

## Определение аэродинамических характеристик осциллирующего профиля с помощью системы FlowVision-НПС

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Рассмотрены вопросы определения нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик вертолетных профилей с помощью программного комплекса FlowVision-НПС. Исследован динамический срыв на колеблющемся профиле.

**Ключевые слова:** динамический срыв, нелинейные нестационарные аэродинамические характеристики профиля, FlowVision-НПС.

Ряд критических режимов обтекания лопастей вертолетов, а также крыльев самолетов в значительной степени обусловлен отрывом потока. Эти режимы могут сопровождаться ухудшением несущих свойств, неоднозначностью характеристик на прямом и обратном ходе, потерей демпфирования, возникновением автоколебаний. Известно, что на вращающейся лопасти несущего винта вертолета местный угол атаки сечения изменяется по периодическому синусоидальному закону (рис. 1). Это является следствием махового движения лопасти. Экспериментальное и численное исследования обтекания и определение нестационарных аэродинамических характеристик в указанных режимах, а также процессов, происходящих при этом, являются актуальными проблемами, решение которых необходимы для выработки рекомендаций при проектировании несущих систем. Изучению нестационарных аэродинамических характеристик профилей на режимах отрывного обтекания посвящен ряд работ [1-13]. Предложенный в настоящей работе метод позволяет получить практически важные результаты при рассмотрении отрывного обтекания колеблющегося профиля, исследование которого в настоящее время не завершено.

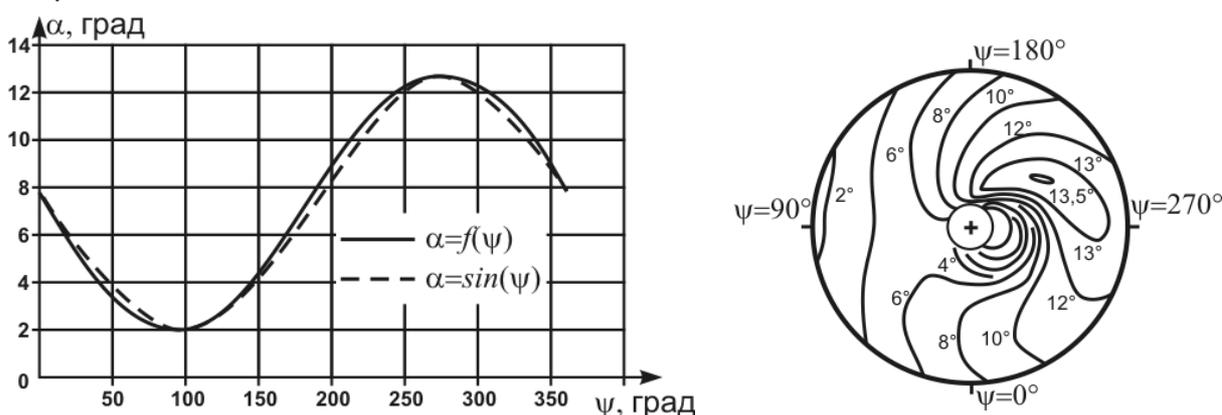


Рис. 1. Характер распределения местного угла атаки сечения лопасти от ее азимутального положения

Рассмотрено нестационарное отрывное обтекание профиля, колеблющегося по заданному закону, в потоке вязкого несжимаемого газа. Алгоритм решения задачи определения нестационарных аэродинамических характеристик строится на основе решения осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, замкнутых алгебраическими одно- и двухпараметрическими моделями турбулентности.

С помощью программного комплекса FlowVision-HPC был проведен численный эксперимент по определению аэродинамических характеристик осциллирующего профиля NACA 0012 в потоке вязкого несжимаемого газа. Угол атаки профиля изменялся по закону  $\alpha(t) = 8 + 5 \cdot \sin(2\pi \cdot f \cdot t)$ . Частота колебаний  $f$  равна 5 Гц. Хорда профиля – 0,18 м. Ось вращения профиля лежит на средней линии и отстоит от носика на 0,063 м. Скорость набегающего потока составляла 130 м/с ( $M = 0,4$ ;  $Re = 1,63 \cdot 10^6$ ). Расчетная область представляет собой параллелепипед с размерами 6x5x6,5 м. Расчетная сетка является псевдодвухмерной (одна ячейка по оси Z) с шестью зонами адаптации, максимальный уровень которой равен 7. В качестве модели турбулентности выбрана однопараметрическая модель Спаларта-Аллмараса.

Ниже приведены численные и экспериментальные результаты. Разработанный алгоритм позволяет наряду с исследованием нестационарных аэродинамических характеристик изучать структуру течения в окрестности профиля. На рис. 2 показана последовательность физических процессов.

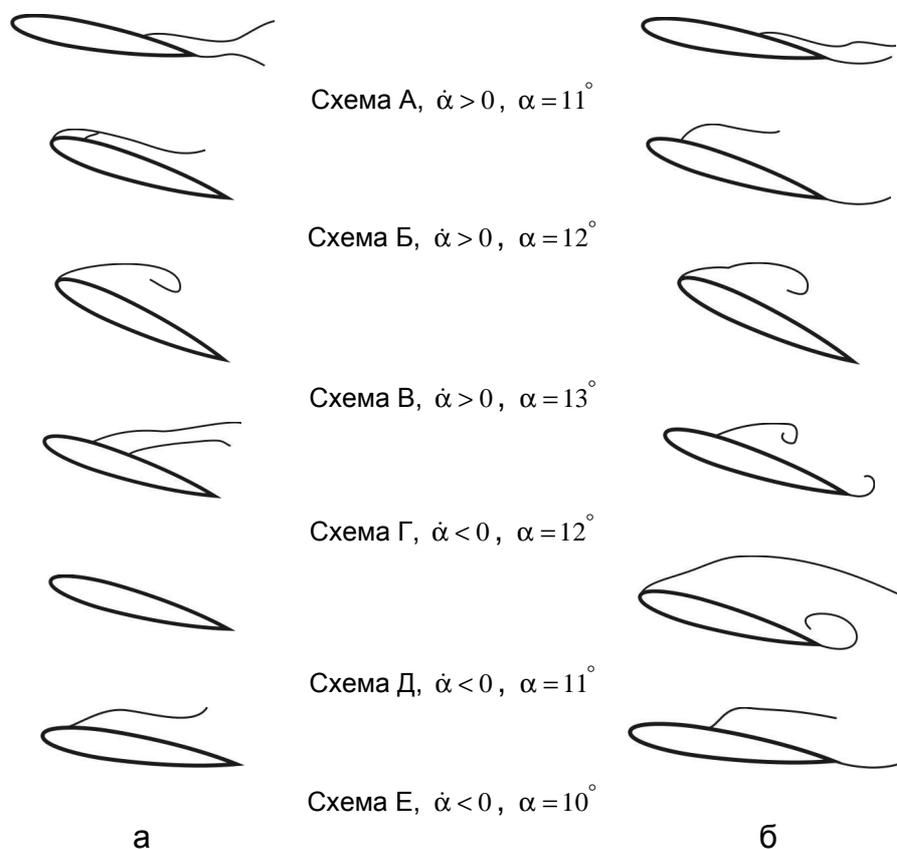


Рис. 2. Характер течения в окрестностях профиля NACA 0012:  
а – физический эксперимент [14], б – численный эксперимент

Обтекание по схеме А представляет собой постепенное развитие срыва с задней кромки. Благодаря инерционности течения происходит значительное затягивание досрывного обтекания.

Схема обтекания Б как в физическом, так и в численном экспериментах соответствует моменту зарождения вихря в окрестности передней кромки профиля.

Последующее резкое увеличение подъемной силы и пикирующего момента связывается в обоих экспериментах с воздействием развивающегося вихря динамического срыва (схема В).

Схема Г соответствует отходу динамического вихря. Вследствие этого происходит резкое ухудшение несущих свойств профиля. При этом в численном эксперименте обнаружено, что в окрестности задней кромки зарождается кормовой вихрь, мощная индукция которого вызывает резкое увеличение коэффициента  $C_{ya}$  на обратном ходе (схема Д). Аналогичное явление наблюдается и в эксперименте.

Взаимодействие динамического (носового) и кормового вихрей наиболее сильно проявляется в поведении момента тангажа. Известно, что при колебаниях профиля по тангажу с одной степенью свободы динамический срыв сопровождается потерей устойчивости движения [14], что проявляется в изменении направления обхода петли  $m_z(\alpha)$ , т.е. возникновении режима антидемпфирования, которому соответствует обход петли по часовой стрелке.

Схема Е соответствует обтеканию профиля на режиме глубокого срыва. При уменьшении угла атаки в некоторой окрестности  $\alpha_{min}$  достаточно быстро восстанавливаются характеристики до срыва.

На рис. 3 и 4 показаны зависимости нестационарных аэродинамических характеристик, реализующихся на колеблющемся профиле в рассматриваемом численном (рис. 3, а; 4, а) и физическом [14] (рис. 3, б; 4, б) экспериментах. Штриховыми линиями показаны зависимости статических значений коэффициентов  $C_{ya}$  и  $m_{za}$  от угла атаки. Видно, что численный эксперимент позволяет получать данные, которые удовлетворительно согласуются с экспериментальными.

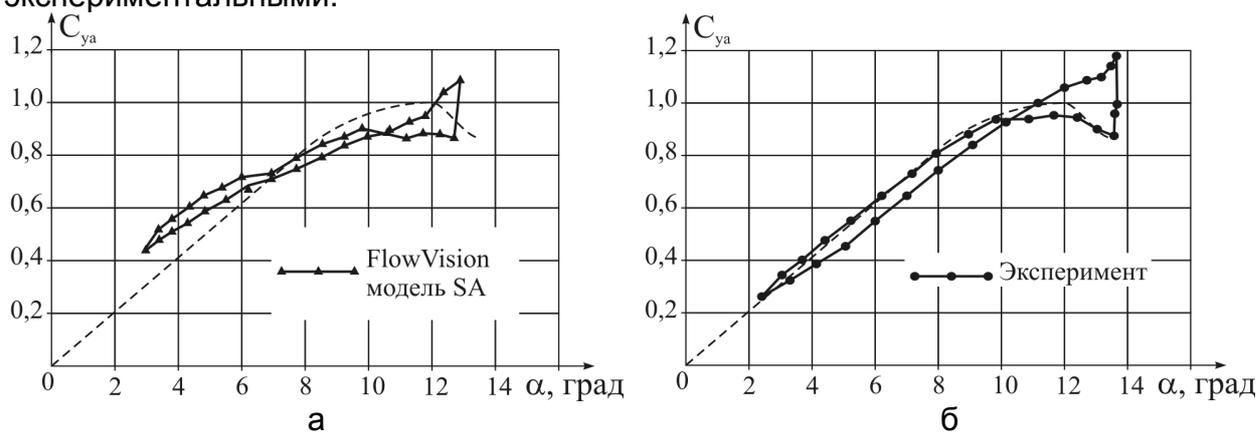


Рис. 3. Зависимость  $C_{ya}$  от угла атаки  $\alpha$

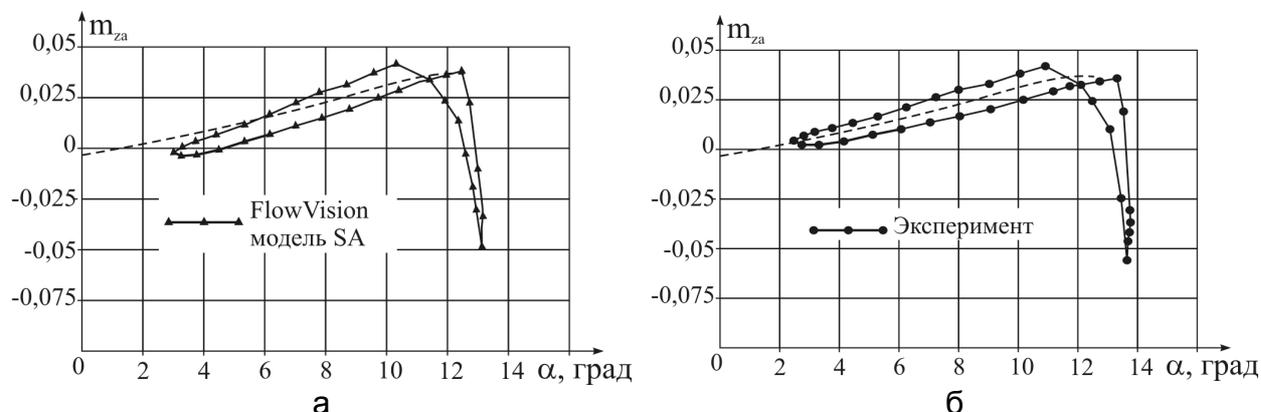


Рис. 4. Зависимость  $m_{za}$  от угла атаки  $\alpha$

## Выводы

1. С помощью программного продукта FlowVision-HPC получены зависимости нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик профиля NASA 0012.
2. С помощью численного моделирования рассмотрены физические особенности формирования нестационарных аэродинамических нагрузок на профиле NASA 0012.
3. Применение программного продукта FlowVision-HPC для определения нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик профилей следует считать целесообразным.

## Список литературы

1. Вертолеты: расчет и проектирование. Кн. 1 Аэродинамика [Текст] / М. Л. Миль, А. В. Некрасов, А. С. Браверман и др.; под ред. М. Л. Милья. – М.: Машиностроение, 1966. – 456 с.
2. Белоцерковский, С.М. Математическое моделирование плоскопараллельного отрывного обтекания [Текст] / С.М. Белоцерковский, В.Н. Котовский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1988. – 232 с.
3. Шумский, Г.М. Расчет нестационарных аэродинамических характеристик колеблющейся пластинки под большими углами атаки [Текст] / Г.М. Шумский // Ученые записки ЦАГИ. – 1985. Т. – 16, № 5. – С. 93-96.
5. Васин, В.А. Расчет нестационарных аэродинамических характеристик воздушных винтов [Текст] / В.А. Васин // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов.– М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1978. – С. 99–116.
6. Направления развития методов моделирования аэродинамических характеристик несущего винта [Текст] / С.В. Михеев, В.А. Аникин, Ю.Н. Свириденко, Д.С. Коломенский // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – 2004. – № 6. – С.4–13.
7. Дворак, А.В. К расчету аэродинамических нагрузок в нестационарных нелинейных задачах [Текст] / А.В. Дворак // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1981. – С. 72–77.
8. Шайдаков, В.И. К выбору математической модели расчета аэродинамических нагрузок, действующих на упругие лопасти несущего винта вертолета [Текст] / В.И. Шайдаков // Методы математического моделирования при проектировании вертолетов: сб. науч. тр. – М.: МАИ, 1989. – С. 52–64.
9. Удовенко, В.А. Аэродинамическое проектирование летательного аппарата с использованием математического моделирования [Текст] / В.А. Удовенко // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Х., 2001. – Вып. 26(3). – С. 63–70.
10. Bousman, William G. Airfoil Dynamic Stall and Rotorcraft Maneuverability. [Текст] / William G. Bousman // NASA/TM 2000-209601, AFDD/TR 00-A-008, 2000.
11. Kritsky, V. Multilevel mathematical model of rotorcraft aerodynamics [Текст] / V. Kritsky, V. Anikin // 27th European Rotorcraft Forum, Moscow, Russia, September 11–14, 2001.

12. Anikin, V. Helicopter main rotor aerodynamic performance in descent conditions [Текст] / V. Anikin //, 58th Annual Forum, Montreal, Quebec, Canada, June 11–13, 2002.

13. Anikin, V. For the rotor vortex structure analysis [Текст] / V. Anikin, B. Kritsky // 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, September 16–18, 2003.

14. Krzysiak, A. Experimental investigation of a dynamic stall on the oscillating NACA 0012 airfoil [Текст] / A. Krzysiak // Transactions of the institute of aviation. – 2006. – № 4 (187). – С. 3–47.

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.В. Тюрёв  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков

Поступила в редакцию 07.02.14

## **Визначення аеродинамічних характеристик коливного профілю за допомогою системи FlowVision-НРС**

Розглянуто питання визначення нелінійних нестационарних аеродинамічних характеристик вертолітних профілів із застосуванням програмного комплексу FlowVision-НРС. Досліджено динамічний зрив на коливному профілі.

**Ключові слова:** динамічний зрив, нелінійні нестационарні аеродинамічні характеристики профілю, FlowVision-НРС.

## **Determination of the aerodynamic characteristics oscillating profile using FlowVision-НРС**

Questions of definition of nonlinear unsteady aerodynamic characteristics of the helicopter profiles using the software package FlowVision-НРС. To study the dynamic stall on oscillating profile.

**Keywords:** dynamic stall, nonlinear unsteady aerodynamic profile, FlowVision-НРС.