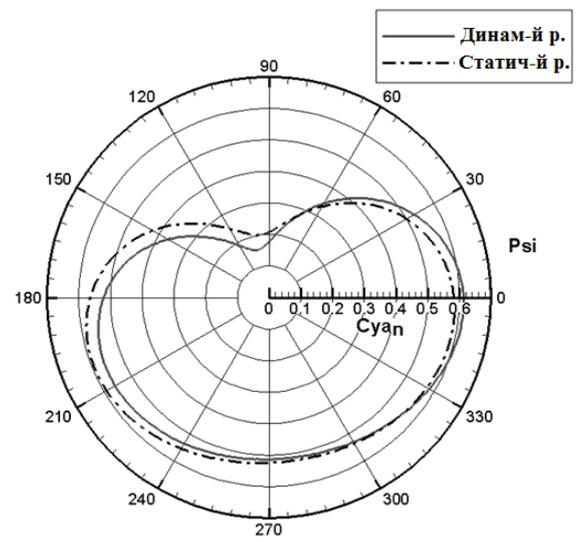
а)



б)



в)



г)

Рисунок 3. Сравнение результатов численного моделирования

(«Динамический режим») с линейной моделью («Статический режим»): а) $r/R = 0.35$;

б) $r/R = 0.65$; в) $r/R = 0.85$; г) $r/R = 0.95$

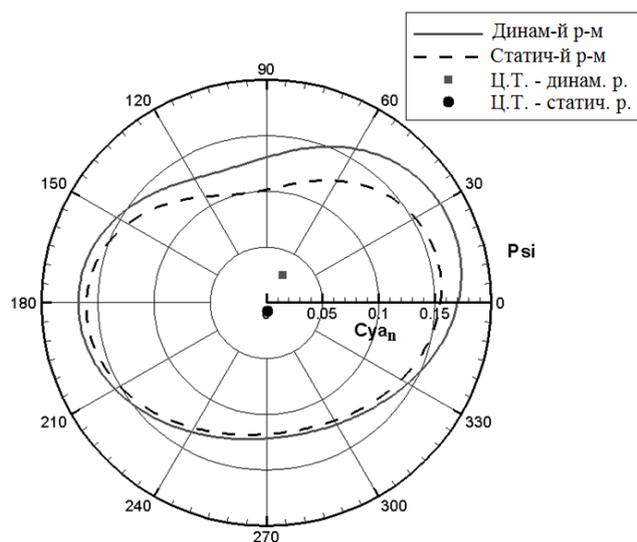


Рисунок 4. Азимутальная диаграмма распределения нормированной нагрузки на лопасть винта

Заключение

В работе проведено моделирование обтекания профиля в условиях осциллирующего движения, соответствующего обтеканию сечений лопасти несущего винта вертолета на режиме горизонтального полета. После определения аэродинамических характеристик лопасти было определено положение центра приложения нагрузки. Показано, что учет осциллирующего движения приводит к изменению балансировочных углов несущего винта вертолета.

Полученные результаты численного моделирования лопасти винта можно использовать в качестве входных данных при изучении аэроакустических характеристик винта вертолета.

Работа выполнена при поддержке федерального государственного бюджетного учреждения «Фонд содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере» в рамках реализации проекта «Разработка метода проектирования геометрии лопасти с учетом акустических и аэродинамических характеристик» по программе «УМНИК».

Библиографический список

1. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование прикладных задач аэродинамики вертолета на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта // Труды МАИ. 2016. № 87. URL: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=65636>
2. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Численное моделирование интерференции между несущим и рулевым винтами вертолета при вертикальном снижении, включая режим «вихревого кольца» несущего винта // Труды МАИ. 2013. № 69. URL: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=43135>
3. Steijl R., Barakos G., Badcock K. A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight // International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2006, vol. 51, pp. 819–828.
4. Ilkko J., Hoffren J., Siikonen T. Simulation of a helicopter rotor flow // Rakenteiden Mekaniikka (Journal of Structural Mechanics), 2011, vol. 44, no. 3, pp. 186–205.
5. Batrakov A.S., Kusyumov A.N., Garipova L.I., Mikhailov S.A., Barakos G.N. The flow around helicopter main rotor in forward flight // The 4th International

Conference on Advances in Mechanics Engineering (ICAME 2015), 2015, Madrid, Spain, A010-IJMMM.pdf, pp. 1-4.

6. Bramwell A.R.S., Done G., Balmford D. Bramwell's helicopter dynamics // 2nd edition, Published by Butterworth-Heinemann, 2001, 372 p.

7. Barakos G.N., Drikakis D. Computational study of unsteady turbulent flows around oscillating and ramping aerofoils // International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2003, no. 42, pp. 163-186.

8. Dumlupinar E., Murthy V.R. Investigation of dynamic stall of airfoils and wings by CFD // 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 27-30 June 2011, Honolulu, Hawaii, pp. 1-29.

9. Батраков А.С., Кусюмов А.Н. Моделирование обтекания осциллирующего аэродинамического профиля // Сборник трудов симпозиума «Самолетостроение России. Проблемы и перспективы», Самара, 2-5 июля 2012, С. 66-68.

10. Nik Mohd N.A.R., Barakos G.N. Computational aerodynamics of hovering helicopter rotors // Jurnal Mekanikal, 2012, no. 34, pp. 16-46.

11. Batrakov A.S. Application of Computational Fluid Dynamics in the problems of determining the aerodynamic characteristics of the helicopter / A.S. Batrakov, L.I. Garipova, A.N. Kusyumov, G.N. Barakos // DOAJ - Lund University: Konzept: Scientific and Methodological e-magazine, 2014, Lund, no. 4, (Collected works, Best Article), vol. 1, pp. 391-395, URL: <http://www.doaj.net/2416>

12. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal, 1994, vol. 32, no. 8, pp. 1598-1605.

13. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. - СПб: Изд-во Политехнического университета, 2012. – 88 с.

14. Abbot I. Theory of wing section. Including a Summary of Airfoil / I. Abbot, A.E. von Doenhoff. – Data Dover Publications: INC. New York, 1959, 705 p.

15. Гарипова Л.И. Кусюмов А.Н. Моделирование интегральных и распределенных характеристик аэродинамического профиля // Сборник трудов XVI Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара. Изд-во СНЦ РАН, ч. I. 2013. С. 178 -181.

16. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла.– М.: Высшая школа, ч. I, 1976. – 384 с.