

Вихревое структурирование газового потока в компрессорной решетке

М.А. Щербаков, Е.Ю. Марчуков, Л.Л. Картовицкий

Аннотация

В статье представлены результаты численного исследования сферических углублений на спинке лопатки компрессора с целью определения диапазона безсрывной работы компрессорной решетки. Получены оптимальные геометрические параметры углублений, позволяющие расширить диапазон предсрывного режима обтекания. Представлена характеристика модифицированного профиля в сравнении с исходным профилем на других режимах работы компрессорной решетки. Показана перспективность данного направления работ.

Ключевые слова

модель турбулентности, плоская компрессорная решетка, вычислительная гидрогазодинамика, вихревые структуры

Совершенствование аэродинамики компрессоров с целью повышения эффективности авиационных двигателей требует вложения всё больших ресурсов, эффективность которых с каждым годом снижается. Это можно объяснить циклом развития систем и технологий, которые применяются в современном авиационном двигателестроении. Одной из высокоразвитых технологий, используемой для проектирования и оптимизации современных компрессоров, является профилирование контура профиля лопатки на основе решения обратной краевой задачи аэрогидродинамики (ОКЗА). Но использование гладкого профиля уже не приносит ощутимых результатов поскольку методы проектирования на основе оптимизационных процедур достигли своего совершенства. В частности, не удастся спроектировать профиль лопатки при значительном увеличении диапазона устойчивой, безсрывной работы компрессорных решеток. Одним из направлений развития подходов к совершенствованию аэродинамики компрессора, очевидно, следует рассматривать модификацию формы поверхности гладкого профиля лопатки. В межлопаточных венцах

изменение формы поверхности лопаток обеспечивает структурирование потока газа и объединение хаотичных пульсаций, характерных для потока вдоль гладкого профиля, в энергоемкие вихревые движения. В результате у потока газа в межлопаточном канале появляется запас энергии, помогающий потоку газа преодолеть два основных фактора отрыва потока от гладкой стенки. К этим факторам относятся вязкостная диссипация и положительный градиент давления, которые не могут быть преодолены потоком газа, чье состояние характеризуется мелкомасштабными хаотическими пульсациями. Существующие системы воздействия на поток широко распространены в практике самолетостроения и основаны на применении отбора пограничного слоя с наружных поверхностей ЛА, а также систем предкрылков и закрылков на крыльях [1], [2], [3].

Активное исследование различных методов воздействия на поток в межлопаточных каналах компрессоров было начато в 60-х годах прошлого века и в 70-х, 80-х гг. появилось ряд обобщающих работ, подтверждающих эффективность в той или иной степени различных способов воздействия на поток. В 90-е годы бурное развитие методов проектирования, позволяющих решать сложные задачи аэродинамики методами ОКЗА, несколько отодвинуло исследования систем воздействия на состояние пограничного слоя. В последнее время все чаще стали появляться новые работы, связанные с воздействием на поток [4,5,6,7], подтверждающие необходимость проектирования компрессоров с использованием новых принципов.

...

Данная работа является продолжением темы заявленной авторами в работах [8, 9] и посвящена изучению применения углублений сферической формы на поверхности лопатки плоской компрессорной решетки как способа воздействия на поток в межлопаточном канале с целью увеличения диапазона устойчивой работы профиля.

Объект исследования

В качестве базового профиля для исследования влияния углублений на параметры потока в компрессорной решетке был взят дозвуковой аэродинамический профиль DCA – double circle aerofoil (двухдуговой), имеющий следующие основные параметры: хорда профиля b – 40 мм, угол установки профиля – 20° , шаг профиля в решетке $b/t = 1$, максимальная толщина профиля c_{\max} составляет – 5%, радиус передней и задней кромок составляет 10% от c_{\max} , угол поворота потока в решетке – 40° .

Углубления располагались только на спинке профиля в три ряда в шахматном порядке. В работе рассматривалось влияние следующих геометрических параметров углублений на поток (рисунок 1), диапазон которых был выбран исходя из возможностей создания данных углублений при геометрических ограничениях для рассматриваемого аэродинамического профиля:

- диаметр d углублений, параметр изменялся от 3 до 6 мм;
- расстояние x от передней кромки профиля до центра углубления первого ряда, изменялось от 8 до 22 мм;
- расстояние между соседними углублениями в ряду и расстояние между рядами в данном исследовании было принято равным $S = k \cdot d$, где k – коэффициент шага из диапазона от 0,8 до 1,1;
- глубина углубления h , варьировалась от 0,2 до 0,6 мм;
- радиус скругления кромок углубления r , выбираемый из ряда от 0,2 до 0,6 мм.

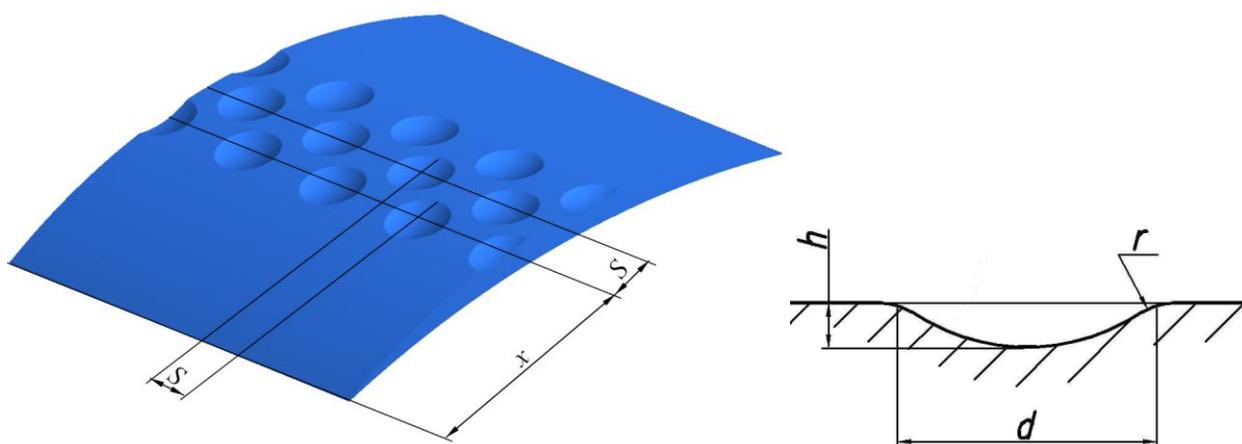


Рис. 1. Геометрические факторы воздействия

Рассматривался режим: число Маха на входе в решетку $M = 0,8$, угол атаки $i = 4^\circ$, являющийся предсрывным режимом для гладкого профиля

Расчётная модель и принятые допущения

Исследовательская работа проводилась на основе численного моделирования с использованием коммерческого пакета ANSYS CFX v.12.1. В качестве рабочего тела использовался «Воздух как идеальный газ» [10]. Поверхность лопатки задавалась как адиабатическая стенка. Для уменьшения потребных вычислительных мощностей использовалась расчетная область, содержащая участок лопатки. Для имитации полноразмерной плоской компрессорной решетки на боковых поверхностях, на верхней и

нижней границах расчетной области задавалось условие периодичности. На рисунке 2 представлен внешний вид расчетной области.

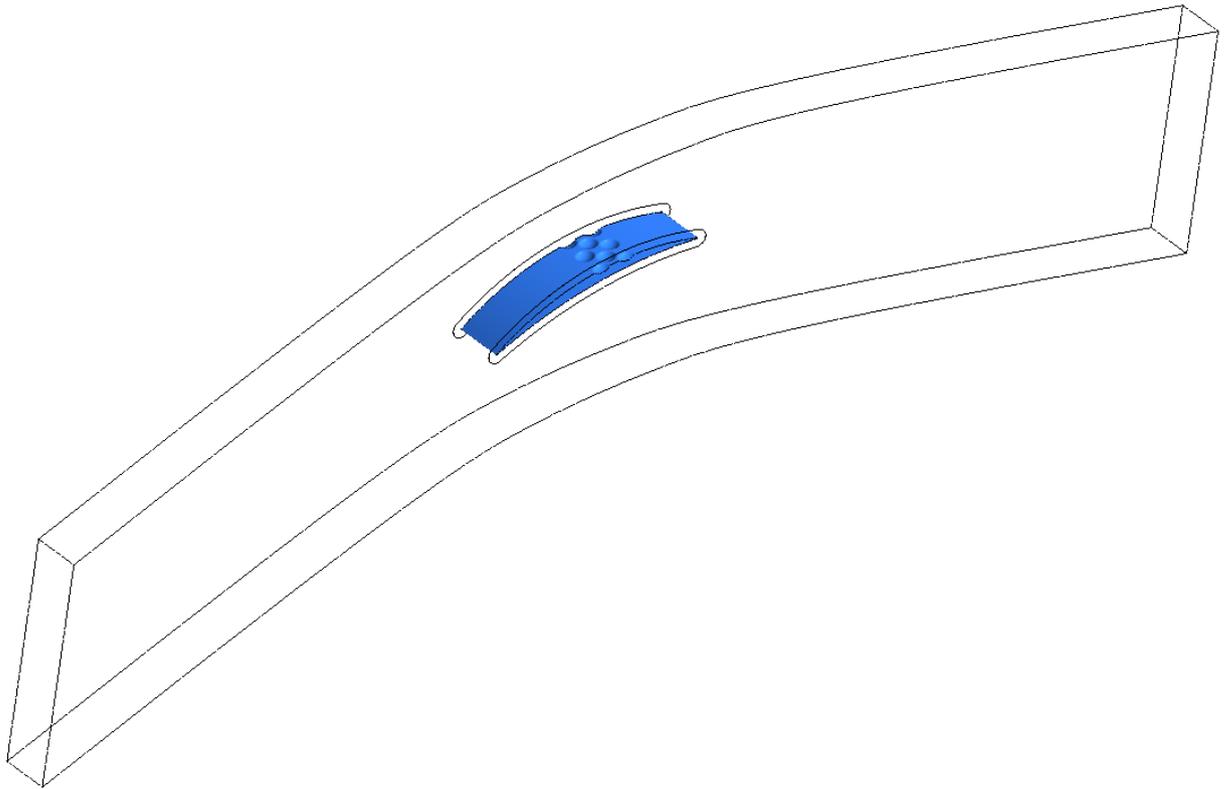


Рис. 2. Внешний вид расчетной области лопатки компрессора

На моделируемом участке лопатки (рисунок 3) образованна группа, состоящая из целых углублений: по одному углублению в первом и третьем ряду и два углубления – во втором ряду. Тем самым сведено к минимуму для данной размерности сеточной модели влияние граничного условия «Периодичность» на структуру потока.

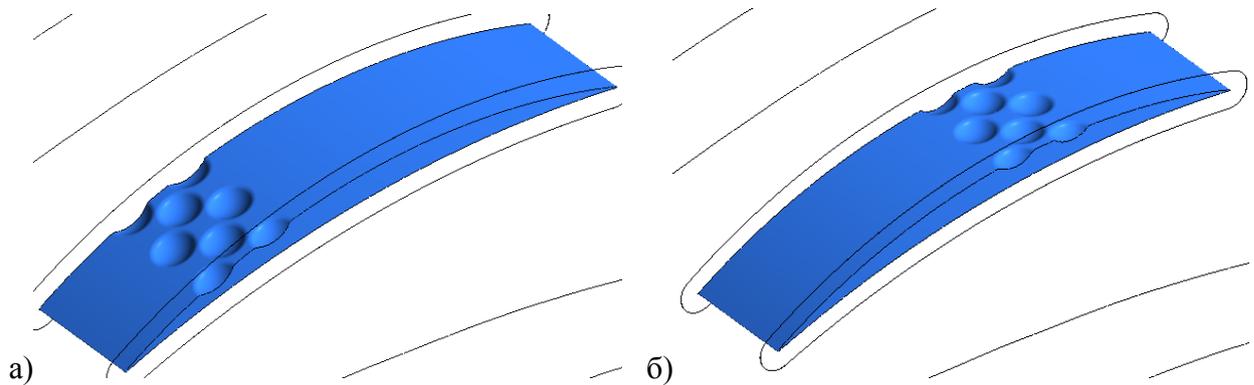


Рис. 3. Лопатки компрессорной решетки с углублениями: а) крайнее переднее положение углублений; б) крайнее заднее положение углублений

Применение данного рабочего тела, а также представленного вида расчетной области согласуется с рекомендациями по программному продукту [10] и подтверждено серией расчетов и сравнением с экспериментальными данными, проведенными авторами [8, 9, 11]. Отличием данной модели от общепринятых является использование составной сеточной модели конечных объемов. Для основного потока использовалась гексаэдрическая сетка (рисунок 4,а), что согласуется с общепринятыми рекомендациями; вокруг лопатки использовалась тетраэдрическая сетка с призматическим подслоем (рисунок 4, б). Передача расчетных данных осуществлялась через интерфейс между сеточными доменами. Применение тетраэдрической сетки обусловлено достаточно сложной геометрией лопатки с углублениями и необходимостью расчета большого количества различных вариантов углублений.

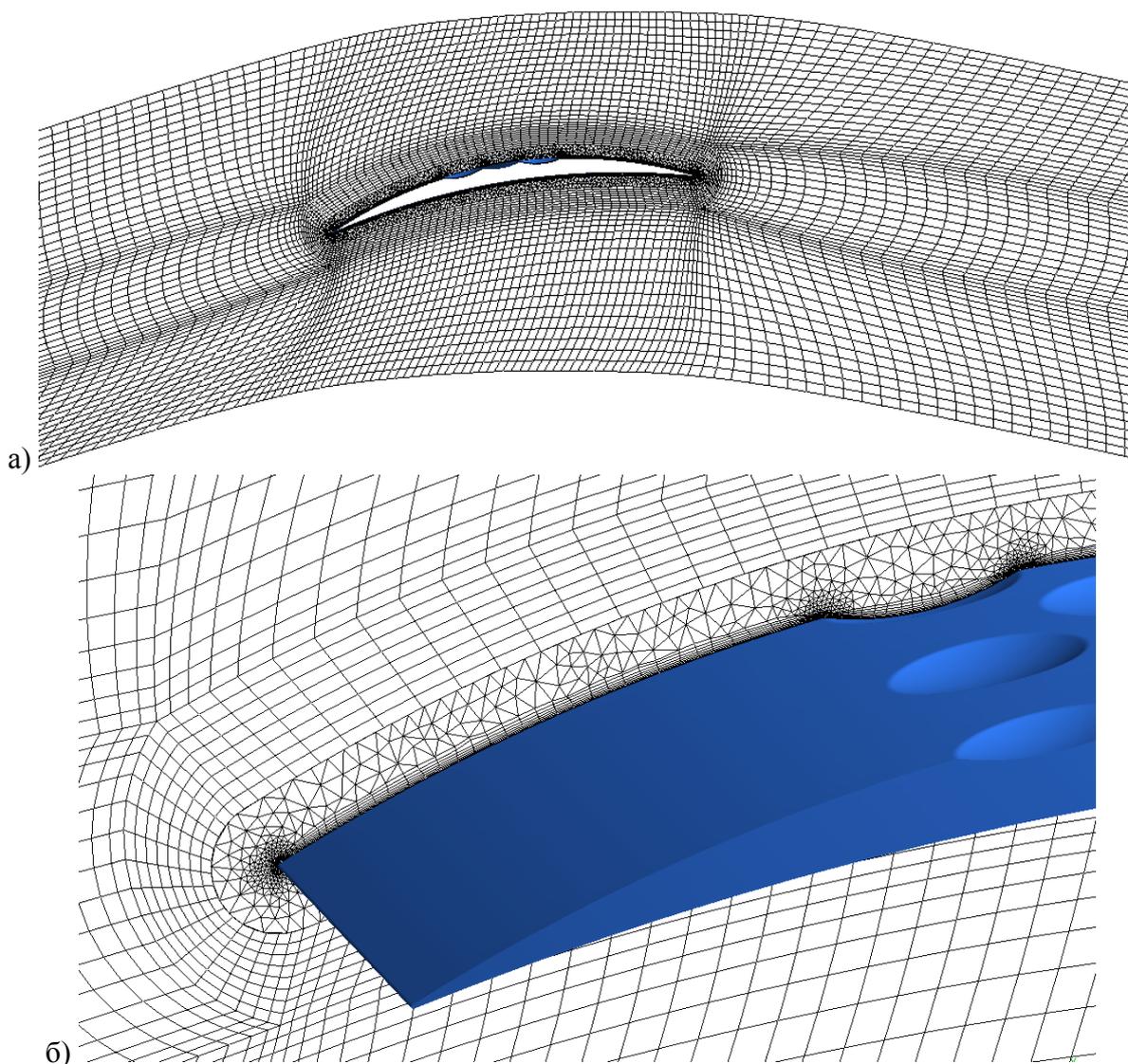


Рис. 4. Сеточная модель: а) общий вид; б) вид у входной кромки

Проверка влияния на результаты расчета данного способа построения сеточной модели проводилась с использованием результатов натурального эксперимента по продувке цилиндра, имеющего на своей поверхности сферические углубления [12]. В ходе данной проверки была дополнительно подтверждена обоснованность использования SST модели турбулентности с коэффициентом коррекции кривизны потока (более подробно использованию коэффициента коррекции посвящены работы [9, 10, 13]).

Результаты расчета обтекания гладкого цилиндра и цилиндра с углублениями, представлены на рисунке 5 и 6. Коэффициент давления c_p рассчитывался по формуле:

$$c_p = \frac{2(p_{cm} - p_\infty)}{\rho_\infty \bar{u}_\infty^2} \quad (1)$$

где p_{cm} – статическое давление на поверхности цилиндра; p_∞ , ρ_∞ и \bar{u}_∞ – параметры основного потока: полное давление, плотность воздуха и средняя скорость, соответственно.

Из представленных результатов сравнения расчетных данных и данных, полученных в ходе натурального эксперимента, можно сделать выводы:

- применение коэффициента кривизны потока со значением -2,2 дает наилучшее совпадение с экспериментом (рисунок 5 и 6, «сс=-2,2» в маркировке графиков);
- применение составной сеточной модели (гексаэдрическая сетка для основного потока и тетраэдрическая сетка с призматическим подслоем вокруг цилиндра) не дает существенных погрешностей с экспериментом (рисунок 6).

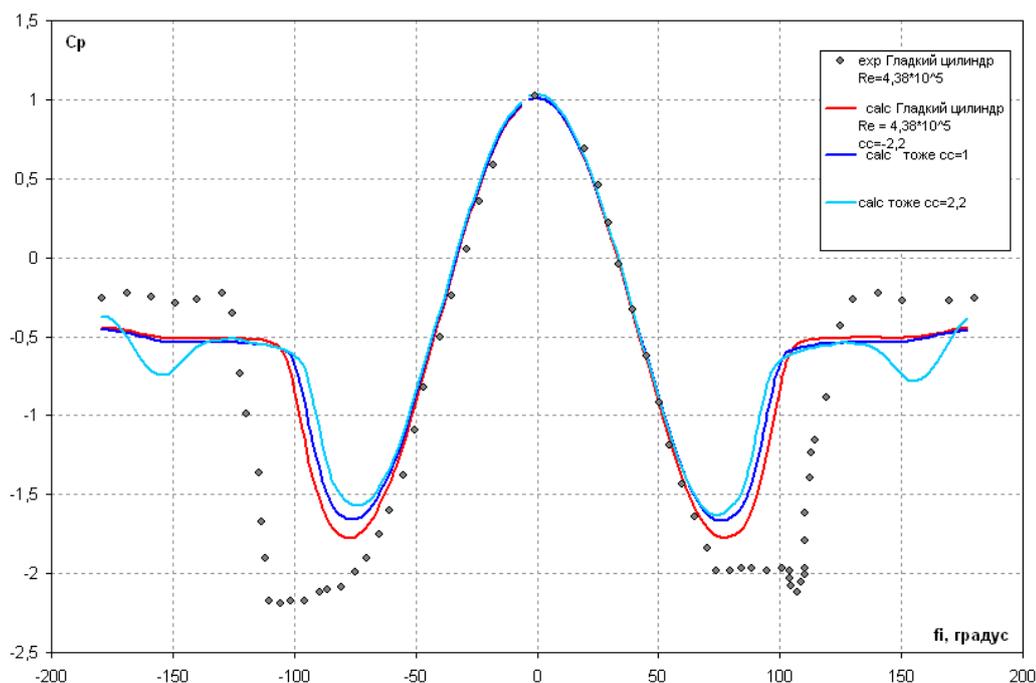


Рис. 5. Влияние коэффициента кривизны потока на результаты расчета

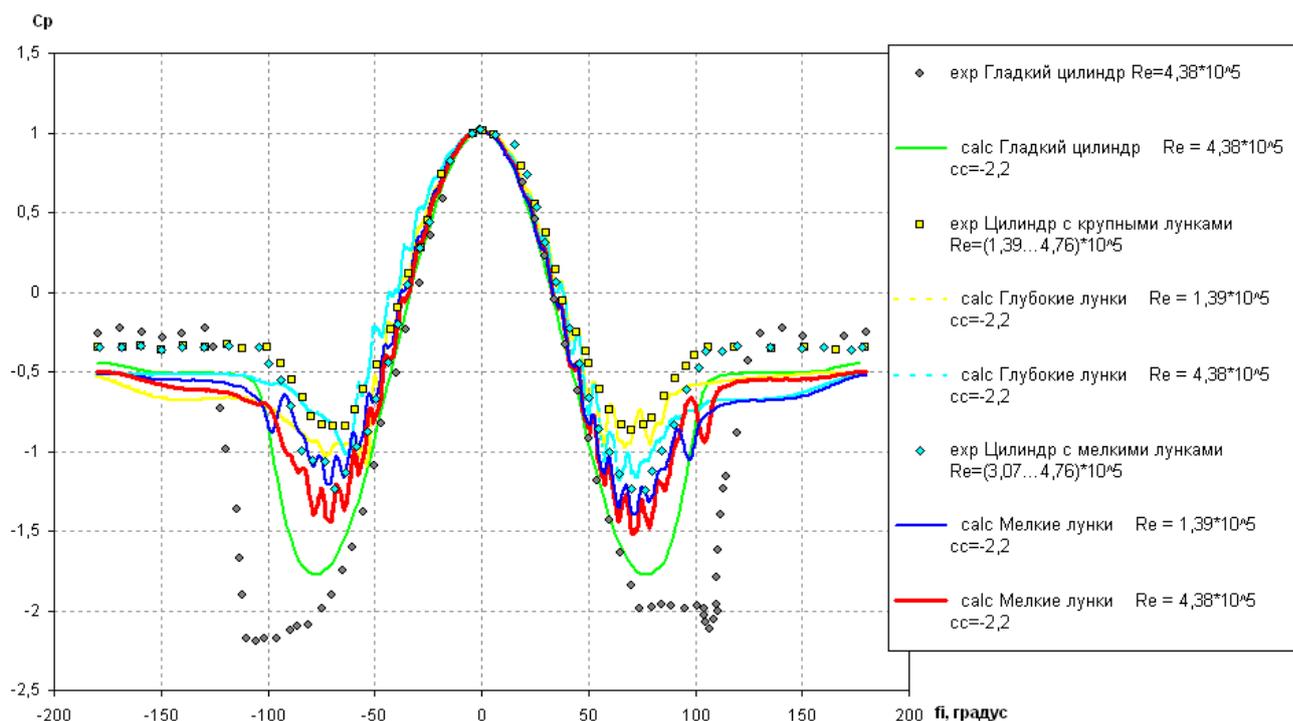


Рис. 6. Расчет обтекания цилиндров.

Была проведена оценка погрешности расчета обтекания лопатки с углублениями. А именно оценивалось влияние качества сеточной модели, а также сходимости численного расчета. Оценка погрешности расчета определялась для пяти вариантов расположения углублений, имеющих также различные геометрические параметры. Для этих вариантов были построены по три сеточных модели: «грубая», «средняя» и «подробная» с различными размерами пристеночных элементов, а также сгущением сетки. Параметры «средней» сеточной модели выбирались исходя из опыта расчетов компрессоров, рекомендаций, приведенных в [10], имеющихся вычислительных мощностей и использовались в ходе всех последующих расчетов. Отклонение рассчитываемых параметров составило не более 10% для «грубой» сетки и не более 5% для «подробной» сетки относительно расчетных параметров, полученных на «средней» сеточной модели.

Построение плана эксперимента

С целью проведения параметрического исследования влияния параметров углублений на аэродинамику профиля был использован аппарат теории планирования эксперимента [14, 15] и построена регрессионная модель, позволяющая уменьшить количество необходимых 3D численных расчетов. В качестве плана эксперимента был выбран ортогональный

центральный композиционный план для квадратичных моделей, требующий наименьшее число экспериментов, позволяющих достаточно адекватно оценить структуру и параметры нелинейной регрессионной модели. Факторами воздействия в ходе эксперимента являются геометрические параметры углублений, а функцией отклика (результатами 3D моделирования) являются значения коэффициента увеличения статического давления c_p , коэффициента потерь ω , коэффициента поверхностного трения c_f , а также значений скорости потока U на выходе из решетки и приведенного к площади выхода расчетного домена расхода газа G_{np} . Рассматриваемые коэффициенты рассчитывались по формулам:

$$c_p = \frac{p_2 - p_1}{p_1^* - p_1}, \quad (2)$$

$$\omega = \frac{\Delta p^*}{p_1^* - p_1}, \quad (3)$$

$$c_f = \frac{\tau_w}{\frac{1}{2} \cdot \rho U^2}, \quad (4)$$

где $p_{1,2}$ – статическое давление на входе и выходе из решетки соответственно; p_1^* – полное давление на входе в решетку; Δp^* – разница давлений на входе и выходе из решетки; τ_w – напряжение трения на поверхности лопатки; ρ и U – средние плотность и скорость потока соответственно, определяемые в межлопаточном канале.

В качестве ядра плана использовался дробный план. Общее число численных экспериментов для построения полинома второй степени равно 27. В ходе построения модели зависимости параметров потока в межлопаточном канале от геометрических параметров углублений была проведена оценка адекватности модели по F -критерию, а также оценка значимости коэффициентов модели [15]. Математическая модель зависимости газодинамических параметров от геометрии углублений адекватна при уровне значимости 0,1.

На рисунке 7 представлены зависимости параметров от расстояния x и коэффициента шага k , полученные на основании математической модели. Подобные зависимости были построены и для других рассматриваемых параметров.

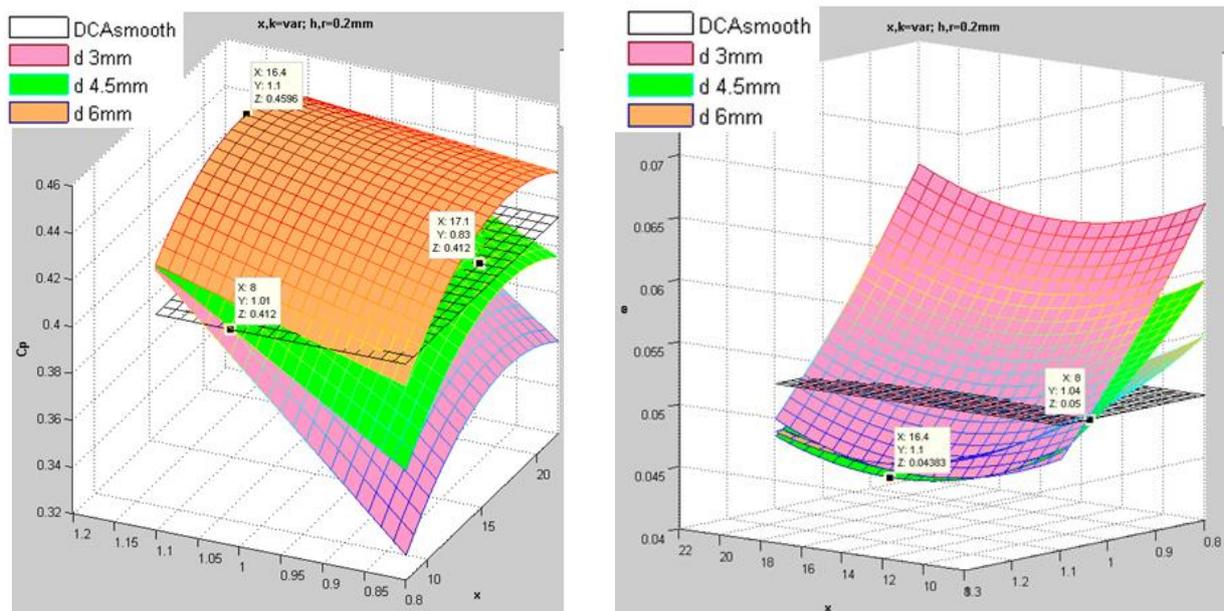


Рис. 7. Зависимости коэффициентов c_p и ω от параметров x и k

Анализ полученного полинома показал следующее общее влияние геометрических параметров углублений и их размещения по поверхности спинки лопатки на параметры потока в компрессорной решетке:

- диаметр углубления d – основной значимый фактор воздействия на параметры потока. В зависимости от сочетания с другими геометрическими факторами, влияние параметра d на поток различно;

- зависимости параметров потока от расстояния x имеют хорошо выраженный параболический вид. При увеличении x коэффициент c_p увеличивается, коэффициент ω – уменьшается, а коэффициент c_f – увеличивается. Однако, в рассматриваемых диапазонах геометрических параметров имеются экстремумы зависимостей газодинамических параметров;

- зависимости параметров потока от коэффициента шага k имеют вид, близкий к линейному. При увеличении k коэффициент c_p , рассчитанный по формуле (2), увеличивается. Коэффициент ω уменьшается, однако для $d > 5$ мм и $h > 0,4$ наблюдается обратный эффект. Коэффициент c_f уменьшается при увеличении k ;

- глубина углубления h наравне с диаметром углубления d является фактором воздействия с высокой степенью влияния. Влияние на поток параметра h различно и зависит от сочетания других геометрических факторов;

- зависимость газодинамических параметров от радиуса скругления кромки r почти линейная. При увеличении радиуса r коэффициент c_p – уменьшается для $x < 15$ мм, при

большем x коэффициент c_p – увеличивается. Для остальных коэффициентов также наблюдается изменение знака влияния на противоположный в районе $x = 15$ мм: коэффициент ω увеличивается при увеличении r , коэффициент c_f – уменьшается.

На основе параметрического анализа регрессионных моделей были получены геометрические размеры углублений, оптимальные для данного профиля и рассматриваемого режима обтекания: диаметр $d = 4,5$ мм, расстояние от передней кромки $x = 21$ мм, коэффициент шага $k = 0,95$, глубина $h = 0,4$ мм, радиус скругления кромок $r = 0,3$ мм.

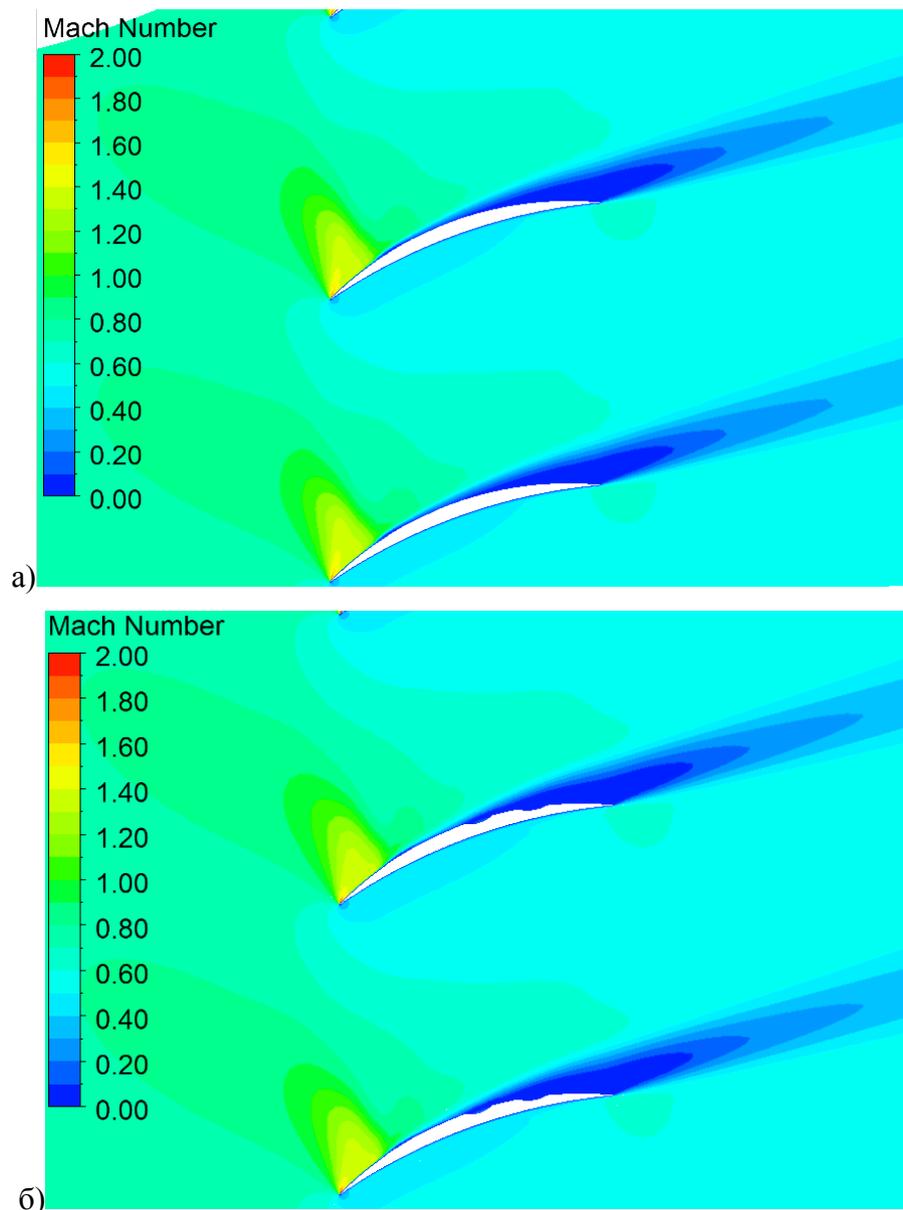


Рис. 8. Распределение чисел Маха в межлопаточном канале для: а) гладкого профиля; б) для профиля с оптимальными геометрическими параметрами углублений

На рисунке 8 представлено распределение числа Маха. Видно незначительное уменьшение отрывной зоны. Уменьшение отрывной зоны также представлено на рисунке 9 в виде распределения коэффициента потерь ω , полученного по формуле (3), по шагу решетки. Замер параметров за решеткой проводился на расстоянии 40% хорды профиля от выходной кромки.

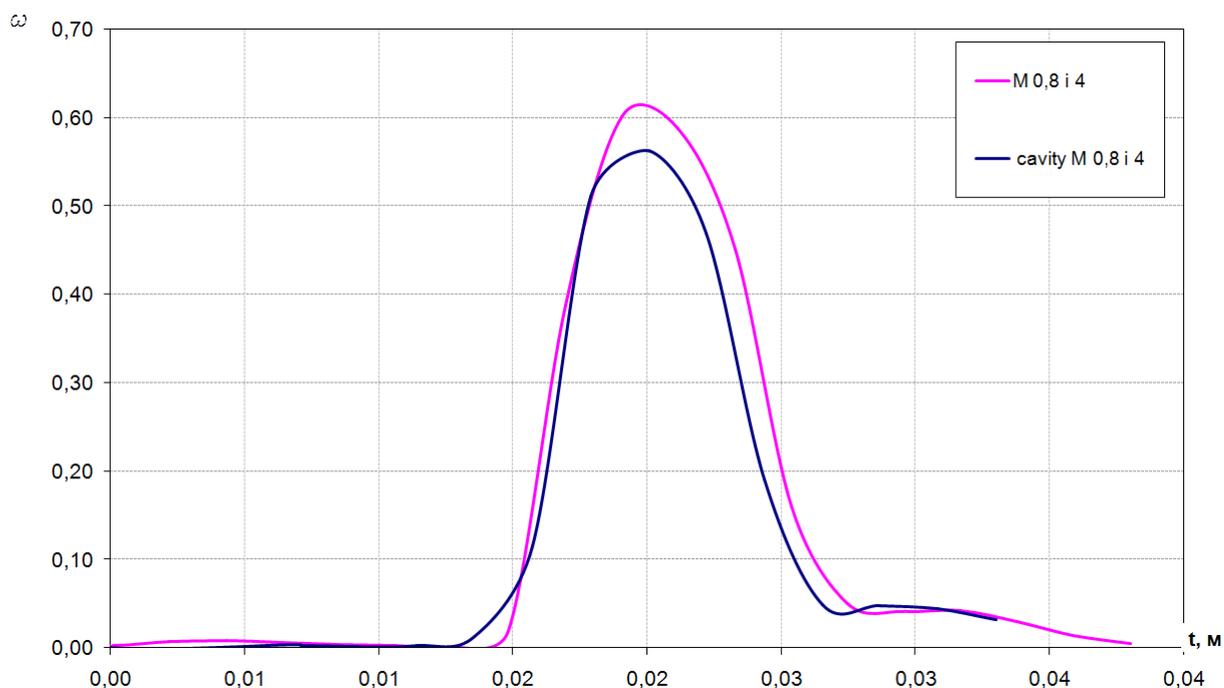


Рис. 9. Распределение коэффициента ω за решеткой для гладкого профиля и профиля с оптимальной геометрией углублений

На рисунке 10 представлены зависимости коэффициента потерь, рассчитанного по формуле (3), от угла атаки для гладкого профиля и профиля с углублениями, имеющими оптимальную геометрию (маркировка на графике «cavity»). На рассматриваемом режиме ($M=0,8, i=4^\circ$) получено существенное увеличение (на 100%) диапазона по углу атаки при сохранении значения коэффициента потерь $\omega = 0,1$. Для гладкого профиля на данном режиме $\omega=1,17$. Увеличение диапазона по углу атаки наблюдается и при отрицательных значениях i . Однако для режима $M=0,8, i=4^\circ$ минимальное значение коэффициента потерь увеличилось на 25%.

Незначительное увеличение диапазона обтекания по углу атаки наблюдается для других режимов, но только для положительных значений i и только для $M=0,6...0,7$. Увеличение минимального значения коэффициента потерь ω для этих режимов не выявлено. На режиме $M=0,9$ отличия не выявлены для модифицированного профиля от базового

гладкого профиля. Режимы от 0,6 до 0,9 по числу Маха обтекания лопаток являются наиболее распространенными в газодинамическом тракте осевого компрессора. Увеличение крайних значений углов атаки в данном исследовании не выявлено.

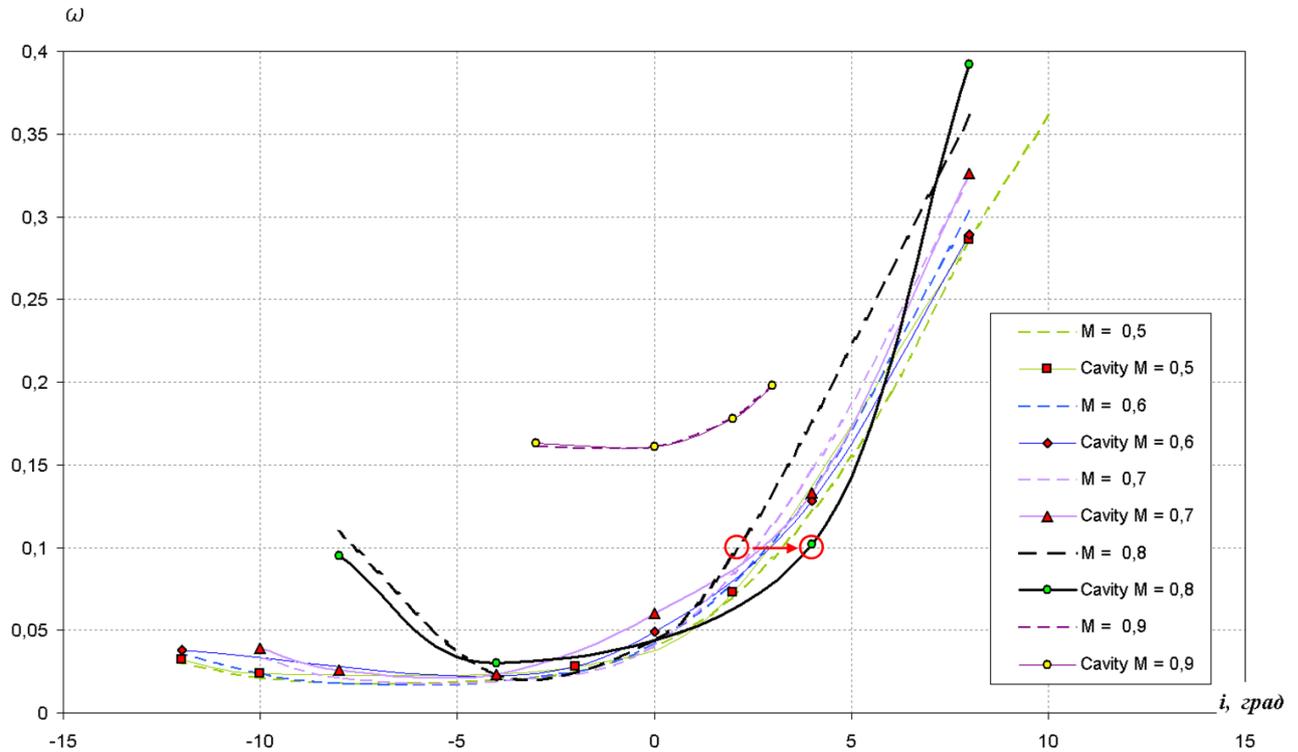


Рис. 10. Зависимость коэффициента ω от угла атаки

На рисунке 11 показана визуализация потока в районе углублений. Видно, что в углублении первого ряда образуется парный вихрь, характерный для одиночного сферического углубления [13]. Газ (синие струйки тока), проходящий через первое углубление не попадает в углубления второго ряда, то есть вихрь, описанный в [16] не образуется. Таким образом, вихри первого ряда углублений работают только как газодинамические подшипники.

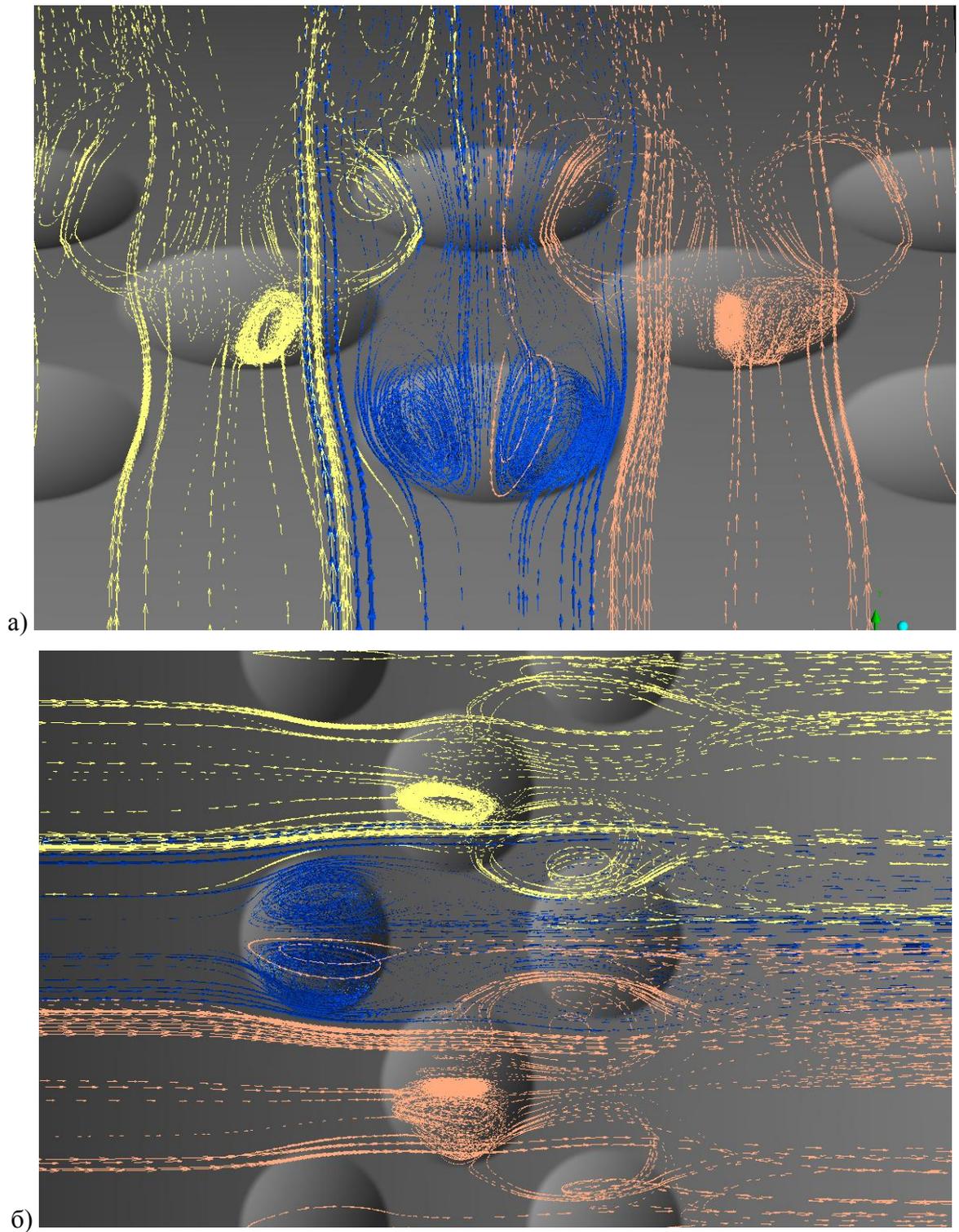


Рис. 11. Визуализация потока в районе углублений: а) вид на лопатку по потоку; б) вид на лопатку сверху (поток течёт слева на право)

В углублениях второго ряда образуются вихри в виде торнадо, характерные для каскада сферических углублений, и описанные в [16], перетекающие в углубления третьего

ряда. При этом в одном углублении третьего ряда происходит слияние вихрей из правого (относительно углубления третьего ряда) и левого углублений второго ряда.

Выводы и рекомендации

В ходе работ выявлено увеличение диапазона углов атаки на режиме $M=0,8$ (для $i=4^\circ$ – на 100%). Для остальных значений числа Маха на входе в решетку увеличение диапазона наблюдается только для положительных углов атаки. При этом увеличились минимальные значения коэффициента потерь ω .

Получена структура потока в районе углублений, которая хорошо согласуется с картинами течения, представленными в открытой печати. До конца не определена степень влияния типа вихрей на отрыв потока.

Необходимо рассмотреть и другие геометрические параметры: число рядов, размер углублений в каждом ряду, а также влияние углублений на корытце профиля.

Для проверки и уточнения полученных результатов, а также используемой математической модели, необходимо проведение натурных испытаний с использованием современных бесконтактных способов замера параметров потока, а также высокоскоростных видеокамер, что позволит сопоставить изменение структуры вихря с изменением геометрических параметров поверхности углублений лопатки.

Данная работа выполнена в соответствии с договором № 31680 от 01 марта 2006 г. между НТЦ им. А. Льюльки и каф. 201 МАИ (ТУ).

Библиографический список

1. Чжен П. Управление отрывом потока: Пер. с англ. М.: Мир, 1979. – 465 с.
2. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. Изд-во «Наука». М., 1974. – 712 с.
3. Терещенко Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. – М.: Машиностроение. 1988. – 152 с.
4. Пат. US2005106017 (A1). Method and system for regulating fluid over an airfoil or a hydrofoil. Segota Darko [US]; Finnegan John W II [US]. US20020390510P; заявл. 21.06.2002; опубл. 19.05.2005
5. Пат. US2006263223 (A1). Fan blade with ridges. Gustafson Thomas J [US]; Chinoda Zvirimumwoyo P [US]; Hilgefert Kurt A [US]; Meyer Terrence J [US]; Reck Carl L [US]. US20050131522; заявл. 18.05.2005; опубл. 23.11.2006

6. Пат. US2006177304 (A1). Centrifugal fan and apparatus using the same. Omori Kazuya [JP]; Ogino Kazuo [JP]; Nakasone Takaaki [JP]. WO2004JP09083; заявл. 22.06.2004; опубл. 10.08.2006
7. Пат. RU2003135481 (A). Способ повышения эффективности работы лопасти (варианты). Щукин И.Л., Щукин А.Л., Зальвицкий С.М., Липницкий Ю.М. RU20030135481; заявл. 08.12.2003; опубл. 10.08.2005
8. Картовицкий Л. Л., Марчуков Е. Ю., Щербаков М. А. Использование вихревых структур, как способа аэродинамического воздействия в лопаточных машинах. Материалы XXI научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ 25-26 февраля 2010. стр. 94
9. Щербаков М.А., Марчуков Е.Ю., Картовицкий Л.Л., Юн А.А. Способ пассивного воздействия на поток в компрессорной решетке. Авиационно-космическая техника и технология. Харьков «ХАИ». т. 9(76) 2010 г. С. 41-45.
10. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Release 12.0 - 2009 ANSYS Canada Ltd.
11. Сорокин А. А., Цепяев М. С., Щербаков М. А. Методика расчета газодинамических параметров компрессора с высоконапорной ступенью. Проектирование и исследование компрессорных машин: Сб. науч. трудов под ред. докт. техн. наук, проф., чл.-корр. АН РТ И. Г. Хисамеева, вып. 6/ ЗАО «НИИтурбокомпрессор им. В. Б. Шнеппа». Казань, 2009. стр. 168-173.
12. Козлов А. П., Щукин А. В., Агачев Р. С. Гидродинамические эффекты от сферических углублений на поверхности поперечно обтекаемого цилиндра. Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. № 2. 1994. – С. 27-34.
13. Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование)/ Под ред. А. В. Ермишина и С. А. Исаева. М.: СПб., 2001 г. – 360 с.
14. Испытание и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок/Под ред. И.И. Онищика: Учебник для вузов. – Издание второе, исправленное и дополненное. – М.: Изд-во МАИ, 2004. – 336 с.
15. Хартман К. и др. Планирование эксперимента в исследовании технологических процессов – М.: Изд-во Мир, 1977. – 552 с.
16. Кикнадзе Г. И., Гачечиладзе И. А., Алексеев В. В. Самоорганизация смерчеобразных струй в потоках вязких сплошных сред и интенсификация теплообмена, сопровождающая это явление. – М.: Изд-во МЭИ, 2005. – 84 с.

Сведения об авторах

Щербаков Михаил Александрович – аспирант Московского Авиационного Института (Государственный технический университет), инженер-конструктор НТЦ им. А. Люльки, Москва, Россия. e-mail: scherbakovma@mail.ru

Марчуков Евгений Ювенальевич – доктор технических наук, профессор кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей» Московского Авиационного Института (Государственный технический университет), Генеральный конструктор НТЦ. им. А. Люльки, Москва, Россия, e-mail: evgeny.marchukov@ntc.npo-saturn.ru

Картовицкий Лев Леонидович – кандидат технических наук, доцент кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей» Московского Авиационного Института (Государственный технический университет), Москва, Россия, e-mail: levka_58@mail.ru