

УДК 621.4

М.А. ЩЕРБАКОВ<sup>1,2</sup>, Е.Ю. МАРЧУКОВ<sup>1</sup>, Л.Л. КАРТОВИЦКИЙ<sup>1</sup>, А.А. ЮН<sup>3</sup><sup>1</sup>Московский авиационный институт, Россия<sup>2</sup>НТЦ им. А. Люльки, Москва, Россия<sup>3</sup>Торонто, Канада

## СПОСОБ ПАССИВНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА ПОТОК В КОМПРЕССОРНОЙ РЕШЕТКЕ

*В статье представлены результаты численного моделирования плоской дозвуковой компрессорной решетки с использованием углублений на поверхностях лопатки как способа воздействия на состояние потока в межлопаточном канале. Показано, что применение данного воздействия на поток дает положительное изменение характеристик решетки в сравнении с характеристиками плоской решетки, составленной из лопаток с гладким профилем. Для верификации математической модели плоской дозвуковой компрессорной решетки использовались результаты экспериментальных продувок: натурного газодинамического канала с периодическим углублением и плоской дозвуковой компрессорной решетки.*

**Ключевые слова:** модель турбулентности, плоская компрессорная решетка, вычислительная гидрогазодинамика, вихревые структуры.

### Введение

Обеспечение конкурентоспособности двигателя, в частности, связано с совершенствованием аэродинамических качеств компрессора. Традиционные способы проектирования проточной части компрессора с применением гладкого профиля исчерпывают свои возможности. В связи с этим ожидать существенного улучшения результатов проектирования проточной части компрессора не приходится. Такой вывод приводит исследователей к необходимости искать нетрадиционные подходы, заключающиеся в разработке способов воздействия на структуру потока газа в межлопаточном канале, которые обеспечат повышение такого показателя совершенства компрессора как коэффициент полезного действия. В качестве одного из подходов к совершенствованию аэродинамики компрессора следует рассматривать систему воздействия на состояние пограничного слоя в лопаточных венцах. Системы воздействия на поток широко распространены на практике и основаны на применении отбора пограничного слоя с наружных поверхностей ЛА, а также систем предкрылков и закрылков на крыльях [1 – 3].

Актуальность задачи воздействия на структуру потока газа в межлопаточном канале, в том числе и на состояние пограничного слоя, не вызывает сомнений, поскольку из проведенных в [1] и [3] исследований, очевиден реальный положительный эффект, который может быть достигнут на современных и перспективных двигателях.

В проблематике совершенствования аэродинамики компрессоров наименее изученной остается

задача поиска способа воздействия на структуру потока газа в межлопаточном канале с применением не гладкого профиля с применением углублений на поверхности лопаток. Углубления на обтекаемых поверхностях чаще всего используются как интенсификаторы теплообмена: наблюдается значительное (в 10 раз) увеличение теплообмена по сравнению с гладкой поверхностью. Однако в ряде работ, посвященных увеличению интенсивности теплообмена [4, 5], было отмечено, что при этом гидравлическое сопротивление поверхности с углублениями может незначительно увеличиваться, оставаться прежним или иметь тенденцию к снижению по сравнению с гладкой поверхностью. В работах [6, 7] приводятся результаты аэродинамических продувок мяча со сферическими углублениями для игры в гольф и мячей с различной степенью шероховатости. Отмечено, что мяч с углублениями имеет значительно лучшую аэродинамику и в 3-5 раза большую дальность полета в сравнении с «гладким» мячом, и что, особенно важно, другой характер зависимости сопротивления мяча от числа Рейнольдса натекающего потока.

Применение углублений с целью уменьшения сопротивления профиля и увеличения зоны безотрывного обтекания в открытой печати почти отсутствует. Хотя способ применения стоячих вихрей в качестве воздействия на поток был указан П. Чженем еще в 1979 г. [1]. Наиболее полные и разносторонние результаты исследования и применения на практике для летательного аппарата представлены в работе [8]. Исследования и анализ влияния углублений на поверхностях компрессорных лопаток с це-

люю улучшения аэродинамических характеристик в открытой печати почти не представлены [9, 10].

Учитывая то, что к настоящему времени разработано обширное количество вариантов моделей турбулентности и в значительной степени развиты численные методы моделирования, которые позволяют с достаточной степенью адекватности воспроизводить особенности состояния турбулентного потока, следует признать целесообразным проведение численных экспериментов с использованием специализированных газодинамических пакетов.

Данная работа посвящена расчетно-теоретическим исследованиям обтекания лопаточных венцов, имеющих на своей поверхности углубления с целью получения результатов и выводов о перспективах применения углублений на поверхности лопатки для повышения аэродинамических характеристик компрессора.

Все модели, представленные в данной работе, были построены в CAD программе Unigraphics NX 6, с последующим экспортом в программу – сеткопостроитель ANSYS ICEM CFD v.12.1. Моделирование течения проводилось в программе ANSYS CFD v.12.1.

## 1. Верификация математической модели

Для моделирования течения в рассматриваемой задаче использовалась одна из распространенных моделей турбулентности – SST [11]. Данная модель позволяет достаточно адекватно описывать как основной поток, так и состояние пограничного слоя, принимая во внимание возможность выбора дополнительного коэффициента настройки модели турбулентности – коэффициента коррекции кривизны потока (curvature correction) [12]. Использование данного коэффициента рекомендуется для расчетов каналов сложной формы (например, U-образных) и обтекания аэродинамических профилей.

Подбор коэффициента коррекции кривизны потока проводился на примере 2D модели периодического углубления [13] (в иностранной печати данная модель также встречается как периодический холм). Число Рейнольдса потока равно 10 595 (скорость на входе в канал 5,62 м/с).

На рис. 1 представлены профили скорости в углублении (exp) для характерных сечений, полученные в ходе эксперимента [13] и расчетным путем (calc).

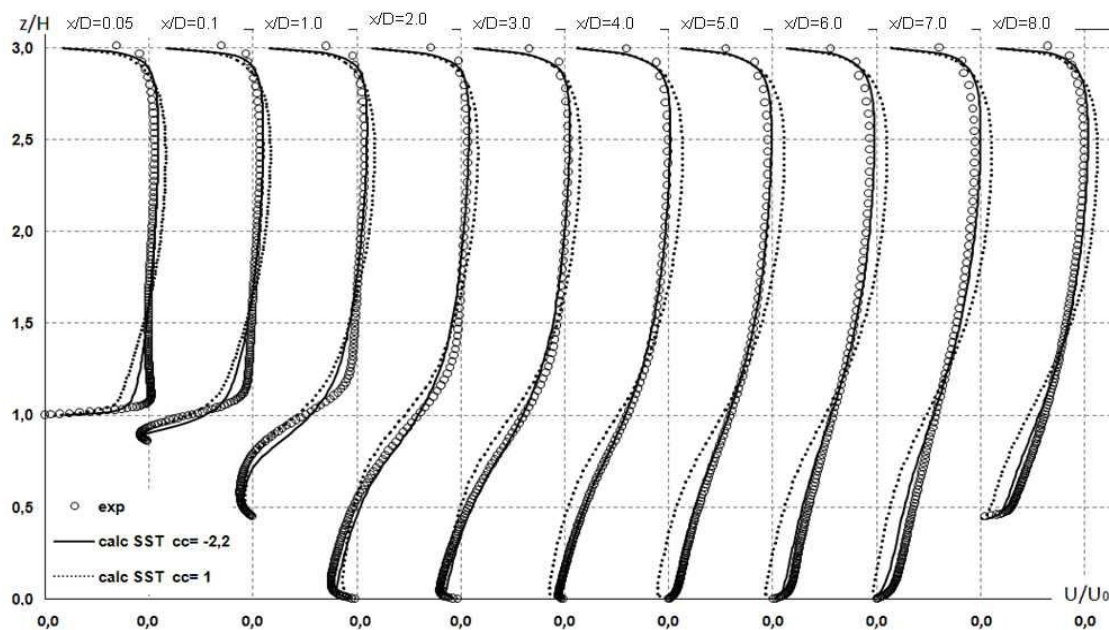


Рис. 1. Профили скорости в углублении

Как видно из представленных профилей скорости, SST модель с коэффициентом коррекции кривизны потока, равным -2,2 (на рисунке calc SST cc=-2,2), показывает лучшее совпадение с экспериментом.

## 2. Расчет плоской компрессорной решетки

Для расчета использовалась трехмерная модель плоской дозвуковой компрессорной решетки с про-

филем 10A40/55П45 [14]. Рассматривался режим  $M = 0,6$  и угол атаки  $i = -7,5^\circ$  (срывной режим для гладкого профиля). Расчет проводился для двух вариантов лопаток: с гладким профилем и с профилем, имеющем на спинке и корытце углубления (рис. 2).

Углубления имеют сферическую форму, радиус сферы равен 12 мм, глубина углубления составляет 0,4 мм, диаметр отпечатка равен 4,3 мм. Углубления располагаются в шахматном порядке с одинаковым шагом вдоль профиля и вдоль пера лопатки и

равном 4 мм. Кромки углублений закруглены и имеют радиус 0,5 мм. Геометрические параметры, расположение и форма углублений были выбраны согласно рекомендациям, приведенным в [15]. За характерный геометрический размер для пересчета

параметров углубления была взята длина хорды профиля. На первом этапе проводилось сравнение результатов экспериментальных данных [14] и численного моделирования компрессорной решетки, состоящей из лопаток с гладким профилем.

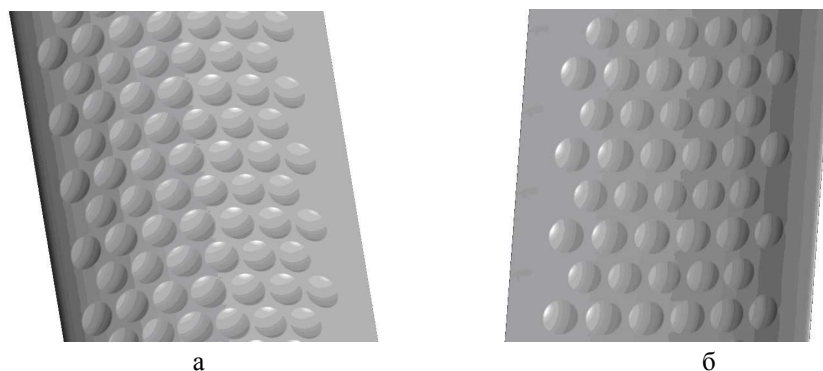


Рис. 2. Модифицированный профиль: а – спинка; б – корытце

Было получено хорошее совпадение с экспериментом (расхождение менее 10%). Сильного влияния коэффициента кривизны потока на результат расчета не выявлено. Для расчета профиля лопатки с углублениями использовалась SST модель со значением коэффициента коррекции кривизны потока, равного -2,2. Как показано выше, модель турбулентности с этим значением коэффициента лучше описывает поток в углублениях.

На рисунке 3 представлено распределение значения скорости в межлопаточном канале на рассматриваемом режиме. Хорошо видно, что отрыв в варианте лопатки с углублениями меньше, чем в варианте с гладким профилем. Также скорость потока в межлопаточном канале модифицированного варианта больше значения скорости для варианта с гладким профилем лопатки примерно на 50 м/с.

Точка отрыва потока в обоих вариантах находится, примерно, на расстоянии 30% длины хорды

от передней кромки профиля. Однако в варианте с углублениями отрыв периодически уменьшается над каждым углублением. Детальное влияние геометрических параметров углублений корытца на поток в межлопаточном канале не исследовалось. Однако направление поиска в решении проблемы совершенствования аэродинамики компрессора связано с исследованием свойств структурной организации потока газа в межлопаточном канале в зависимости от геометрических параметров поверхности лопатки.

Вихри внутри углублений подвергаются действию повышенного давления со стороны корыта профиля лопатки. Поэтому вихревые структуры основного потока не развиваются и не оказывают существенного влияния на поток в межлопаточном канале. Видимо следует поверхность лопатки со стороны корыта оставлять гладкой, модифицируя только профиль.

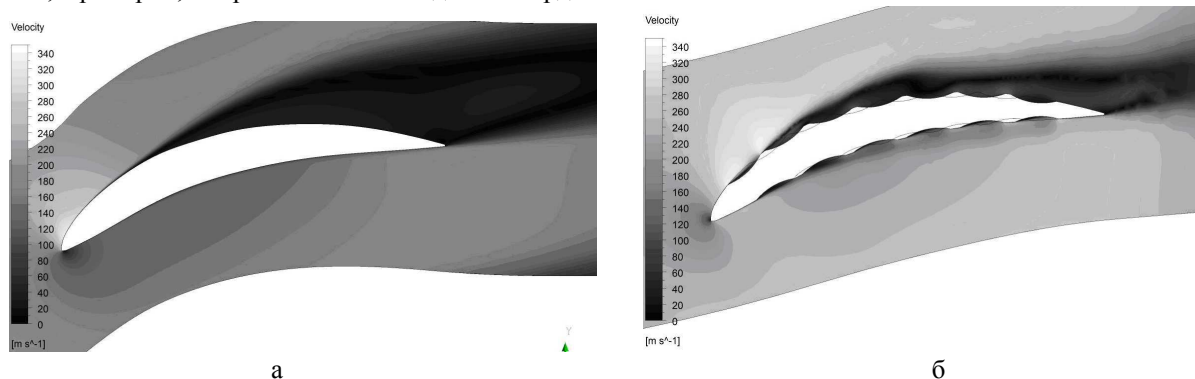


Рис. 3. Распределение скорости в межлопаточном канале на режиме  $M = 0,6$ ,  $i = 7,5^\circ$ : а – исходный профиль; б – профиль с углублениями

На рис. 4 представлена визуализация потока при помощи струек тока в районе углублений на спинке профиля. Структура вихрей во втором (от

входной кромки) ряду состоит из двух парных вихрей, что хорошо согласуется с данными [5, 8]. В первом ряду углублений парных вихрей не обнару-

жено. Это связано, скорее всего, с условиями натекания потока на углубление. Однако, в углублениях первого ряда обнаружено зарождение вихрей, полу-

чающие дальнейшее развитие в углублениях второго ряда, что связано с изменением распределения давления (управляющего фактора) вдоль хорды.

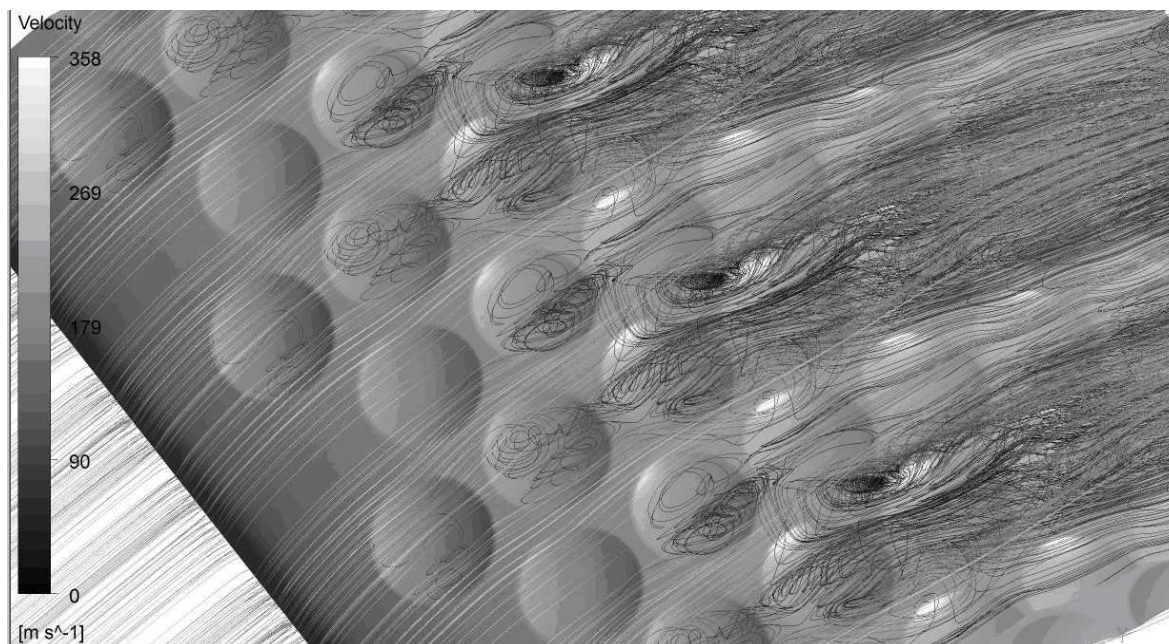


Рис. 4. Визуализация потока в углублениях на спинке лопатки

В углублениях четвертого и далее рядов характерные вихревые структуры при заданной геометрии углублений не образуются из-за нарастающего хаотического изменения параметров потока в углублениях и отрывной зоне основного потока.

### Заключение

Применение углублений на поверхности лопатки рассматривается в качестве пассивного способа воздействия на поток в межлопаточном канале. Профилирование межлопаточного канала должно учитывать нелинейные свойства взаимодействия потока с негладкой поверхностью лопатки и способствовать структурной организации потока с целью повышения аэродинамических характеристик компрессора. Целесообразно ограничиться нанесением углублений только на спинке лопатки. Верификация расчетной модели показала допустимость использования программы ANSYS CFX для моделирования компрессорных лопаток, имеющих углубления на своих поверхностях.

Для выбора оптимальных геометрических размеров, формы и места расположения углублений, рекомендуется выполнить параметрические исследования, которые должны быть направлены на выявление связи структуры основного потока и вихрей в углублениях с параметрами аэродинамического совершенства межлопаточного канала компрессора.

### Литература

1. Чжен П. Управление отрывом потока: пер. с англ. / П. Чжен. – М.: Мир, 1979. – 465 с.
2. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.
3. Терещенко Ю.М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров / Ю.М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1988. – 152 с.
4. Экспериментальное исследование тепловых и гидравлических характеристик теплообменных поверхностей. Формованных сферическими лунками / М.Я. Беленький, М.А. Готовский, Б.М. Леках и др. // Теплофизика высоких температур. – 1991. – Т. 29, № 6. – С. 1142-1147.
5. Кикнадзе Г.И. Самоорганизация смерчеобразных струй в потоках вязких сплошных сред и интенсификация теплообмена, сопровождающая это явление / Г.И. Кикнадзе, И.А. Гаччиладзе, В.В. Алексеев. – М.: Изд-во МЭИ, 2005. – 84 с.
6. Rabindra D. Mehta. Aerodynamics of sports balls / D. Rabindra // Ann. Rev. Fluid Mech. – 1985. – Vol. 17. – P. 151-189.
7. Achenbach E. Influence of surface roughness on the cross-flow around a circular cylinder / E. Achenbach // J. Fluid Mech. – 1971. – Vol. 46. – P. 321-335.
8. 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. – 360 с.

9. Пат. GB1482933 (A).France. Improvements in or relating to supersonic flow compressors / Georges Meauze, Jean-Jacques Thibert. – №45511/74; заявл. 23.10.1973; опублик. 17.08.1977.

10. Пат. GB750305 (A). UK Improvement in Axial-flow Compressor, Turbine and like Blades. Denis Sword Whitehead. – №3339/53; заявл. 5.02.1954; опублик. 13.06.1956.

11. Menter F.R. Zonal two Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows / F.R. Menter. – A/AA 93-2906.

12. ANSYS CFX-Solver Theory Guide. Release 12.0 - 2009 ANSYS Canada Ltd.

13. Almeida G.P. Wake flows behind two dimensional model hills / G.P. Almeida, D.F.G Duroao, M.V. Heitor // Exp. Thermal and Fluid Science. – 1993. – P. 87-101.

14. Бунимович А.И. Некоторые результаты экспериментального исследования плоских компрессорных решеток / А.И. Бунимович, А.А. Святогоров // Труды № 307. – М.: ЦИАМ, 1957. – 36 с.

15. Козлов А.П. Гидродинамические эффекты от сферических углублений на поверхности поперечно обтекаемого цилиндра / А.П. Козлов, А.В. Щукин, Р.С. Агачев // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 1994. – № 2. – С. 27-34.

Поступила в редакцию 28.05.2010

**Рецензент:** д-р техн. наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника филиала В.Ф. Самохин, ФГУП ЦАГИ, Россия.

### СПОСІБ ПАСИВНОГО ВПЛИВУ НА ПОТІК В КОМПРЕСОРНІЙ РЕШІТЦІ

*М.О. Щербаков, Е.Ю. Марчуков, Л.Л. Картовицький, О.О. Юн*

В статті представлені результати численного моделювання дозвукової компресорної решітки з застосуванням заглиблень на поверхні лопаток, як засіб впливу на потік міжлопаточному каналі. Показано, що застосування такого впливу на потік дає позитивний результат. Для верифікації математичної моделі застосувалися результати натурних продувок: каналу з періодичним заглибленням; плоскої дозвукової решітки.

**Ключеві слова:** модель турбулентності, обчислювальна гідрогазодинаміка, плоска компресорна решітка, вихрові структури.

### THE PASSIVE FLOW CONTROL METHOD IN THE COMPRESSOR CASCADE

*M.A. Scherbakov, E.U. Marchukov, L.L. Kartovitskiy, A.A. Yun*

In this paper the numerical modeling results of subsonic compressor cascade with cavity on a blade's surfaces as flow control method are presented. It is shown, that the use of this influence on a flow gives positive results. The results of following experiments have been used for mathematical model verification: canal with periodic cavity, subsonic compressor cascade.

**Key words:** turbulent model, CFD, compressor cascade, vortex structures.

**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** – д-р техн. наук, проф. 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** – канд. техн. наук, доцент кафедры «Теория воздушно-реактивных двигателей» Московского авиационного института (Государственный технический университет), Москва, Россия, e-mail: levka\_58@mail.ru

**Юн Александр Александрович** – Dr of Eng., Toronto, Canada. e-mail: alex@yun.su.