

УДК 629.735.33

Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти несущего винта вертолѐта методами CFD

Ю.М. Игнаткин, С.Г. Константинов

Представлены результаты расчѐтов аэродинамических характеристик профиля и законцовок лопасти вертолѐта, выполненные методом численного моделирования гидродинамических процессов (CFD) на суперкомпьютере МАИ. Приведено сравнительное тестирование моделей турбулентности RANS на основе результатов расчѐта аэродинамических характеристик профиля NACA 230-12 и их сравнения с экспериментом. Приводятся результаты расчѐтов аэродинамических характеристик четырёх типов законцовок лопасти и их сравнения с результатами экспериментов, проведѐнных на моделях в аэродинамических трубах МАИ.

Ключевые слова: *модель турбулентности RANS; аэродинамические характеристики; профиль лопасти; законцовки лопасти несущего винта вертолѐта.*

За последние десятилетия связи с ростом вычислительных возможностей компьютера бурно развивается вычислительная гидродинамика (*Computational Fluid Dynamics - CFD*) [11;15]. Сегодня все крупные вертолѐтостроительные компании мира при разработке нового проекта вертолѐта применяют компьютерный анализ с помощью методов CFD. Результаты численных расчетов используются для обоснования выбранной аэродинамической схемы летательного аппарата и для подготовки последующих экспериментальных исследований в аэродинамических трубах. Это позволяет существенно снизить стоимость продувок и сократить время оптимизации аэродинамической компоновки вертолѐта. Кроме того, анализ CFD позволяет получать данные, измерение которых экспериментальными методами может быть затруднено или вообще невозможно.

Одной из программ, реализующих возможность моделирования гидродинамических процессов методами CFD, является программный продукт Fluent [10], который был применѐн в качестве инструмента для исследований в данной работе. В программе Fluent решаются уравнения сохранения массы, импульса, энергии и других соответствующих характеристик потока с использованием метода конечных объемов (МКО) в центре ячейки

расчётной сетки. Важным свойством МКО является то, что в нем заложено точное интегральное сохранение таких величин, как масса, количество движения и энергия на любой группе контрольных объемов, а следовательно, и на всей расчетной области. Это свойство проявляется при любом числе узловых точек. Таким образом, даже решение на грубой сетке удовлетворяет точным интегральным балансам.

Процесс моделирования CFD состоит из трёх основных этапов: генерация расчётной сетки, разработка числового алгоритма и моделирование турбулентных течений.

Генерация сетки заключается в разбиении области потока на большое количество контрольных объемов (ячеек), совокупность которых формирует расчётную сетку. Далее расчётная сетка используется для вычисления параметров потока с помощью числового алгоритма.

Как только на область жидкости накладывается сетка, основные уравнения (в интегральной форме) – сохранения массы, импульса и энергии применяются к каждому дискретному контрольному объему и используются для построения ряда нелинейных алгебраических уравнений с дискретными зависимыми переменными. Для решения этих уравнений Fluent предоставляет пользователю самостоятельно выбрать числовой алгоритм: связанный явный (coupled explicit), последовательный неявный (segregated), либо используемый в данной работе - связанный неявный (coupled implicit).

Основной проблемой, стоящей на пути CFD, является моделирование турбулентных течений. До настоящего времени не разработаны универсальные модели турбулентности, способные учитывать все масштабы турбулентности.

В настоящее время находят применение четыре основных направления решения проблемы моделирования турбулентных течений:

- прямое численное моделирование (Direct Numerical Simulation – DNS). Решение нестационарных уравнений Навье-Стокса без каких либо замыкающих соотношений [14].

- осредненные по Рейнольдсу или Фавру уравнения Навье-Стокса (Reynolds Averaged Navier-Stokes equations – RANS), замкнутые с помощью алгебраических или дифференциальных моделей турбулентности [13;16;18];

- метод крупных вихрей (Large Eddy Simulation – LES), который основан на решении нестационарных уравнений Навье-Стокса с моделированием влияния вихрей подсеточного масштаба [12];

- метод моделирования отсоединенных вихрей (Detached Eddy Simulation – DES), который является комбинацией двух предыдущих подходов. В зоне внешнего «гладкого» течения используется RANS, а в зоне отрыва потока с крупными вихрями LES [17];

Наиболее близкие к реальности результаты могут быть получены при внесении минимальных дополнительных допущений в исходную математическую модель и численный алгоритм решения. В этом смысле наиболее привлекательным является подход DNS. Однако он требует огромных вычислительных ресурсов. Для его реализации необходимо использовать очень мелкие сетки, количество ячеек которых должно резко увеличиваться с ростом числа Рейнольдса. Пройдет еще много лет (при существующих темпах развития вычислительной техники), прежде чем станет возможным решение задач с реальной геометрией и реальными числами Рейнольдса с разрешением на сетке всех вихрей вплоть до наименьшего масштаба.

Методы LES и особенно DES уже сейчас доступны для решения на современных суперкомпьютерах и больших кластерах. К сожалению, такая вычислительная техника не является распространенной и не всегда доступна для широкого круга специалистов. Поэтому наиболее широко применяются именно осредненные уравнения Навье-Стокса (RANS), замкнутые с помощью той или иной модели турбулентности. При таком подходе успех или неудача численного эксперимента во многом зависят от выбора модели турбулентности.

Тестирование моделей турбулентности RANS

Сравнительное тестирование моделей турбулентности: *Spalart-Allmaras* [16], *k- ω SST* [13] и *k- ε Realizable* [18] проводилось на основе расчёта аэродинамических характеристик профиля NACA 230-12 [7] для углов атаки: $\alpha = -2^\circ, 1^\circ, 3.5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$ и числа $Re = 5.1 \times 10^6$ ($M_\infty = 0.6$). Число Re рассчитывалось для характерного линейного размера – хорды профиля $b = 0.36$ м. Модель турбулентности, которая показала наиболее близкие результаты к эксперименту [6], использовалась для расчёта аэродинамических характеристик моделей крыльев, имитирующих геометрию концевых частей лопасти вертолёт.

Расчёты аэродинамических характеристик профиля и моделей крыльев выполнялись на суперкомпьютере МАИ в CFD пакете ANSYS FLUENT [10], в котором для описания движения вязкого турбулентного потока сжимаемого газа используются осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса [15]. Все расчётные сетки создавались в программном продукте ANSYS ICEM CFD.

Расчётная сетка профиля имеет блочную структурированную топологию и содержит около 350000 четырёхугольных ячеек (рис.1). Расстояние от профиля до внешней границы расчётной области равнялось 20-ти хордам. На рис.2 показан фрагмент структурированной

сетки вблизи носка профиля. Расчетная сетка была построена таким образом, чтобы первый от стенки узел сетки находился в вязком подслое [8;9].

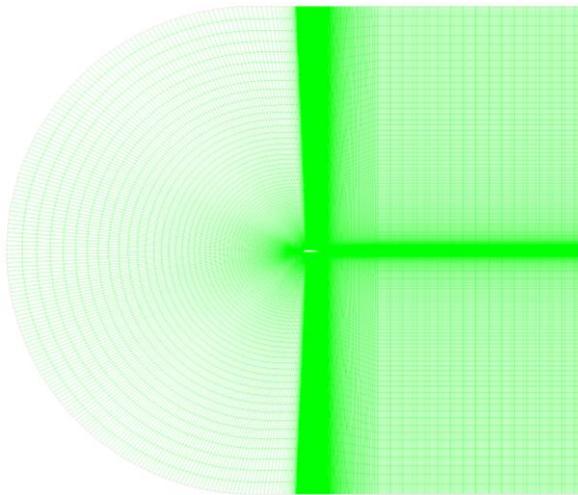


Рис. 1. Расчётная область

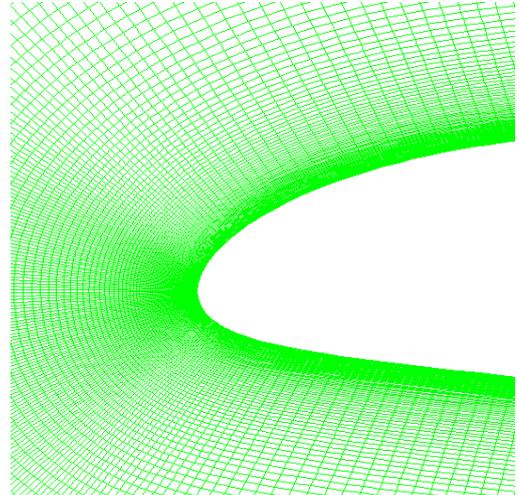


Рис. 2. Структура сетки

На рис. 3...5 представлены результаты расчётов по трём указанным моделям турбулентности и их сравнение с экспериментом (где C_{xa} , C_{ya} - коэффициенты силы сопротивления и подъемной силы, m_{za} - коэффициент продольного момента относительно передней кромки, α - угол атаки профиля).

Из приведенных графиков видно, что результаты расчётов по модели *Spalart-Allmaras* наиболее близки к экспериментальным данным.

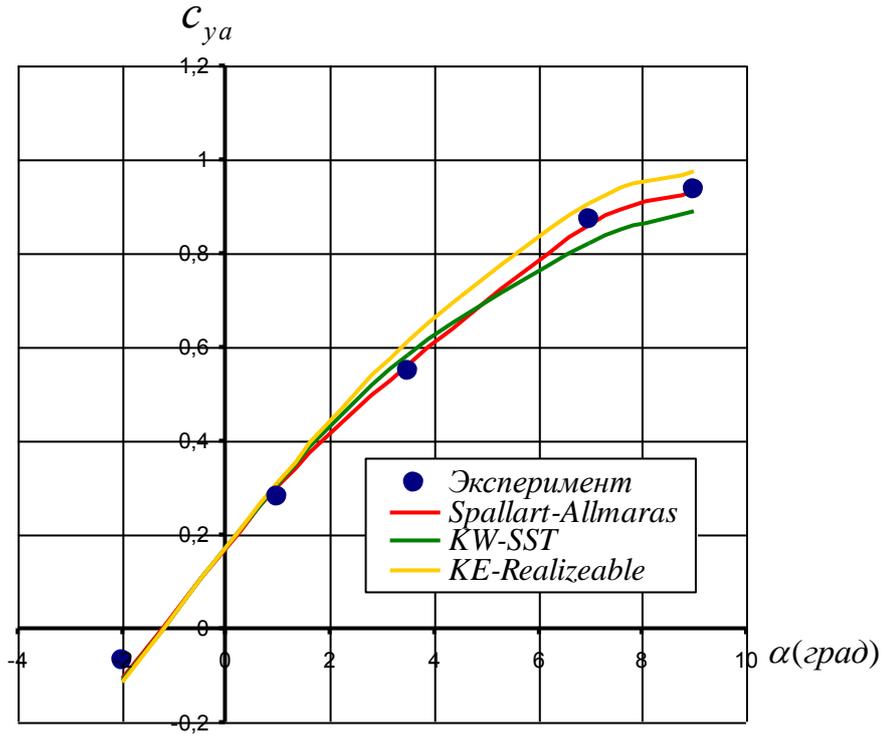


Рис. 3. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ ($Re=5.1 \times 10^6$, $M_\infty=0.6$)

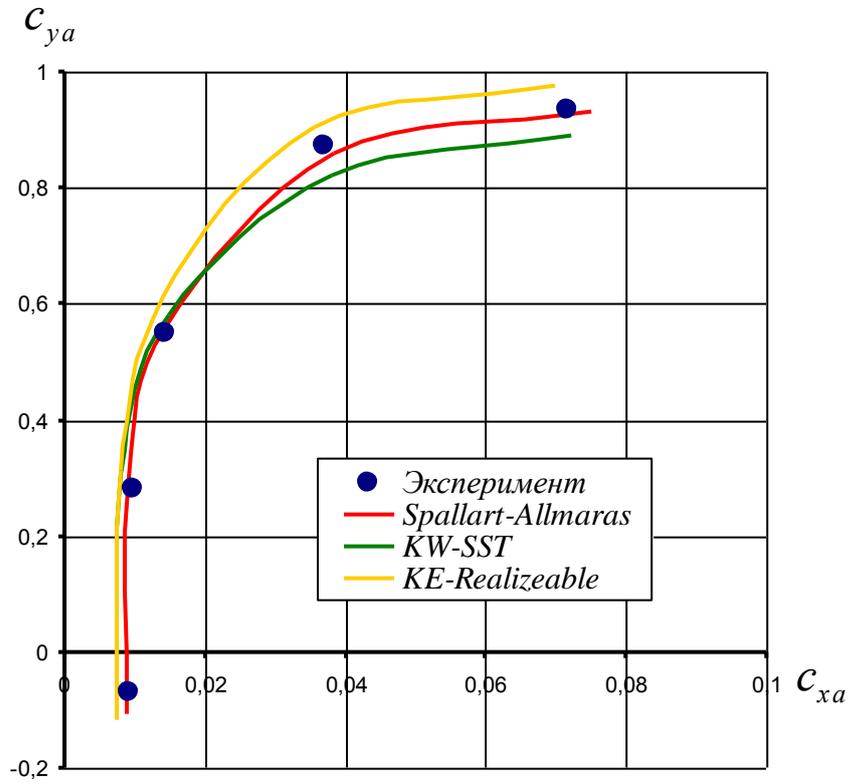


Рис. 4. Зависимость $C_{xa} = f(C_{ya})$ ($Re=5.1 \times 10^6$, $M_\infty=0.6$)

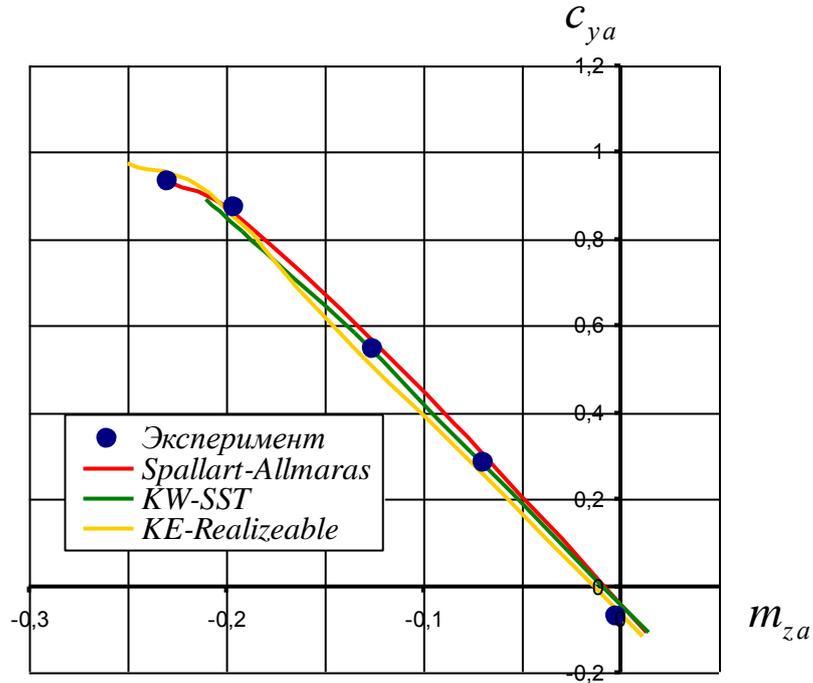


Рис. 5. Зависимость $m_{za} = f(C_{ya})$ ($Re=5.1 \times 10^6$, $M_\infty=0.6$)

На рис. 6 приведен график распределения коэффициента давления C_p по контуру профиля NASA 230-12 при $\alpha = 2.66^\circ$, полученный в результате эксперимента [1] и расчёта методом CFD (модель турбулентности *Spallart-Allmaras*). Результаты расчёта также удовлетворительно согласуются с экспериментом.

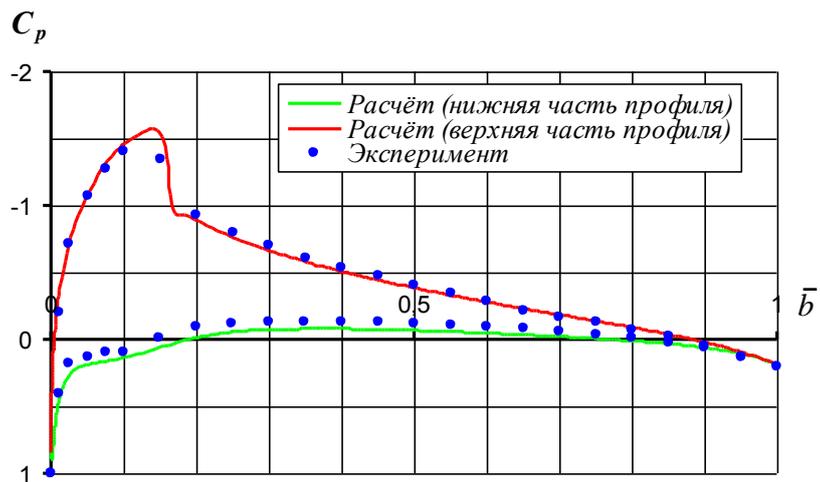


Рис. 6. Распределение коэффициента давления по контуру профиля NASA 230-12 ($\alpha=2.66^\circ$, $Re=5.1 \times 10^6$, $M_\infty=0.6$, где $\bar{b} = \frac{b_i}{b}$ это относительная хорда профиля)

На рис. 7 для примера представлены результаты расчётов распределения суммарной скорости вблизи контура профиля при $Re=5.1 \times 10^6$, $M_\infty=0.6$ и эпюры коэффициента давления C_p по хорде. Расчёты были выполнены по модели турбулентности *Spalart-Allmaras* для $\alpha = 3.5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$.

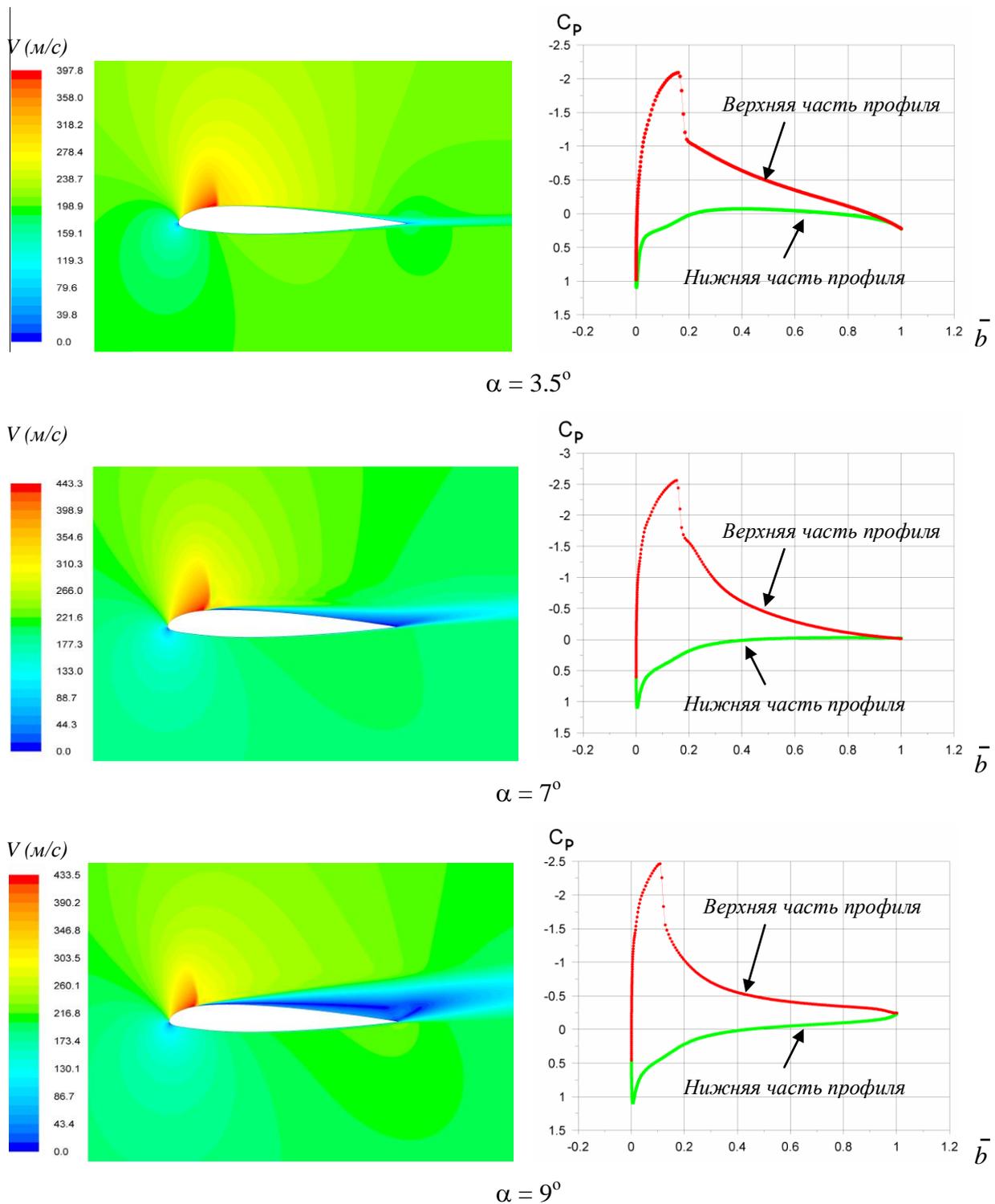


Рис. 7. Распределение суммарной скорости V вокруг профиля и распределение коэффициента давления C_p по хорде при $Re=5.1 \times 10^6$, $M_\infty=0.6$ для $\alpha = 3.5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$

На рисунках наблюдается λ -образный скачок уплотнения и отрыв пограничного слоя с верхней части профиля для $\alpha = 7^\circ, 9^\circ$.

Особенностью используемого расчётного метода является его широкая информативность. Метод CFD позволяет не только получать суммарные аэродинамические характеристики и распределение давления по контуру профиля, но и проводить визуальный анализ обтекания профиля и окружающего его пространства. Такой подход даёт возможность выявить участки с неблагоприятным срывным характером обтекания и сузить количество экспериментальных исследований при выборе оптимального набора профилей по радиусу лопасти. Кроме того, информация о действующих распределённых нагрузках по контуру профиля является важной для прочностных расчётов элементов конструкции лопасти на стадии проектирования.

Исследования влияния геометрии концевой части лопасти несущих винтов вертолётов на их аэродинамические характеристики

В силу особенности увеличения скорости набегающего потока по радиусу вращающегося НВ, на небольшом концевом участке лопасти реализуется значительная часть тяги и крутящего момента. Поэтому при разработке НВ большое внимание должно уделяться не только выбору оптимального набора профилей и крутки по радиусу лопасти, но и рациональной геометрии её концевой части (законцовки), за счёт которой можно существенно улучшить аэродинамические характеристики винта [2...4].

В данной работе проведены расчёты аэродинамических характеристик четырёх вариантов формы моделей крыльев, имитирующих геометрию концевой части лопасти. Для подтверждения достоверности полученных результатов расчётов они сравнивались с результатами экспериментов, полученных в дозвуковой аэродинамической трубе НК МАИ и в сверхзвуковой - Т-2 МАИ [4].

Все расчётные модели состоят из прямоугольного в плане отсека и примыкающих к нему законцовок различной геометрии, которые выбирались исходя из наиболее распространённых на лопастях вертолётов.

Первая законцовка имеет традиционную прямоугольную форму в плане (рис. 16 а)).

Вторая законцовка имеет трапециевидную (сужающуюся) форму в плане. Угол стреловидности по передней кромке равен 6.5° и сужение законцовки равное 2 (рис. 16 б)).

Законцовки сужающейся формы используются на вертолётах: Bell-209, Bell-400, Bell-412, CH-53E, Sa-226, Sa-365, Sa-366.

Третья законцовка имеет стреловидную и сужающуюся форму в плане. Угол стреловидности по передней кромке 33° , по задней 11° и сужение 1.5 (рис. 16 в)). Данный тип законцовок применяется на вертолётах: АН-64А, AS-332, Bell-303, S-76, Ка-50, Ми-38.

Четвёртая законцовка по передней кромке имеет гиперболическую форму в плане. Угол стреловидности в корневом участке равен 33° , который плавно увеличивается до 80° в концевом. Угол стреловидности по задней кромке равен 11° (рис. 16 г)).

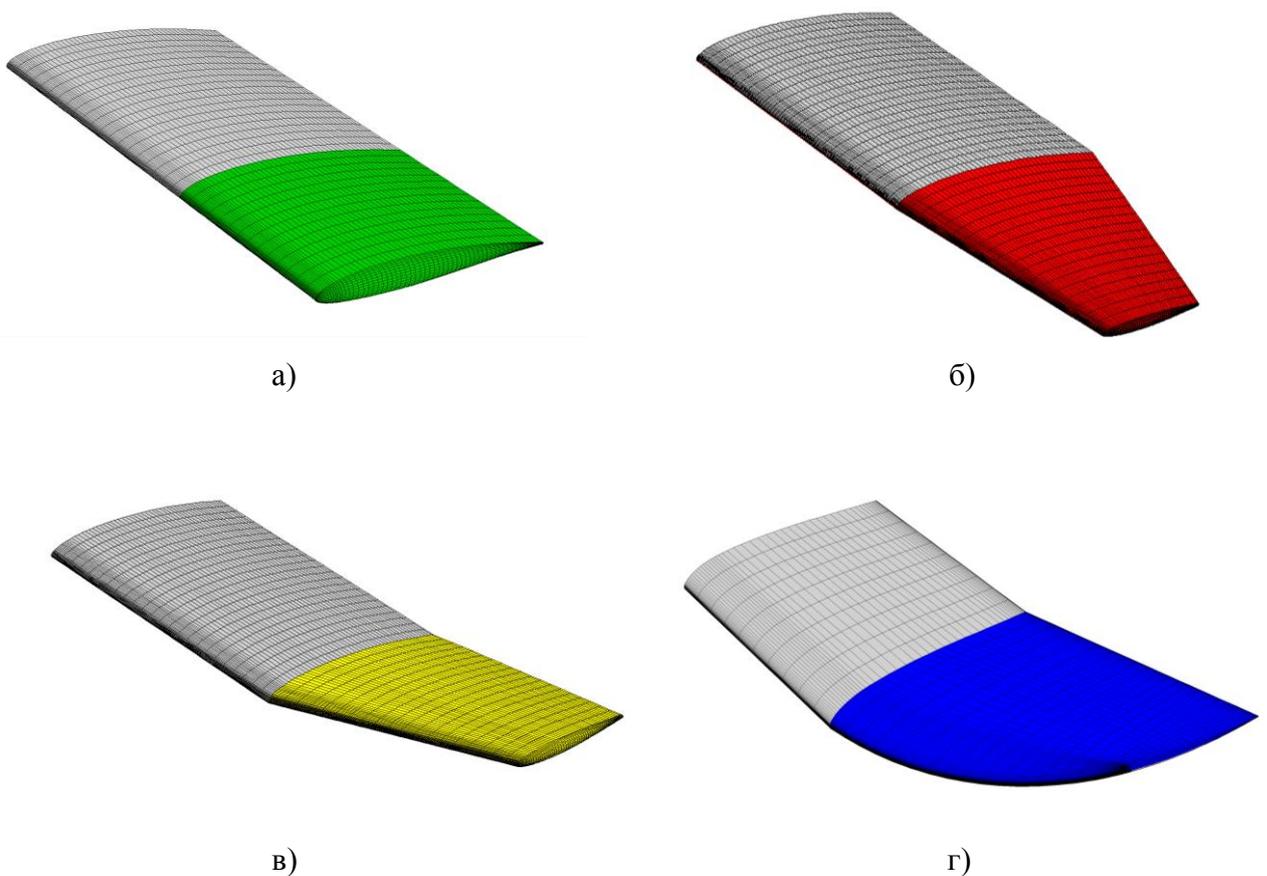


Рис. 16. Сеточное представление расчётных моделей

Расчётная сетка каждой из моделей имеет блочную структурированную топологию, содержит около 1500000 гексаэдрических ячеек, и построена таким образом, чтобы первый от стенки узел сетки находился в вязком подслое [8,9].

Результаты расчёта аэродинамических характеристик законцовок при углах атаки: $\alpha = -2^\circ \dots 24^\circ$ и Числе $Re=3.15 \times 10^5$ ($M_\infty=0.09$) представлены на рис. 20...22.

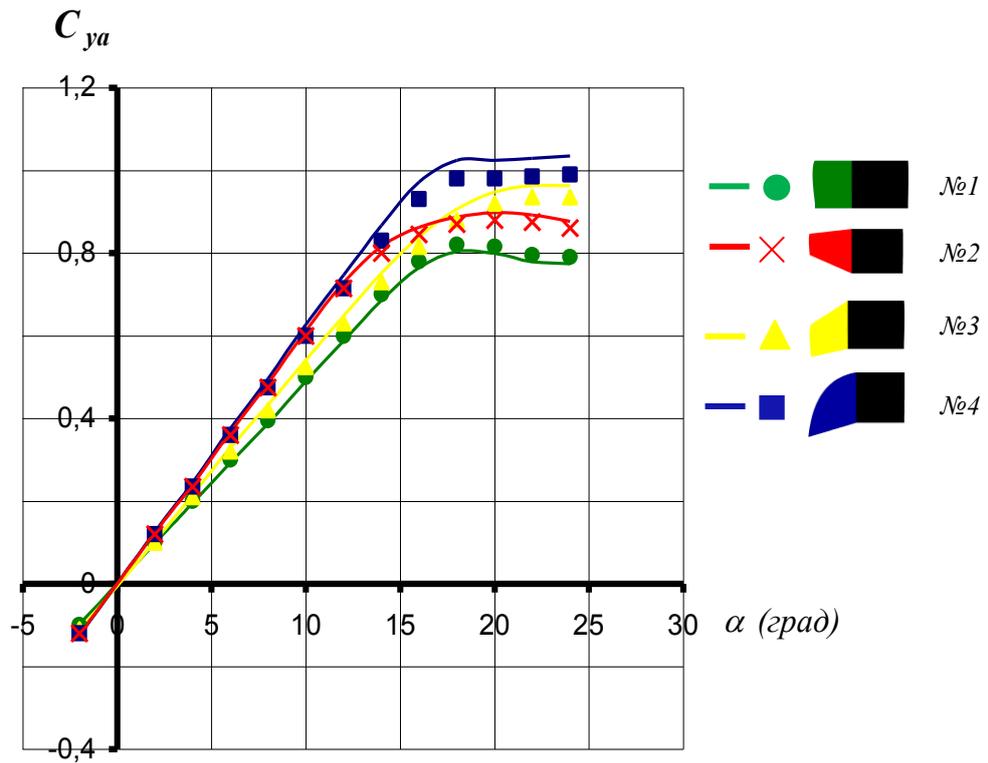


Рис. 20. Зависимость $C_{ya} = f(\alpha)$ ($Re = 3.15 \times 10^5$, $M_\infty = 0.09$)

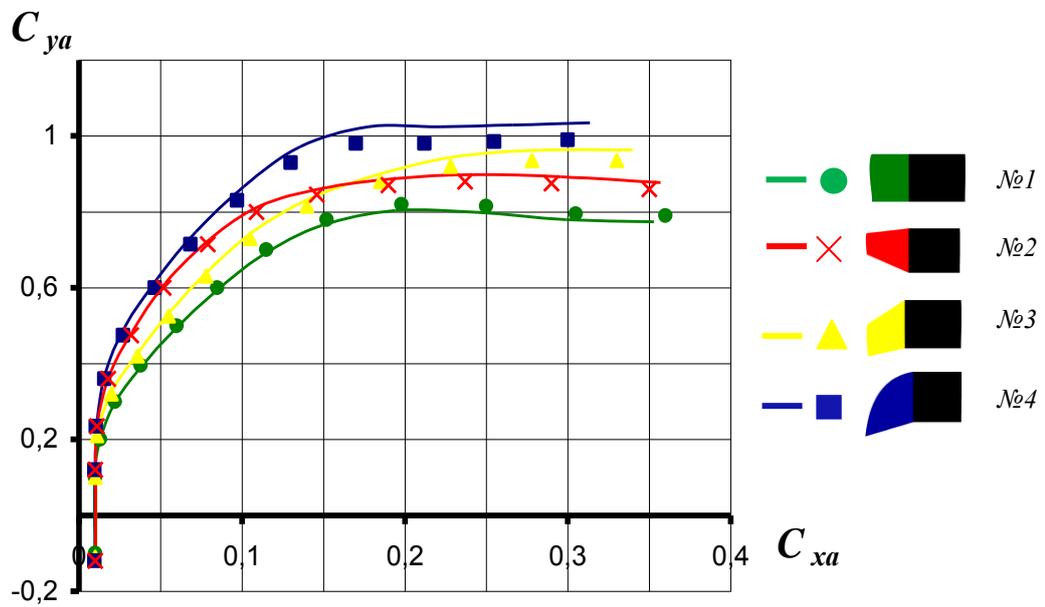


Рис. 21. Зависимость $C_{xa} = f(C_{ya})$ ($Re = 3.15 \times 10^5$, $M_\infty = 0.09$)

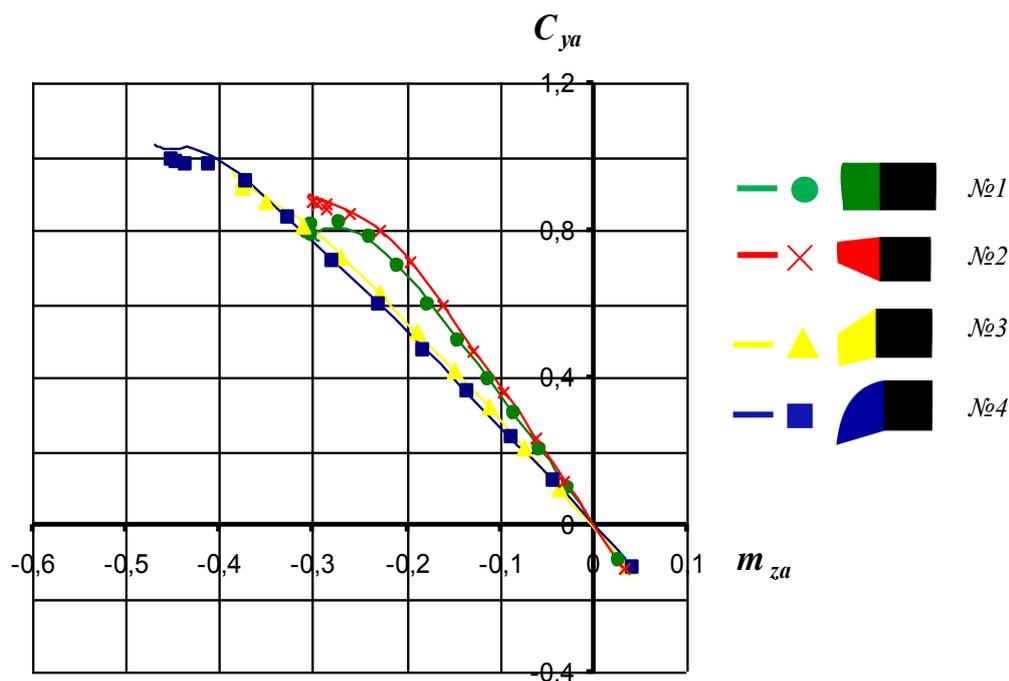


Рис. 22. Зависимость $C_{ya} = f(m_{za})$ ($Re = 3.15 \times 10^5$, $M_\infty = 0.09$)

Число Re рассчитывалось исходя из характерного линейного размера – хорды отсека $b = 0.15$ м. На рисунках сплошными линиями представлены результаты расчёта, а точками – результаты эксперимента. Коэффициент момента тангажа рассчитывался относительно носка прямоугольного отсека. Из представленных графиков видно удовлетворительное совпадение расчётных характеристик с экспериментальными. Вариант законцовки №1 прямоугольной формы имеет наибольшее сопротивление из представленных. Трапециевидная форма законцовки №2 имеет меньшее сопротивление по сравнению с прямоугольной законцовкой №1, которое обусловлено её сужением и большим удлинением. Стреловидная законцовка №3 имеет меньшее сопротивление по сравнению с трапециевидной законцовкой №2 обусловленное не только фактором сужения, но и стреловидностью по передней кромке. Наименьшее сопротивление имеет законцовка №4.

На рис. 23 представлены сравнения расчётных и экспериментальных зависимостей изменения коэффициентов сопротивления законцовок C_{xa} от числа Маха при $C_{ya} = 0$ в диапазоне чисел $M_\infty = 0.5 \dots 1.1$ с интервалом $\Delta M_\infty = 0.1$. На рисунке сплошными линиями представлены результаты расчёта, а точками – результаты эксперимента.

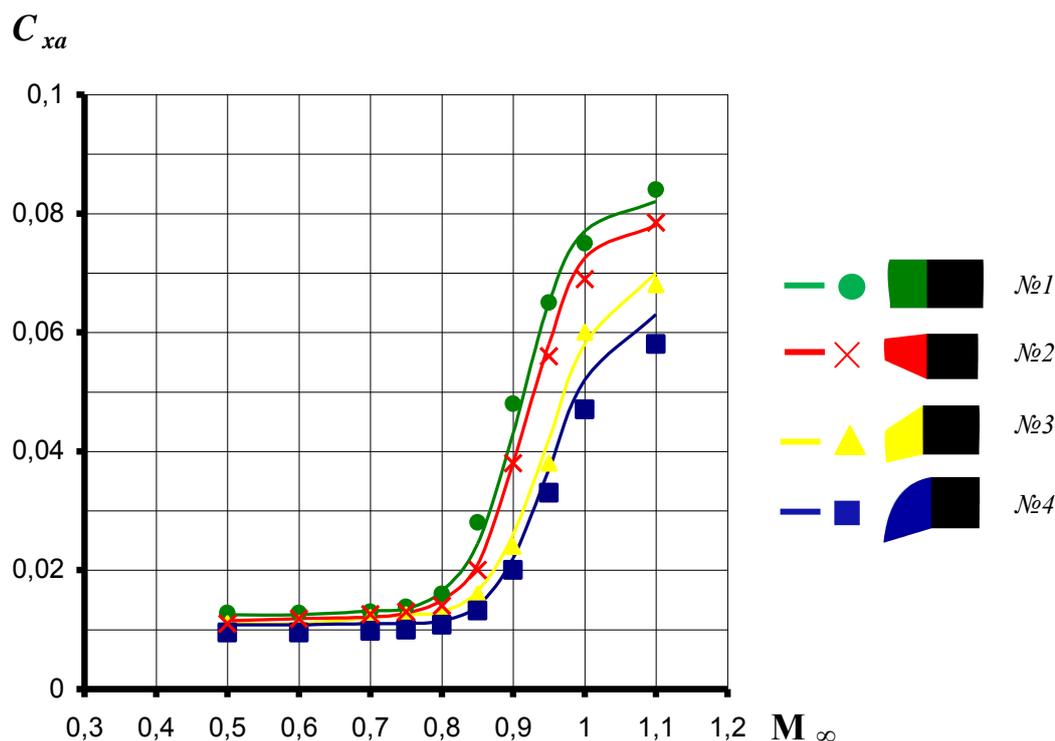


Рис. 23. Зависимость $C_{xa} = f(M)$ при $C_{ya} = 0$

Из приведенных графиков видно, что на законцовках прямоугольной и трапециевидной формы в плане (рис. 16 а, б)) критическое число Маха $M_{кр} \approx 0.75$ (где $M_{кр}$ – число Маха, при котором $dC_{xa}/dM \geq 0.1$). Рост угла стреловидности законцовок по передней кромке (рис. 16 в, г)) позволяет увеличить критическое число Маха до $M_{кр} \approx 0.85$.

На рис. 24 а) представлены расчетные линии тока, в окрестности верхней поверхности законцовки прямоугольной формы. Здесь же для сравнения рис. 24 б) представлены масляные спектры обтекания, полученные в эксперименте. Наблюдается удовлетворительное совпадение расчётных и экспериментальных линий тока в торцевой части законцовки, где характер обтекания определяется возникновением концевого вихря, образующегося в результате перетекания воздуха с нижней поверхности на верхнюю.

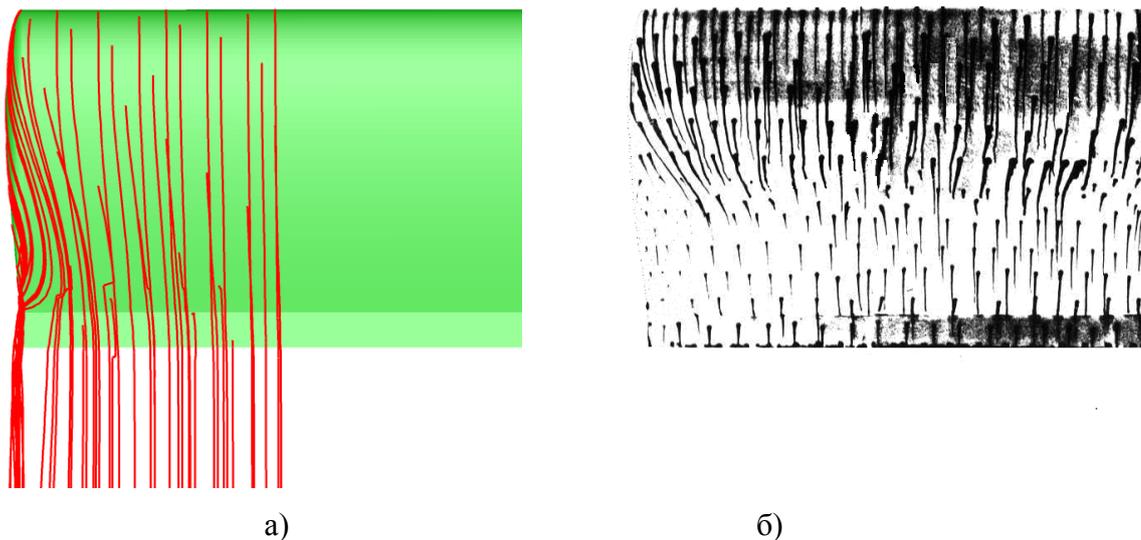


Рис. 24. Характер течения в окрестности верхней поверхности законцовки прямоугольной формы ($\alpha = 4^\circ$, $Re=3.15 \times 10^5$, $M_\infty = 0.09$)

В целом результаты расчётов аэродинамических характеристик законцовок различной геометрии в широком диапазоне чисел M удовлетворительно совпадают с экспериментальными данными, что говорит о достоверности применяемого расчётного метода. Таким образом, данный метод может использоваться для расчёта аэродинамических характеристик законцовок различной формы.

Расчёты аэродинамических характеристик всего винта вертолётa методами CFD требуют значительных затрат вычислительных ресурсов и времени. Для таких расчётов целесообразно использовать менее затратные, чем методы CFD вихревые методы расчёта [5]. Чтобы их применять необходимо знать аэродинамические характеристики сечений лопасти, найденные, в том числе, и с учётом влияния концевго эффекта. Эти характеристики в концевых сечениях лопастей (для законцовок) можно определять с помощью методов CFD. Такой подход при использовании вихревых методов позволит получать аэродинамические характеристики лопасти с учётом реальной геометрии её законцовок и существенно сократить потребное время расчётов.

Выводы

1. Сравнительное тестирование моделей турбулентности *Spalart-Allmaras*, $k-\omega$ SST и $k-\varepsilon$ Realizable на основе расчёта аэродинамических характеристик профиля NACA 230-12 для углов атаки: $\alpha = -2^\circ, 1^\circ, 3.5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$ и числа $Re = 5.1 \times 10^6$ ($M_\infty = 0.6$) показало, что наибольшее приближение к экспериментальным данным имеет модель турбулентности *Spalart-Allmaras*.

2. Результаты расчётов аэродинамических характеристик различных по форме законцовок лопастей при использовании модели турбулентности *Spalart-Allmaras*, показали удовлетворительное совпадение с экспериментом в широком диапазоне чисел M и Re , что говорит о достоверности применяемого метода.

3. Данный метод позволяет составить таблицы аэродинамических характеристик законцовок различной геометрии с учётом особенности концевых течений. Эти таблицы в дальнейшем могут использоваться в вихревых методах расчёта аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолёт аналогично таблицам профилей лопасти.

Библиографический список

1. *Горский И.П.* Исследование распределения давления по крыловым профилям при больших скоростях // Труды ЦАГИ, 1946.
2. *Иванов А.Н., Рождественский М.Г., Вайнтруб А.П., Ивчин В.А.* Комплекс работ по аэродинамике вертолѐта Ми-38 // Труды 2-го форума Российского вертолѐтного общества. М, 1996.
3. *Ивчин В.А., Лисс А.Ю.* Расчѐтно-экспериментальные исследования лопастей со стреловидной законцовкой, плоской и отогнутой вниз в плоскости тяги (АНХИДРАЛЬ) // Труды 3-го форума Российского вертолѐтного общества. М, 1998.
4. *Игнаткин Ю.М., Ганюшкин Ю.П., Бурцев Б.Н. и др.* Аэродинамические характеристики моделей законцовок несущих винтов // Труды 1-го форума Российского вертолѐтного общества. М, 1994.
5. *Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В., Шомов А.И.* Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косоого обтекания на основе нелинейной лопастной вихревой модели. Труды 8-го форума Российского Вертолетного Общества. М, 2008.
6. *Кравец А.С.* Характеристики авиационных профилей. М.: Оборонгиз, 1939.
7. *Миль М.Л. и др.* Вертолеты, расчет и проектирование. Том 1. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1966.
8. *Шлихтинг Г.* Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.
9. *Юн А.А., Крылов Б.А.* Расчѐт и моделирование турбулентных течений с теплообменом, смешением, химическими реакциями и двухфазных течений в программном комплексе FASTEST-3D. М.: Изд-во МАИ, 2007.
10. ANSYS FLUENT 6.3. Theory Manual. 2005. Fluent Inc. Central Source Park, 10 Cavendish Court, Lebanon, NH 03766, USA. <http://www.fluent.com>
11. *Ferziger, J. H., Peric M.* Computational methods for fluid dynamics. Berlin. 1996.
12. *Ferziger J. H.* Direct and large eddy simulation of turbulence in Numerical Methods in Fluid mechanics. American Mathematical Society, 1998.
13. *Menter F.R.* Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications. // AIAA J. 1994. 32, № 11. P.1299–1310.
14. *Moin P., Mahesh K.* Direct numerical simulation. – A tool in turbulence research // Annual Rev. Fluid Mech., 1998. Vol.30. P.539-578.
15. *Salvi R.* Navier-Stokes Equations Theory and Numerical Methods. 2002.

16. *Spalart P. R., Allmaras S.R.* A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamics. Conference Reno, Nevada, USA, 92-439. 1999.
17. *Strelets M.* Detached eddy simulation of massively separated flows. AIAA-00-2306, 2000.
18. *Wilcox, D.C.* Turbulence Modeling for CFD. California, 1994.

Сведения об авторах

Игнаткин Юрий Михайлович, заведующий кафедрой 102 Московского авиационного института (национального исследовательского университета), доцент, к.т.н., тел.: (499) 158-89-40; e-mail: k102@mail.ru

Константинов Сергей Геннадьевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел.: (926) 3790709; e-mail: s.konstantinov@pochta.ru