

# ВЛИЯНИЕ РАСЧЕТНОЙ СЕТКИ ПРИ МАТЕМАТИЧЕСКОМ МОДЕЛИРОВАНИИ НАТЕКАНИЯ ДОЗВУКОВОГО ПОТОКА НА ПРОФИЛЬ ПЕРСПЕКТИВНОЙ ЛОПАТКИ С ОТКЛОНЯЕМОЙ ЗАДНЕЙ КРОМКОЙ В ТРЕХМЕРНОЙ ПОСТАНОВКЕ

Ша Мингун\*, Агульник А.Б.\*\* , Яковлев А.А.\*\*\*

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

\* e-mail: zxn661029@163.com

\*\* e-mail: agulnik201@mail.ru

\*\*\* e-mail: tempero.m@gmail.com

В настоящее время существует проблема исследования натекания дозвуковых потоков на профили крыла большого удлинения. Для расширения диапазона применимости данных профилей возможно использование лопаток с отклоняемыми поверхностями для различных режимов работы. Подобную задачу можно распространить как на лопатки ветрогенераторов, так и на профили крыла летательного аппарата.

Рассматриваются результаты математического моделирования натекания дозвукового потока на единственный профиль перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой в трехмерной постановке. Для решения задачи использовались программные комплексы Ansys, для построения расчетных сеток использовалась сетка-построитель ICEM, для проведения расчетов использовался программный комплекс Fluent. По полученным результатам построены графические зависимости аэродинамического качества, а также аэродинамических коэффициентов  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$  от угла атаки  $\alpha$ . Проведены оценка влияния расчетной сетки, сравнение полученных результатов с результатами экспериментальных продувок и численных экспериментов других авторов. Полученные результаты можно применить не только при расчете лопаточных машин с отклоняемой задней кромкой, но и при расчете крыла самолета, несущего винта вертолета и при решении других сходных задач.

*Ключевые слова:* сравнение, Ansys, ICEM, Fluent, гибридная и структурированная сетки, аэродинамические коэффициенты  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ , аэродинамическое качество, отклоняемая задняя кромка.

## Список обозначений

$b$  — размах крыла, м;  
 $\Lambda_{LE}$  — угол стреловидности передней кромки, °;  
 $\Lambda_{TE}$  — угол стреловидности задней кромки, °;  
 $\lambda$  — удлинение крыла;  
 $\bar{C}$  — средняя аэродинамическая хорда, м;  
 $S$  — площадь поверхности крыла, м<sup>2</sup>;  
 $c_r$  — хорда исходной кромки крыла, м;  
 $c_f$  — хорда заключительной кромки крыла, м;  
 $K_{aэ}$  — аэродинамическое качество;  
 $C_{yат}$  — коэффициент подъемной силы по гибридной схеме;  
 $C_{xат}$  — коэффициент сопротивления по гибридной схеме;  
 $C_{yac}$  — коэффициент подъемной силы по структурированной схеме;

$C_{xас}$  — коэффициент сопротивления по структурированной схеме;  
 $\alpha$  — угол атаки, °;  
 $\delta$  — угол отклонения задней кромки лопатки, °;  
 $Re$  — число Рейнольдса.

## Введение

В последнее десятилетие повышенное внимание уделяется исследованиям, проводимым в интересах развития методов математического моделирования в 3D-постановке, для чего необходимо детальное изучение способов построения различных расчетных сеток и их влияния на полученные результаты.

Задача расчета аэродинамических характеристик профиля перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой является важной как для разработ-

ки лопаток ветрогенераторов, конструкций компрессоров перспективных газотурбинных двигателей, так и для самолетостроения.

Использованию методов расчета, основанных на моделях аэродинамических профилей, посвящен ряд основополагающих трудов [1–6], а также работ, базирующихся на использовании эмпирических данных [7, 8]. Ограничениями применимости моделей являются предположения о существенно дозвуковом режиме обтекания и гипотеза плоских сечений при использовании экспериментальных аэродинамических характеристик профилей. Применение численных моделей на основе уравнений Навье—Стокса и осреднения Рейнольдса на рубеже 1980—1990 гг. по мере роста производительности вычислительной техники дало возможность проводить расчет поля течения. Тем не менее такой подход к решению задач обтекания профилей не был вполне успешным из-за недостаточной точности моделирования [9–14].

В статье рассматривается влияние расчетной сетки при математическом моделировании натекания дозвукового потока на профили перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой. Необходимыми являются верификация, проверка сходимости и корректности получаемых решений, проверка на задачах, имеющих достоверные и достаточно подробные решения.

Эффективность методики определяется возможностями автоматизированного построения адаптированных к профилям лопаток расчетных сеток и ускорения расчета.

Целями исследования являются определение точности численного решения задачи обтекания аэродинамического профиля перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой и тестирование расчетной сетки. Общим является использование

адаптированных к геометрии пристенных блоков, при этом применяются различные способы их стыковки с внешней сеткой. Анализ применения решателей, использующих декартовы сетки, также показывает необходимость построения адаптированных к поверхности тела сеточных слоев.

### Постановка задачи

Анализ существующих конструкций позволяет сделать следующие выводы. Простая отклоняемая задняя кромка увеличивает подъемную силу за счет увеличения кривизны профиля. При этом увеличивается давление на нижней поверхности профиля, а также повышаются его несущие свойства.

Более эффективен в этом плане щелевой закрылок. Щель в нем выполнена сужающейся, и воздух, проходя через нее, разгоняется. Далее он, взаимодействуя с пограничным слоем, разгоняет его, препятствует его отрыву и увеличивает подъемную силу. Таких щелей на задней кромке перспективной лопатки бывает от одной до трех (рис. 1, а–в). Отмечается общее значительное увеличение подъемной силы при их применении. С точки зрения аэродинамических профилей задние кромки, представленные на рис. 1, б и в, более эффективны для самолета, но для лопаточной машины сложны. Поэтому в данной статье мы рассматриваем вариант, представленный на рис. 1, а, как более простой.

### Геометрия и структура сеток рассматриваемого аэродинамического профиля перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой

Для исследования аэродинамических характеристик необходима информация о геометрии профиля, которая представлена на рис. 2, а вид сверху и сбоку показан на рис. 3, а и б.

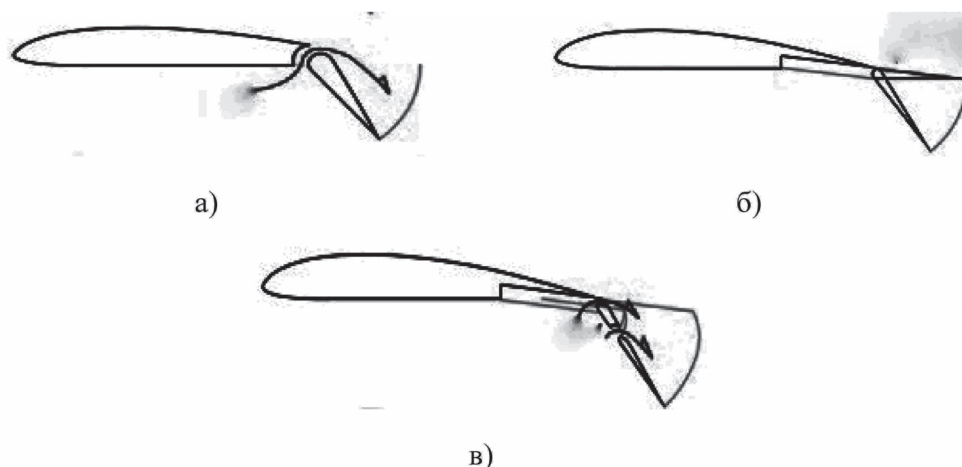
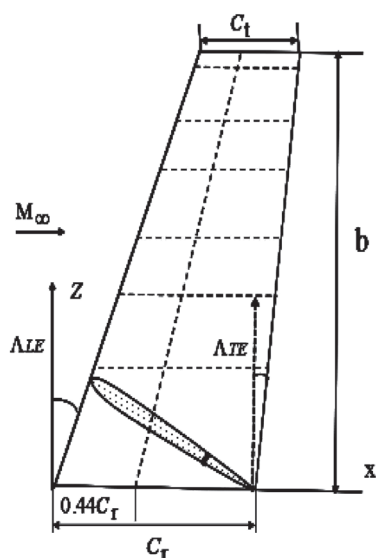


Рис. 1. Щелевая задняя кромка лопатки (а); задняя кромка лопатки Фаулера (б); двухщелевая задняя кромка лопатки Фаулера (в)



Геометрия	
$c_r$	5.78
$c_t$	1.52
$B$	7.7
$\Lambda_{LE}$	$42^\circ$
$\Lambda_{TE}$	$21^\circ$
$\Lambda$	3.65
$\bar{C}$	4.22
$S$	58.47

Рис. 2. Геометрия лопаточного профиля с отклоняемой задней кромкой

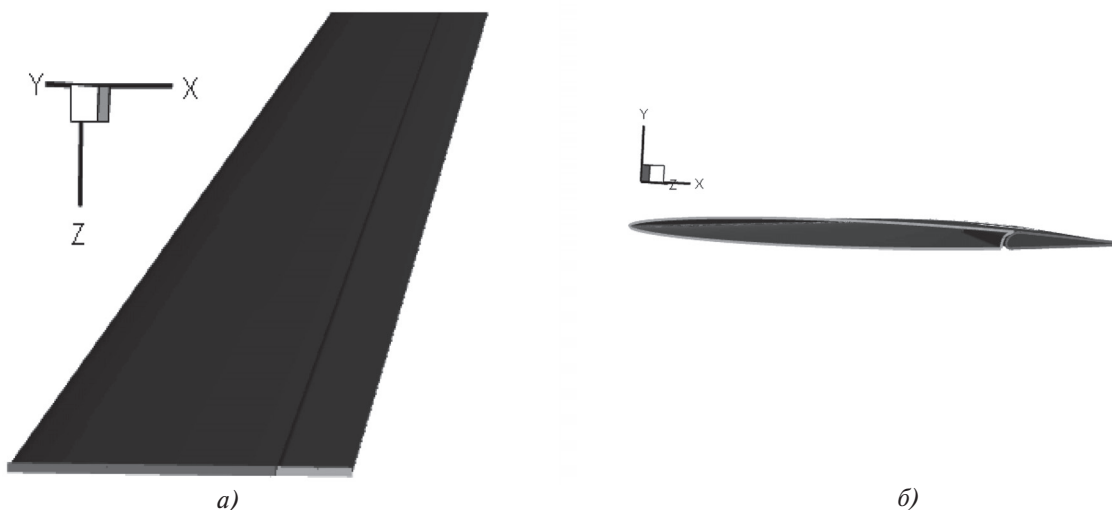


Рис. 3. Виды профиля перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой сверху (а) и сбоку (б)

### Построение расчетной сетки

Задача решалась в трехмерной постановке. Для получения достоверных расчетных данных при наличии в потоке скачков уплотнения принципиально важно использовать расчетную сетку с высоким разрешением в области больших градиентов температуры и давления.

При проведении расчетов применялась адаптация расчетных сеток. Это необходимо для повышения порядка точности различных схем сеток как перспективного направления развития данных методов. Были построены сетки по гибридной и структурированной схемам и сформирована математическая модель в программном комплексе Ansys. Для построения расчетных сеток использовался сеткопостроитель ICEM, для проведения расчетов — программный комплекс Fluent [15].

Роль технологии построения и начальной адаптации расчетных сеток, в том числе с учетом пос-

ледующего взаимного движения блоков в процессе расчета, показана в [16]. Для расчета в пространстве вокруг исследуемой модели была построена трёхмерная сетка по гибридной схеме с помощью стандартного сеткопостроителя Ansys в полуавтоматическом режиме с использованием языка сценариев (рис. 4, а, б), содержащая более 9 млн ячеек. Адаптированная структурированная сетка была создана в приложении Ansys ICEM, она показана на рис. 5, а, б, а на рис. 6, а, б представлена сетка для отклоняемой задней кромки, при этом расчетная сетка содержит порядка 2 млн ячеек. Особое внимание уделено области передней кромки (рис. 4, а и 5, б), где для обеспечения необходимой точности расчетов сетка была сильно сгущена. Сгущение сеток осуществлено также у всех твердых поверхностей для надежного описания развития пограничного слоя.

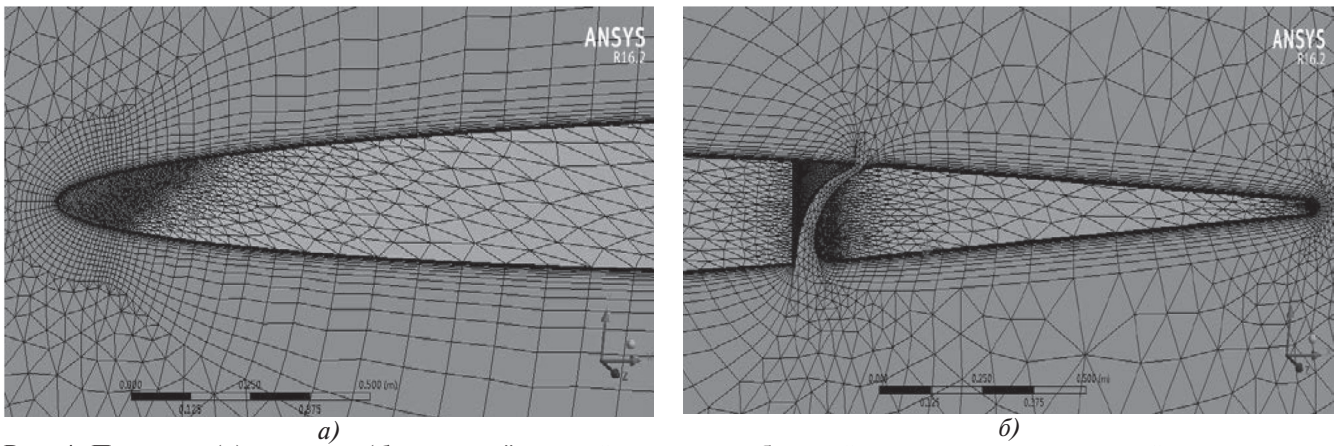


Рис. 4. Передняя (а) и задняя (б) части трёхмерной сетки по гибридной схеме для перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой

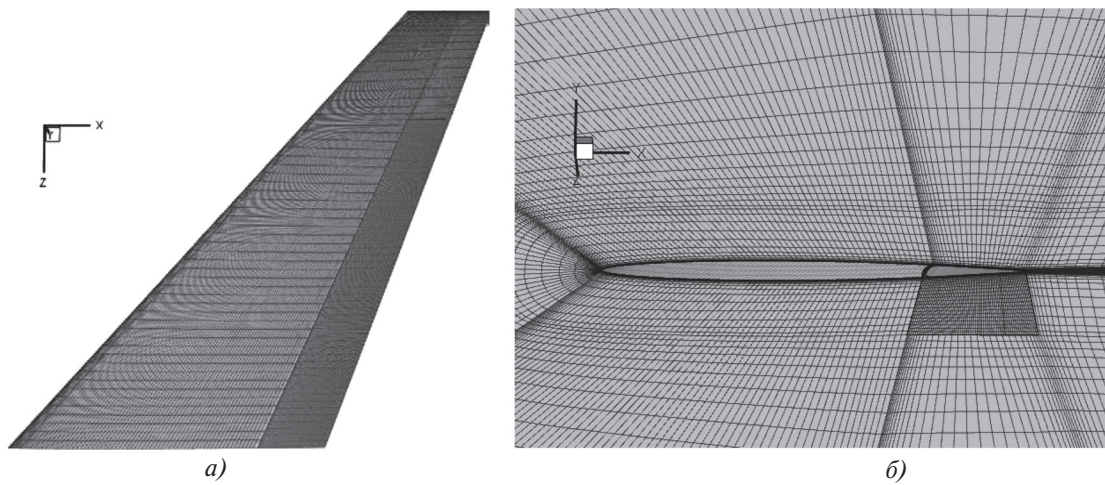


Рис. 5. Трёхмерная сетка по структурированной схеме для профиля перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой сверху (а) и сбоку (б)

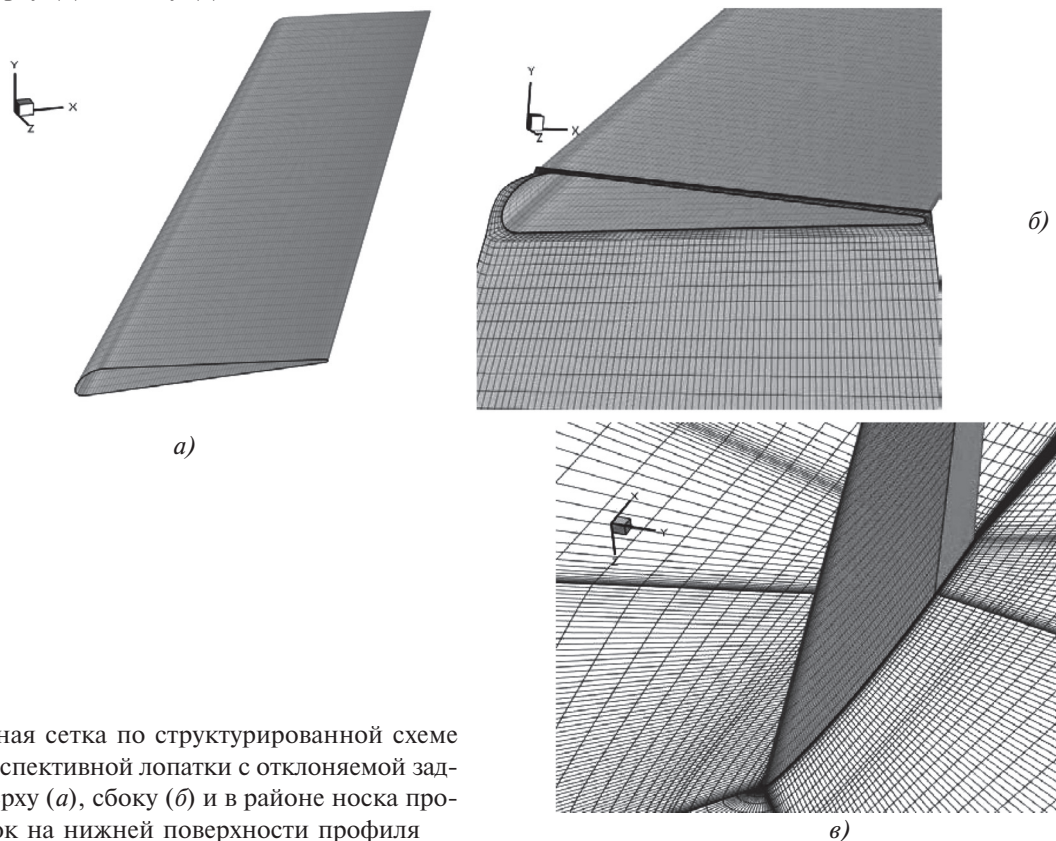


Рис. 6. Трёхмерная сетка по структурированной схеме для профиля перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой сверху (а), сбоку (б) и в районе носка профиля (в) лопаток на нижней поверхности профиля

Исследовано влияние размерности сеток на параметры, обеспечивающие независимость расчетного результата от размерности сетки.

### Основные настройки математической модели

Проведены анализ и оценка функциональных параметров последовательных технологических процессов поточного производства. Обоснована целесообразность применения теории массового обслуживания для математического моделирования технологических процессов. Рассмотрено применение модели многофазной системы массового обслуживания как наиболее общей модели, описывающей технологические процессы [17].

В качестве модели турбулентности выбрана модель  $k-\omega SST$ . Турбулентная  $k-\omega$ -модель  $SST$  (Shear Stress Transport) была введена Ментером в 1993 году [18] и сразу приобрела большую популярность. Эта модель по существу является объединением двух моделей ( $k-\epsilon$  вдали от стенок и  $k-\omega$  в пристенной области). Исследователи, использующие стандартную  $SST$ -модель, обычно отмечают, что она показывает хорошие результаты в слоях смешения при средних градиентах давления. В областях с большими нормальными напряжениями, таких, как застойные течения, стандартная  $SST k-\omega$ -модель генерирует слишком высокие уровни турбулентности, что приводит к существенному изменению расчетной картины течения [19].

### Начальные и граничные условия

В данной статье рассматриваются расчеты для различных углов атаки набегающего потока ( $0^\circ, 4^\circ,$

$8^\circ$  и  $10^\circ$ ), при углах отклонения задней кромки  $0^\circ, -10^\circ, -20^\circ, -30^\circ, -40^\circ$ .

В качестве начального приближения выбраны условия для невозмущенного потока. Число Маха  $M = 0.184$ , модели турбулентности  $k-\omega-SST$ , фиксировались значения полного давления  $p_0 = 101325$  Па, полной температуры  $T_0 = 300$  К, числа Рейнольдса  $Re = 8 \cdot 10^6$ . В расчетах исследовались аэродинамические характеристики сверхзвукового профиля с отклоняемой задней кромкой в плане (рис. 7).

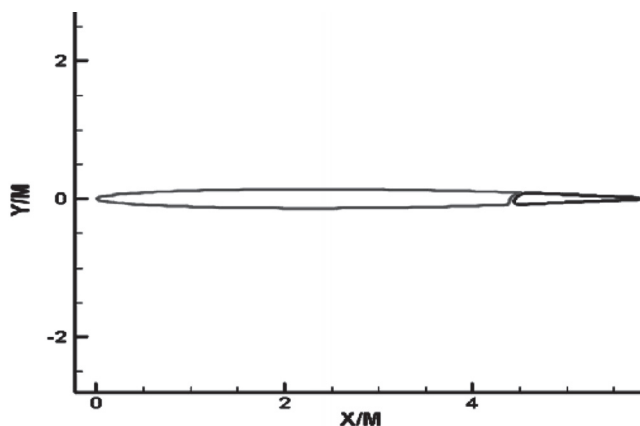


Рис. 7. Расчетный профиль с отклоняемой задней кромкой

### Результаты расчетов

По сетке, построенной по гибридной схеме при числе Маха  $M = 0.184$ , были построены графики зависимости коэффициентов от углов отклонения задней кромки лопатки при разных углах атаки  $\alpha$  (рис. 8, а, б). Здесь  $\alpha$  — угол атаки,  $\delta$  — угол откло-

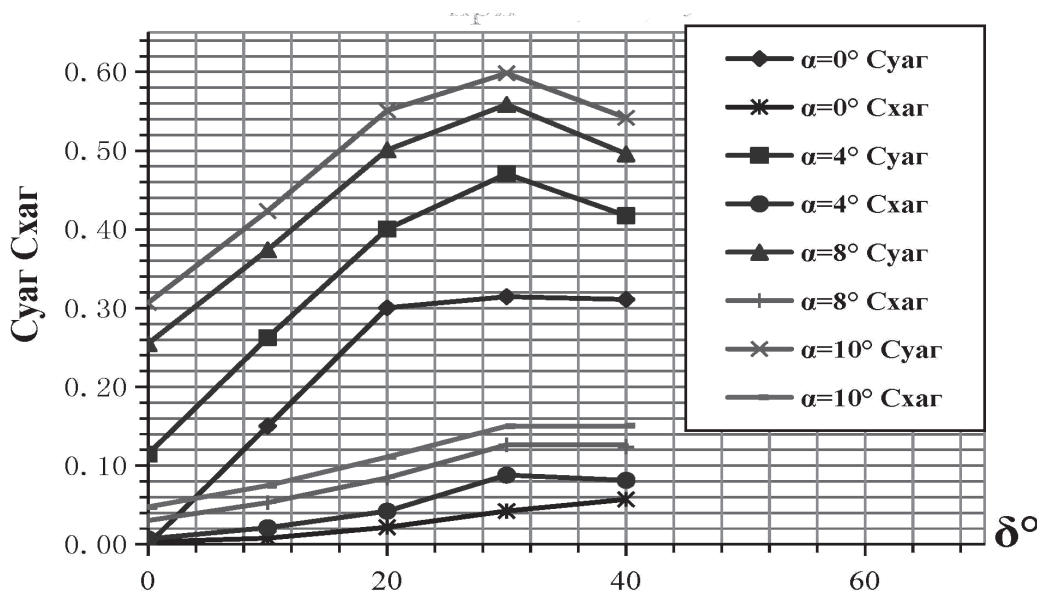


Рис. 8 (начало) а)

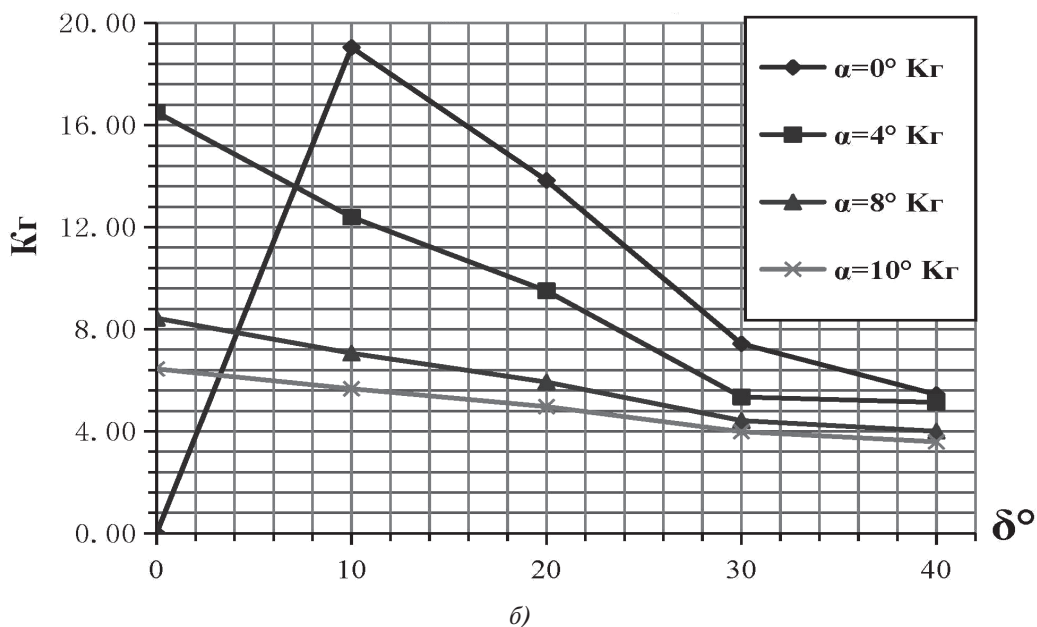


Рис. 8. Графические зависимости коэффициентов подъемной силы и сопротивления от углов отклонения задней кромки лопатки при  $\alpha = 0, 4, 8, 10^\circ$  при гибридной схеме построения сетки (а); графические зависимости аэродинамического качества от углов отклонения задней кромки лопатки при  $\alpha = 0, 4, 8, 10^\circ$  при гибридной схеме построения сетки (б)

нения задней кромки лопатки. Исследовано влияние размерности сеток на параметры, обеспечивающие независимость расчетного результата от сетки. На рис. 9,а,б приведены аналогичные графики при структурированной схеме построения сетки.

На рис. 8,а и 9,а видно, что результаты зависимостей коэффициентов  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ , которые были получены по структурированной и гибридной схемам, различаются. На рис. 10 показан диапазон  $Y^+$  при численном моделировании по структурированной и гибридной схемам, можно предположить, что это

отличие обусловлено разницей значений  $Y^+$  и высоты первой ячейки.

В табл. 1 представлен результат численного расчета для аэродинамического качества  $K_{a3}^c$  и  $K_{a3}^g$ , а также показана погрешность между  $K_{a3}^c$  и  $K_{a3}^g$ .

На рис. 11 представлены поля статического давления при углах атаки  $\alpha = 8^\circ$ ,  $\delta = 0^\circ, -20^\circ, -30^\circ, -40^\circ$  для структурированной и гибридной сеточных схем.

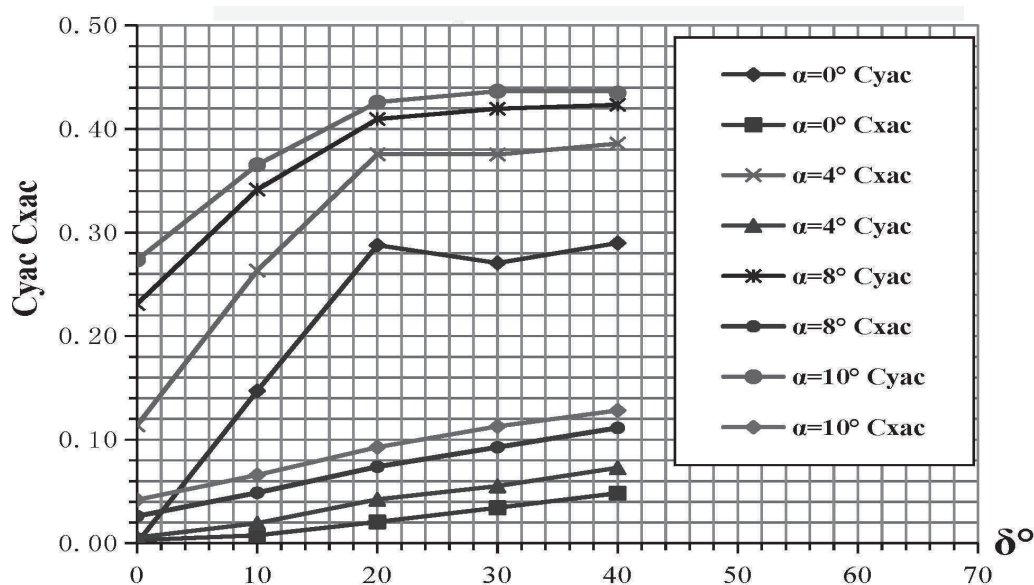


Рис. 9 (начало) а)

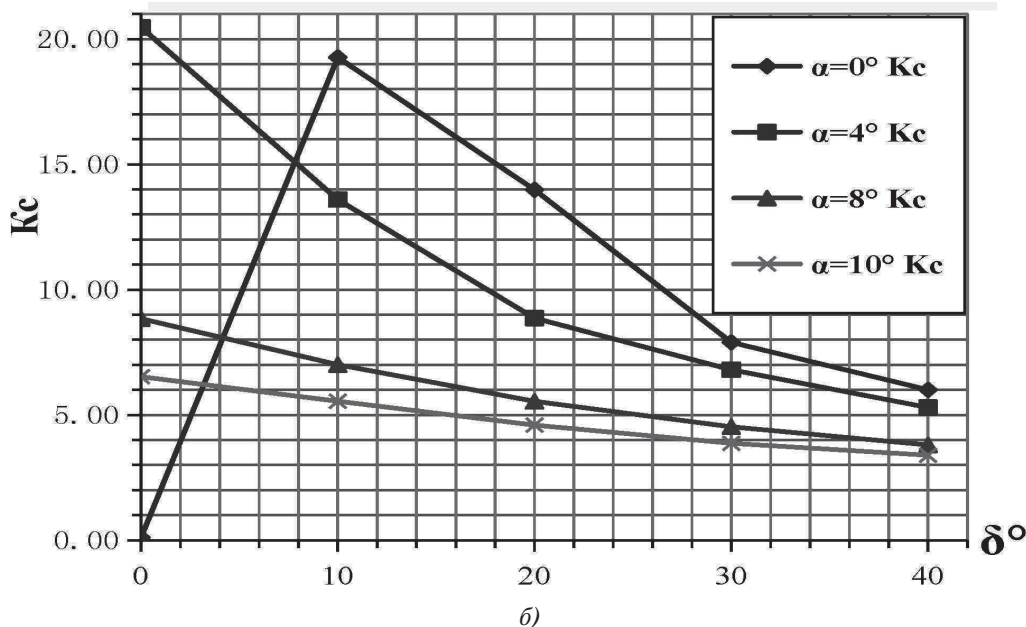
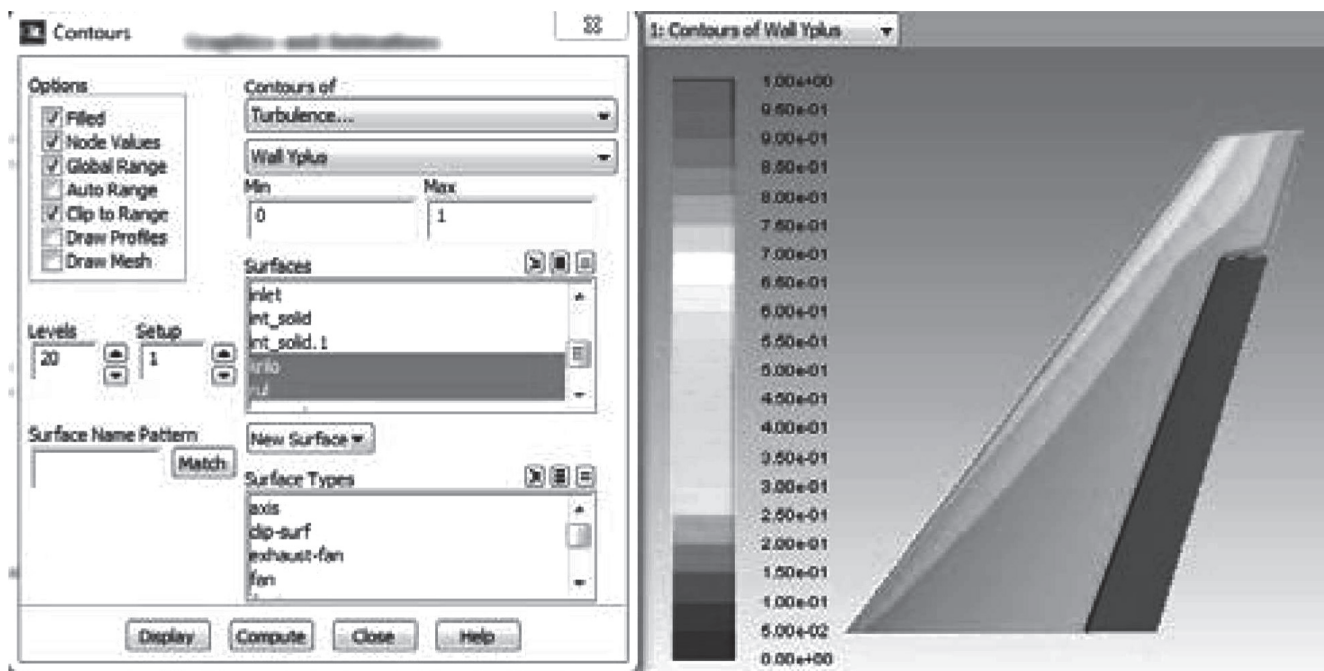


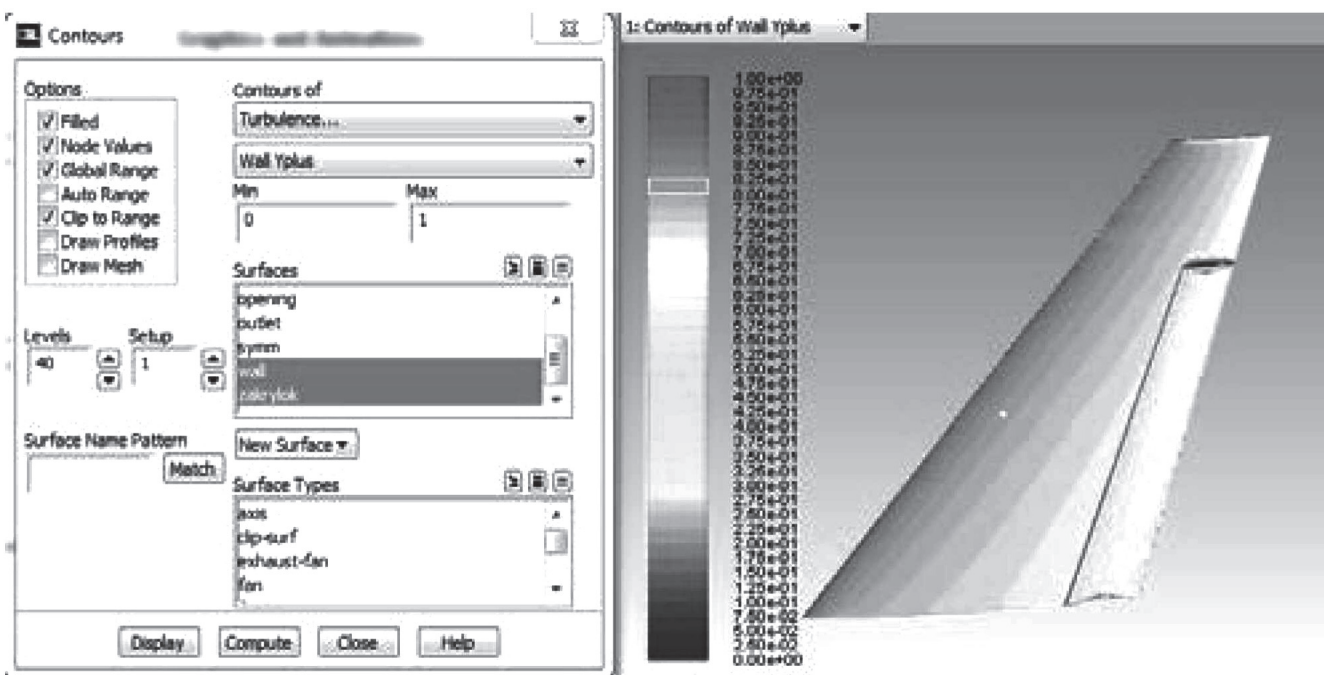
Рис. 9. Графические зависимости коэффициентов подъемной силы и сопротивления от углов отклонения задней кромки при  $\alpha = 0, 4, 8, 10^\circ$  при структурированной схеме построения сетки (а); графические зависимости аэродинамического качества от углов отклонения задней кромки при  $\alpha = 0, 4, 8, 10^\circ$  при структурированной схеме построения сетки (б)

Таблица 1

Углы атаки и отклонения задней кромки	$\alpha=0^\circ$ $\delta=0^\circ$	$\alpha=0^\circ$ $\delta=-10^\circ$	$\alpha=0^\circ$ $\delta=-20^\circ$	$\alpha=0^\circ$ $\delta=-30^\circ$	$\alpha=0^\circ$ $\delta=-40^\circ$
Аэродинамическое качество					
$K_{a\alpha}^c$	0.1	19.27	13.99	7.85	6
$K_{a\alpha}^z$	0	19.05	13.83	7.43	5.44
Погрешность $K_{a\alpha}$ , %	-0.97	-0.01	-0.01	-0.05	-0.09
Углы атаки и отклонения задней кромки	$\alpha=4^\circ$ $\delta=0^\circ$	$\alpha=4^\circ$ $\delta=-10^\circ$	$\alpha=4^\circ$ $\delta=-20^\circ$	$\alpha=4^\circ$ $\delta=-30^\circ$	$\alpha=4^\circ$ $\delta=-40^\circ$
Аэродинамическое качество					
$K_{a\alpha}^c$	20.47	13.59	8.86	6.8	5.31
$K_{a\alpha}^z$	16.51	12.4	9.5	5.34	5.13
Погрешность $K_{a\alpha}$ , %	-0.19	-0.09	0.07	-0.21	-0.03
Углы атаки и отклонения задней кромки	$\alpha=8^\circ$ $\delta=0^\circ$	$\alpha=8^\circ$ $\delta=-10^\circ$	$\alpha=8^\circ$ $\delta=-20^\circ$	$\alpha=8^\circ$ $\delta=-30^\circ$	$\alpha=8^\circ$ $\delta=-40^\circ$
Аэродинамическое качество					
$K_{a\alpha}^c$	8.84	7.01	5.54	4.53	3.8
$K_{a\alpha}^z$	8.43	7.06	5.93	4.42	4
Погрешность $K_{a\alpha}$ , %	-0.05	0.01	0.07	-0.02	0.05
Углы атаки и отклонения задней кромки	$\alpha=10^\circ$ $\delta=0^\circ$	$\alpha=10^\circ$ $\delta=-10^\circ$	$\alpha=10^\circ$ $\delta=-20^\circ$	$\alpha=10^\circ$ $\delta=-30^\circ$	$\alpha=10^\circ$ $\delta=-40^\circ$
Аэродинамическое качество					
$K_{a\alpha}^c$	6.52	5.55	4.59	3.87	3.39
$K_{a\alpha}^z$	6.44	5.67	4.97	3.98	3.59
Погрешность $K_{a\alpha}$ , %	-0.01	0.02	0.08	0.03	0.06



a)



b)

Рис. 10. Диапазон  $Y^+$  при численном моделировании по структурированной схеме (a); диапазон  $Y^+$  при численном моделировании по гибридной схеме (б)

На рис. 11 видно, что сетки, построенные по структурированной и гибридной схемам, не сильно влияют на поле статического давления.

Визуально расчеты мало различаются, но с точки зрения временных затрат на проведение расчетов выгоднее использовать структурированные сетки.

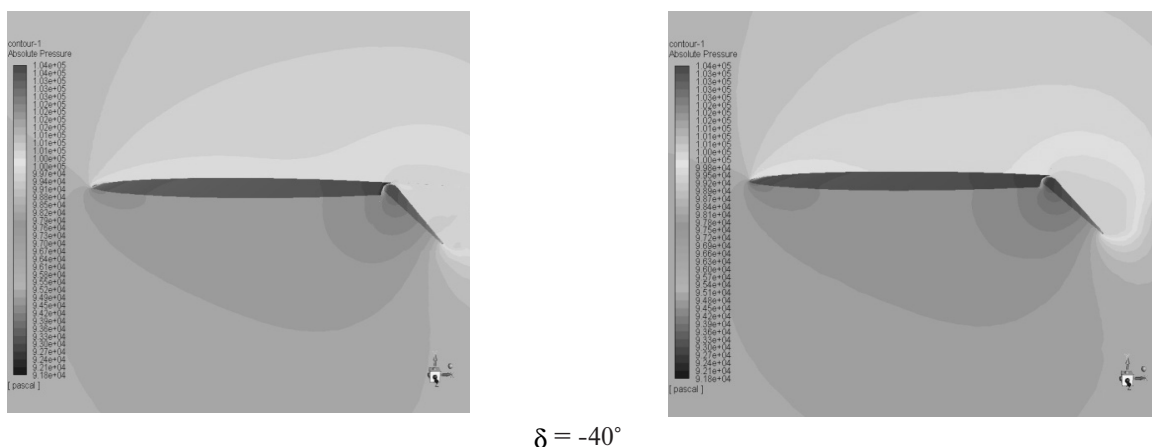
## Выводы

Предложена математическая модель процессов аэродинамики, происходящих на поверхности профиля перспективной лопатки с задней отклоняемой кромкой при натекании на него дозвукового потока.

Получена хорошая корреляция результатов вычислений, выполненных с использованием структурированной и гибридной сеточных схем.







$\delta = -40^\circ$

Рис. 11 (окончание). Поле статического давления при моделировании по структурированной схеме для случая  $\alpha = 8^\circ$ ,  $\delta = 0^\circ, -20^\circ, -30^\circ, -40^\circ$ : слева — поле статического давления по структурированной схеме; справа — поле статического давления по гибридной схеме

Анализ результатов численного моделирования на различных сетках показал, что при использовании рассмотренных сеток получаются близкие результаты. Но использование структурированных сеток требует меньше времени на проведение вычислений, поэтому в качестве оптимального способа решения задачи будем использовать структурированные сетки.

Таким образом, предложенная математическая модель и структурированная схема построения сетки могут быть использованы для определения точности численного решения задачи обтекания аэродинамического профиля перспективной лопасти или крыла с отклоняемой задней кромкой, а также тестирования расчетной сетки.

### Библиографический список

1. Артамонов Б.Л., Мойзых Е.И., Ивчин В.А. Моделирование кинематики управления лопастями шарнирного несущего винта вертолёта // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 4. С. 5-16.
2. Баскин В.Э., Вильдгрубе Л.С., Вожадаев Е.С., Майкапар Г.И. Теория несущего винта / Под ред. А.К. Мартынова. — М.: Машиностроение, 1973. — 364 с.
3. Джонсон У. Теория вертолета. — М.: Мир, 1983. — Т. 1 — 503 с. Т. 2 — 529 с.
4. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов. — М.: Машиностроение, 1992. — 218 с.
5. Leishman J.G. Principles of Helicopter Aerodynamics. — New York: Cambridge University Press, 2006. — 864 p.
6. Вершков В.А., Воронич И.В., Вышинский В.В. Методические особенности численного моделирования в рамках сеточных методов поля течения около несущего

7. Головкин В.А., Миргазов Р.М. Метод расчета аэродинамических характеристик крыла и несущего винта на основе обратной процедуры использования «гипотезы плоских сечений» // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 154. С. 34-41.
8. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Шомов А.И. Программный комплекс для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолетов на базе нелинейной лопастной вихревой теории // Труды МАИ. 2010. №38. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=14148>
9. Hariharan N., Sankar L. A Review of Computational Techniques for Rotor Wake Modeling // AIAA Paper. 2000. Vol. 114.
10. Boelens O.J., van der Ven H., Oskam B. and Hassan A.A. Accurate and Efficient Vortex-Capturing for a Helicopter Rotor in Hover // 26th European Rotorcraft Forum, The Hague, the Netherlands, September 26-29, 2000, 32 p.
11. 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. Issue 8, pp. 819-847.
12. Im Dong-Kyun, Wie Seong-Yong, Kim Eugene, Kwon Jang-Hyuk, Lee Duck-Joo, Chung Ki-Hoon, Kim Seung-Bum. Aerodynamic Analysis of Rotor Blades using Overset Grid with Parallel Computation // Parallel Computational Fluid Dynamics 2008. Conference proceedings. Vol. 74, pp. 101-110.
13. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик профиля и законцовки лопасти несущего винта вертолета методами CFD // Труды МАИ. 2012. №57. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30874>
14. Игнаткин Ю.М., Константинов С.Г. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта

- вертолета методом CFD // Труды МАИ. 2012. №57.  
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30875>
15. Yu Yong, Zhang Junming, Jiang Liantian. Introductory and advanced course of FLUENT. — Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008. — 292 p.
  16. Doerffer P., Szulc O. Numerical simulation of model helicopter rotor in hover // Task Quarterly. 2008. Vol. 12. No. 3, pp. 227-236.
  17. Козелков О.А. Математическое моделирование многоэтапных технологических процессов // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 175-180.
  18. Menter F.R. Zonal Two Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows // AIAA Paper. 1993, 2906. 22 p.
  19. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Течение и теплообмен в каналах и вращающихся полостях. — М.: Физматлит, 2010. — 488 с.
  20. Wood W.A., Eberhardt S. Dual-Code Solution Strategy for Chemically-Reacting Hypersonic Flows // AIAA Paper. 1995, 0158. 16 p.
  21. Widhopf G.F., Wang J.C.T. A TVD Finite-Volume Technique for Nonequilibrium Chemically Reacting Flows // AIAA Paper. 1988. № 2711.

## THE EFFECT OF THE COMPUTATIONAL MESH WHILE MATHEMATICAL MODELING OF THE INFLOW OF A SUBSONIC FLOW ONTO THE PROFILE OF A PERSPECTIVE BLADE WITH A DEFLECTABLE TRAILING EDGE IN A THREE-DIMENSIONAL SETUP

Sha Mingong\*, Agulnik A.B.\*\* , Yakovlev A.A.\*\*\*

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

\* e-mail: [zxn661029@163.com](mailto:zxn661029@163.com)

\*\* e-mail: [agulnik201@mail.ru](mailto:agulnik201@mail.ru)

\*\*\* e-mail: [tempero.m@gmail.com](mailto:tempero.m@gmail.com)

### Abstract

In the last decade, much attention has been paid to the studies conducted in the interests of mathematical modeling methods developing in 3D setup. It requires a detailed study of various computational meshes constructing methods and their effect on the obtained results.

The problem of the aerodynamic characteristics computation of the of a perspective blade with deflectable trailing edge profile is important for both the development of wind turbine blades, compressor design for advanced gas turbine engines, and aircraft structures.

The effect of the computational mesh is studied while mathematical modeling of the inflow of a subsonic flow onto the profiles of a perspective blade with a deviating trailing edge. Verification, the convergence and correctness checkup of the solutions obtained, as well as verification on tasks having reliable and detailed enough solutions are necessary.

The objectives of this article are as follows: determining the accuracy of the numerical solution of the aerodynamic profile of the perspective blade with the deflected trailing edge, and testing the computational mesh with the potential to achieve industrial applicability. The feature in common is the use of wall-adjacent blocks adapted to geometry, applying herewith various approaches for their coupling with the external

mesh. Analysis of the solvers application employing the Cartesian mesh reveals also the necessity of constructing mesh layers adapted to the surface of the body.

Analysis of existing designs allows us to draw the following conclusions. A simple deflectable trailing edge increases the lifting force by increasing the curvature of the profile. This increases the pressure on the lower surface of the profile, as well as increases its load-bearing properties.

A mathematical model of the aerodynamic processes occurring on the profile surface of a perspective blade from the back deflected edge while its onflowing by a subsonic flow is suggested.

An acceptable correlation of the results of the calculations made using structured and hybrid meshes' circuits was obtained. Analysis of the results of numerical simulation employing various meshes revealed that application the meshes under consideration considered allows obtain close results. The structured meshes applied herewith consume less computation time. Hence, we will use the structured meshes as the best way to solve the problem.

Thus, the proposed mathematical model and the first method of developing the mesh can be applied to determine the numerical solution accuracy of the problem of flow past the aerodynamic profile of a

perspective blade or wing with a deflectable trailing edge, as well as the mesh testing.

**Keywords:** comparison, Ansys, ICEM-Fluent, hybrid and striated meshes, aerodynamic coefficients  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ , aerodynamic quality  $K_{ae}$ , deflectable trailing edge.

## References

1. Artamonov B.L., Moizykh E.I., Ivchin V.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2010, vol. 17, no. 4, pp. 5-16.
2. Baskin V.E., Vil'dgrube L.S., Vozhdaev E.S., Maikapar G.I. *Teoriya nesushchego vinta* (Theory of the rotor), Moscow, Mashinostroenie, 1973, 364 p.
3. Johnson W. *Helicopter theory*. Dover Publications, 1994, 1120 p.
4. Belotserkovskii S.M., Loktev B.E., Nisht M.I. *Issledovanie na EVM aerodinamicheskikh i aerouprugikh kharakteristik vintov vertoletov* (A computer study of the aerodynamic and aeroelastic characteristics of helicopter propellers), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 218 p.
5. Leishman J.G. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. New York, Cambridge University Press, 2006, 864 p.
6. Vershkov V.A., Voronich I.V., Vyshinskii V.V. *Trudy MAI*, 2015, no. 82, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=58628&eng=Y>
7. Golovkin V.A., Mirgazov R.M. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2010, no. 154, pp. 34-41.
8. Ignatkin Yu.M., Makeev P.V., Shomov A.I. *Trudy MAI*, 2010, no. 38, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=14148&eng=Y>
9. Hariharan N., Sankar L. A Review of Computational Techniques for Rotor Wake Modeling. *AIAA Paper*, 2000, vol. 114.
10. Boelens O.J., van der Ven H., Oskam B. and Hassan A.A. Accurate and Efficient Vortex-Capturing for a Helicopter Rotor in Hover. *26th European Rotorcraft Forum, The Hague, the Netherlands*, September 26-29, 2000, 32 p.
11. 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, issue 8, pp. 819-847.
12. Im Dong-Kyun, Wie Seong-Yong, Kim Eugene, Kwon Jang-Hyuk, Lee Duck-Joo, Chung Ki-Hoon, Kim Seung-Bum Aerodynamic Analysis of Rotor Blades using Overset Mesh with Parallel Computation. *Parallel Computational Fluid Dynamics 2008*. Conference proceedings, vol. 74, pp. 101-110.
13. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30874&eng=Y>
14. Ignatkin Yu.M., Konstantinov S.G. *Trudy MAI*, 2012, no. 57, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30875&eng=Y>
15. Yu Yong, Zhang Junming, Jiang Liantian. *Introductory and advanced course of FLUENT*. Beijing, Beijing Institute of Technology Press, 2008, 292 p.
16. Doerffer P., Szulc O. Numerical simulation of model helicopter rotor in hover. *Task Quarterly*, 2008, vol. 12, no. 3, pp. 227-236.
17. Kozelkov O.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 175-180.
18. Menter F.R. Zonal Two Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows. *AIAA Paper*, 1993, 2906.
19. Volkov K.N., Emel'yanov V.N. *Techenie i teploobmen v kanalakh i vrashchayushchikhsya polostyakh* (Flow and heat transfer in channels and rotating cavities), Moscow, Fizmatlit, 2010, 488 p.
20. Wood W.A., Eberhardt S. Dual-Code Solution Strategy for Chemically-Reacting Hypersonic Flows. *AIAA Paper*. 1995, 0158, 16 p.
21. Widhopf G.F., Wang J.C.T. A TVD Finite-Volume Technique for Nonequilibrium Chemically Reacting Flows. *AIAA Paper*, 1988, no. 2711.