

УДК 621.44.533.697

**А.Е. ДЕМИН, И.Д. КАКАЕВ**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## **ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕЧЕНИЯ В СУПЕРКРИТИЧЕСКОЙ РЕШЕТКЕ ПРОФИЛЕЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ**

*В статье представлены результаты численного параметрического исследования особенностей течения в суперкритической решетке профилей компрессорной ступени, направленное на снижение волновых потерь и уменьшение области отрывного течения в межлопаточном канале. Поочередно рассмотрено влияние различных геометрических параметров, определяющих среднюю линию профиля, на характер течения в решетке. Представлены результаты расчетов, показано изменение величины волновых потерь и размеров области отрывного течения. По результатам исследования проведен выбор рациональной формы профиля. Определены и сопоставлены характеристики «исходной» и «модернизированной» решеток.*

**Ключевые слова:** модернизация решеток профилей, снижение волновых потерь, характеристики решеток профилей, отрыв пограничного слоя в решетках профилей.

### **Введение**

Широкое использование профилей, позволяющих снизить потери при трансзвуковых скоростях потока в лопаточных каналах венцов многоступенчатых осевых компрессоров, и, как следствие, уменьшить габарит и массу многоступенчатых осевых компрессоров современных авиационных газотурбинных двигателей, определяет необходимость исследования течений в таких объектах.

При традиционном профилировании при высоких дозвуковых скоростях в межлопаточных каналах возникают зоны сверхзвукового течения, сопровождаемые скачками уплотнения. Волновые потери в зависимости от режима работы могут достигать 10...50 % от величины профильных потерь. Снижение этих потерь и повышение эффективности работы таких лопаточных венцов является важной задачей. Модернизация профилей может быть проведена с помощью двух различных подходов. Первый из них, базирующийся на решении обратной задачи аэродинамики, объединяет методы, позволяющие по заданному проектировщиком распределению давлений вдоль поверхности профиля получать его координаты. Недостатком такого подхода является требование высокой квалификации пользователя.

Другой подход включает в себя методы коррекции формы профиля на основе анализа течения в межлопаточном канале, т.е. проектирование на основе анализа. В этом случае задача обтекания профиля в решетке и коррекция его формы с целью получения требуемого распре-

деления параметров производится с помощью итерационной процедуры, заключающийся в последовательном решении ряда «прямых» задач, т.е. определения параметров потока по заданной геометрии и профиля с помощью имеющегося численного метода. Несмотря на то, что такой подход является более длительным, он более нагляден, что является существенным его преимуществом и позволяет пользователям с недостаточным опытом получать приемлемые для практических целей результаты.

В проблемной лаборатории газотурбинных двигателей и установок кафедры теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» разработан и успешно применен для решения ряда практических задач метод расчета до-, транс- сверхзвукового течения в решетке профилей [13] на базе численного метода крупных частиц [1,4].

В данной статье представлены результаты численного исследования особенностей течения в решетке профилей компрессорной ступени, направленного на определение влияния геометрических параметров решетки профилей на снижение уровня потерь и увеличение области безотрывного течения, выполненного на кафедре теории АД ХАИ в рамках курса «Современные методы расчета лопаточных машин».

### **1. Объект исследования**

В качестве объекта исследования выбрано периферийное сечение спрямляющего аппарата вентилятора современного авиационного двухконтурного двигателя. К особенностям обтека-

ния данного профиля следует отнести высокие (сверхкритические) скорости набегающего потока и большой (более 45 град) угол поворота потока в решетке на «расчетном» режиме. Геометрические и режимные параметры «исходной» решетки представлены в таблице 1.

**Таблица 1** – Геометрические и режимные параметры «исходной» решетки профилей

Профиль	Кривизна профиля $\theta$ , град	Максимальная толщина профиля $C_{max}$ , мм	Скорость на входе, ( $M_1$ )
A30	48,5	8,0	0,805

**2. Метод расчета**

Для решения прямой задачи аэродинамики в данной работе применен метод расчета [1, 2]. Численная реализации системы уравнений Эйлера проведена с помощью метода крупных частиц [4], широко используемого в аэродинамике. Учет вязких эффектов в представлении слабого взаимодействия осуществлен на основе подхода Л. Прандтля. Для расчета параметров сжимаемого пограничного слоя использован интегральный метод [5], основанный на совместном решении уравнений

законов сохранения импульса и механической энергии, адаптированный к расчету обтекания компрессорных решеток. Профильные потери определяются как сумма потерь на трение при безотрывном обтекании профиля, волновых и кромочных потерь. Потери на отрыв в данном варианте метода не определялись.

Проведенная верификация метода и разработанного на его основе программного комплекса TRANSPS показала его удовлетворительную точность [1].

**3. «Исходная» решетка профилей**

С помощью программного комплекса CASCADE (университетская версия) проведен расчет характеристик «исходной» решетки профилей на «расчетном» режиме. На рис. 1 приведены распределения чисел Маха вдоль хорды профиля на «расчетном» режиме, а также распределения коэффициентов суммарных и волновых потерь, полученные в результате расчета течения в решетке при заданном угле натекания  $i = +1,5$  град (рис.1 а) и при заданном числе Маха на входе в решетку  $M_1 = 0,81$  (рис.1 б)

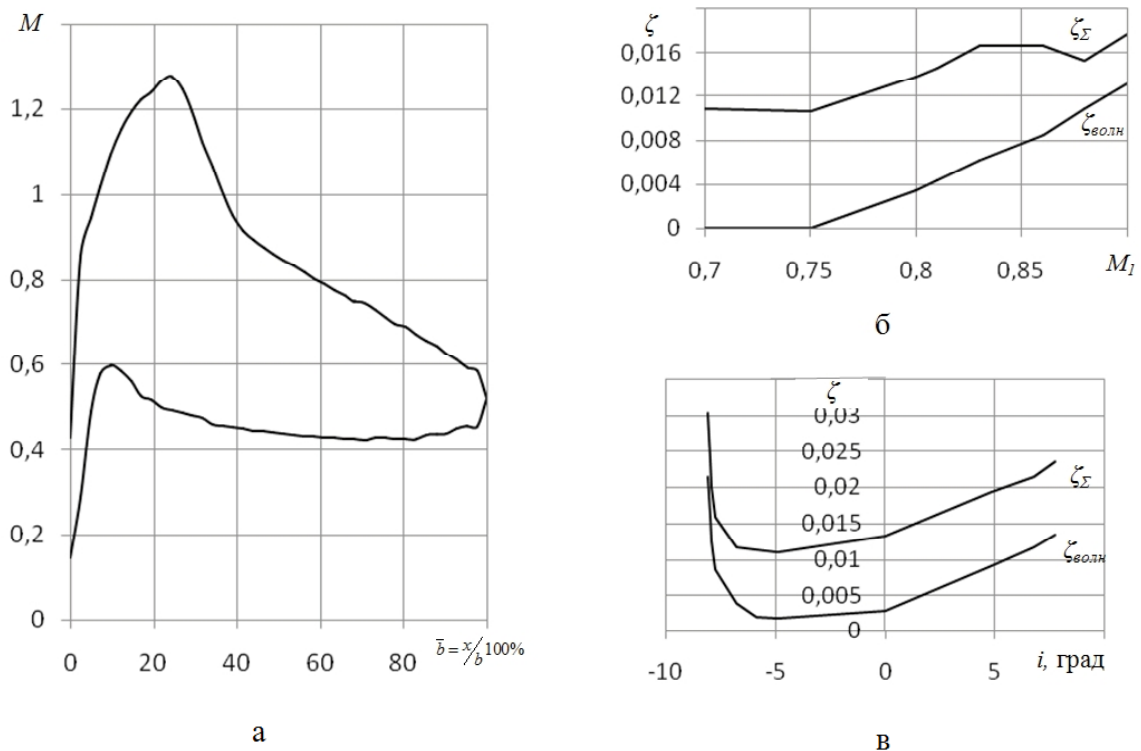


Рис.1. Распределение чисел Маха вдоль хорды профиля на «расчетном» режиме (а) и характеристики «исходной» решетки (б и в)

Резкое торможение потока на спинке на участке 25...35% хорды может быть интерпретировано как скачок уплотнения (см.рис.1 а). Деформация суммарных потерь на участке  $M_1 = 0.83...0.87$  (см. рис.1 б) вызвана отрывом пограничного слоя из-под скачка и соответствующим уменьшением потерь на трение при безотрывном обтекании (потери на отрыв в использованном варианте метода не учитываются). Минимальные потери в решетке получены при  $i \sim 5$  град. На «расчетном» режиме волновые потери составляют ~30% суммарных потерь. При этом обтекание профиля – безотрывное.

#### 4. Модернизация решетки профилей

Задача снижения уровня потерь поставлена применительно к существующему объекту, поэтому в ходе итераций зафиксированы: хорда, густота решетки, угол установки профиля и его максимальная толщина. Очевидной является сложность организации бескачкового и безотрывного течения в таких решетках. Поэтому решение задачи проведено в несколько этапов.

#### 5. Построение «модернизированного» профиля

Построение нового профиля реализовано на основе широко используемого подхода – «одевания» исходного симметричного профиля на заданную тем или иным способом среднюю линию с последующей его коррекцией. При выполнении данного исследования использована средняя линия, состоящая из участков; описываемых линейными и полиномиальными зависимостями. В общем случае для описания средней линии используются положение и величина максимального прогиба средней линии, а также величины линейных участков на входе и выходе.

Распределение толщин вдоль хорды задано в виде полинома, имеющего в качестве граничных условий радиусы входной и выходной кромок, а также положение и величину максимальной толщины  $C_{max}$ .

Такой подход позволил получить профиль с уменьшенной кривизной средней линии на входном и выходном участках, при обеспечении заданного значения кривизны.

#### 6. Параметрическое исследование

Параметрическое исследование влияния геометрических параметров профиля на течение в решетке проведено последовательно для положения максимального прогиба, величины максимального прогиба, линейного участка средней линии на входном участке профиля, линейного участка средней линии на выходном участке профиля.

В таблице 2 представлены результаты расчета течения в «модернизированной» решетке профилей при изменении  $x_f$  и увеличенного на 12.5% величины максимального прогиба  $y_f$ , а также зафиксированных на уровне «исходного» профиля остальных регулируемых параметров в виде значений коэффициента волновых потерь и положения точки отрыва пограничного слоя на спинке профиля на «расчетном» режиме.

Представленные результаты позволяют сделать вывод о том, что для данного режима лучшим является вариант с  $x_f = 45\%$ .

В таблице 3 приведены результаты расчета течения в «модернизированной» решетке профилей при фиксированном  $x_f = 45\%$ , изменении  $y_f$  и зафиксированных на уровне «исходного» профиля величин линейных участков в виде значений коэффициента волновых потерь и положения точки отрыва пограничного слоя на спинке профиля на «расчетном» режиме.

**Таблица 2** — Расчет течения в «модернизированной» решетке профилей при  $x_f = var$

$x_f$ %	$\zeta_{волн}$	Положение точки отрыва $x, \%$
35	0,009	0,480
40	0,002	0,589
45	0,000	0,8788
50	0,000	0,857
55	0,000	0,8786

**Таблица 3** — Расчет течения в «модернизированной» решетке профилей при  $x_f = 45\%$  и  $y_f = var$

$y_f$ %	$\zeta_{волн}$	Положение точки отрыва $x, \%$
1,000	0,0011	0,9506
1,063	0	0,8859
1,125	0	0,8778
1,188	0	0,8440
1,250	0,00071	0,7382

На рис. 2 показаны распределения чисел Маха вдоль хорды для спинки «модернизированных» профилей при изменении  $x_f$  и  $y_f$  в соответствии с таблицами 2 и 3.

Из условия отсутствия волновых потерь и максимального значения положения точки отрыва пограничного слоя для дальнейшего исследования выбран вариант профиля с  $x_f = 45\%$  и  $y_f = 1,125$ .

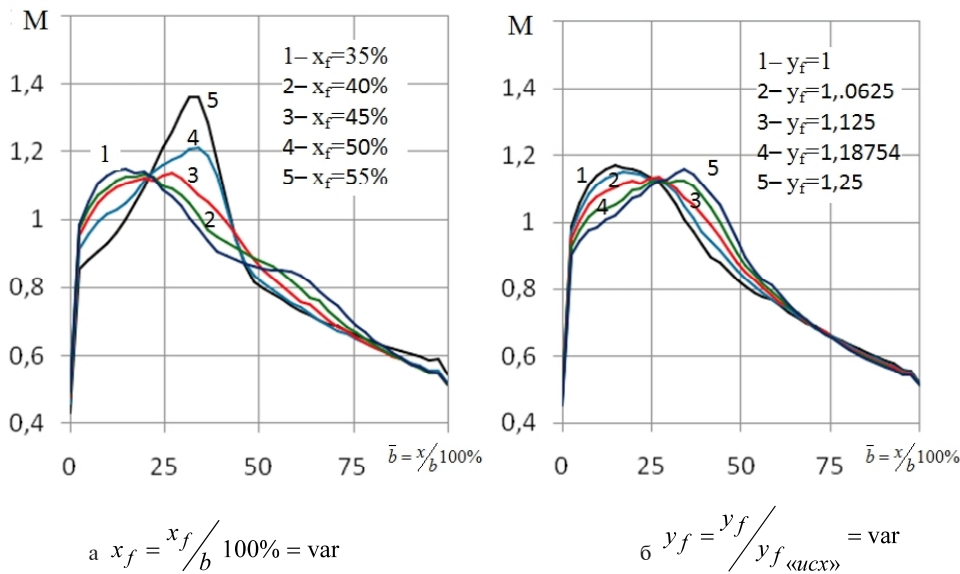


Рис.2. Распределения чисел Маха вдоль хорды для спинки профиля при различных  $x_f$  и  $y_f$  на «расчетном» режиме

На следующем этапе исследования особенностей трансзвукового течения в сверхкритической решетке профилей рассмотрено влияние величины линейного участка хорды вблизи выходной кромки. Диапазон изменения размеров линейного участка принят 0...10% хорды. В таблице 4 приведены результаты расчета волновых потерь и положение точки отрыва пограничного слоя на спинке профиля на «расчетном» режиме.

**Таблица 4** – Расчет течения в «модернизированной» решетке профилей на «расчетном» режиме при  $\Delta x_{\text{линхв}} = \text{var}$  ( $x_f = 45\%, y_f = 1,125$ )

$\Delta x_{\text{линхв}} \%$	$\zeta_{\text{волн}}$	Положение точки отрыва $x, \%$
0,0	0,0	0,8778
2,0	0,0	0,8876
4,0	0,0	0,8970
6,0	0,0	0,9157
8,0	0,0	0,9280
10,0	0,0	0,9339

Из данных, представленных в таблице 4, следует, что при бескачковом обтекании линейный участок на выходе 10% хорды обеспечивает отрыв пограничного слоя на 93,4% длины поверхности спинки профиля. Следует отметить, что наличие линейного участка такого размера обеспечило уменьшение угла отставания потока в решетке на данном режиме, что позволило уменьшить кривизну профиля

на 10 % при сохранении осевого направления потока на выходе из решетки.

В заключение, рассмотрено влияние линейного участка средней линии на входе. В таблице 5 приведены результаты расчета волновых потерь и положение точки отрыва пограничного слоя на спинке профиля при  $x_f = 45\%, y_f = 1,125, \Delta x_{\text{линхв}} = 10\%$  на «расчетном» режиме. На рис. 3 приведены в сопоставлении распределения чисел Маха вдоль хорды профиля для «исходной» и «модернизированной» решетки на рассмотренном режиме. Из представленного рисунка видно, что в процессе параметрического исследования снижено более чем на 10% максимальное значение числа Маха на спинке профиля. При этом обеспечивается более плавное торможение потока на спинке.

**Таблица 5** – Расчет течения в «модернизированной» решетке профилей на «расчетном» режиме при  $x_{\text{линнос}} = \text{var}$  ( $x_f = 45\%, y_f = 1,125, \Delta x_{\text{линхв}} = 10\%$ )

$\Delta x_{\text{линнос}} \%$	$\zeta_{\text{волн}}$	Положение точки отрыва $x, \%$
0	0,0	0,9339
1	0,0	0,9358
2	0,0	0,9362
3	0,0	0,9371
4	0,0	0,9379
5	0,00067	0,9222
7	0,00062	0,9292
8	0,00119	0,9314
9	0,00120	0,9373
10	0,00123	0,9388

На рис.4 приведены в сопоставлении распределения параметров пограничного слоя на спинке профиля в рассмотренных решетках на заданном режиме. Из анализа представленных распределений следует, что в «модернизированной» решетке увеличен на ~10% участок ламинарного пограничного слоя. Кроме этого, примерно до 60% длины поверхности спинки толщина потери импульса пограничного слоя в новой решетке ниже аналогичной величины в «исходной». Этот факт позволяет надеяться на снижение потерь на трение при дальнейшей доводке профиля.

### 7. Характеристика «модернизированной» решетки

Большой интерес представляет исследование полученной решетки профилей на режимах, отличных от «расчетного» по числам Маха и углам натекания. На рис.5 а представлены распределения чисел Маха вдоль хорды профиля в «исходной» решетке на трех различных режимах. На режиме  $M_1 = 0,86$  максимальное число Маха на стороне разрежения профиля превышает 1,4, а в межлопаточном канале наблюдается мощный скачок уплотнения

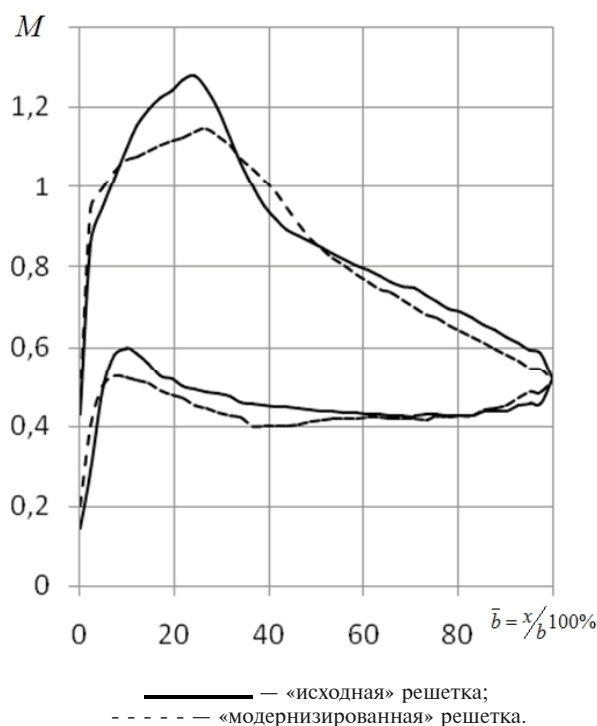


Рис.3. Распределение чисел Маха вдоль хорды профиля в решетках профилей на «расчетном» режиме

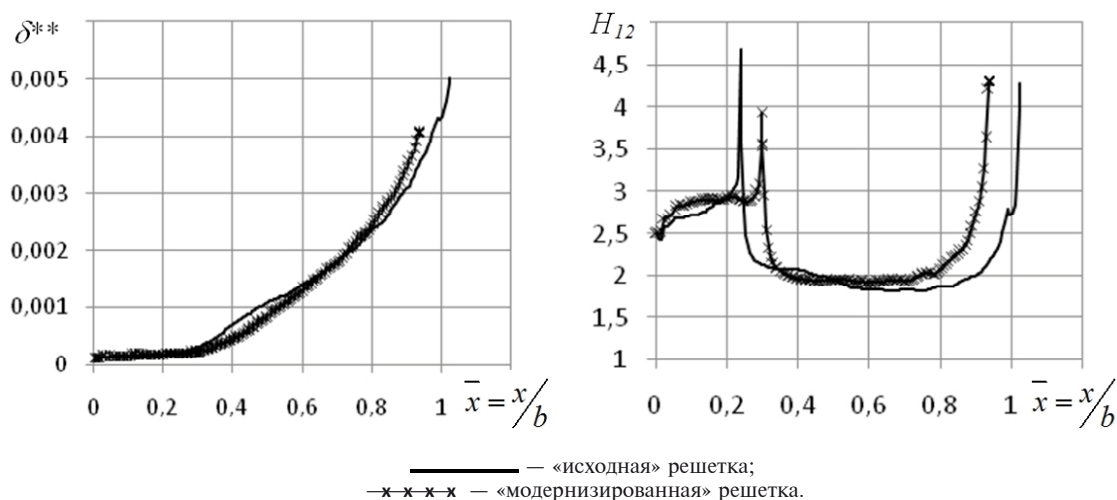
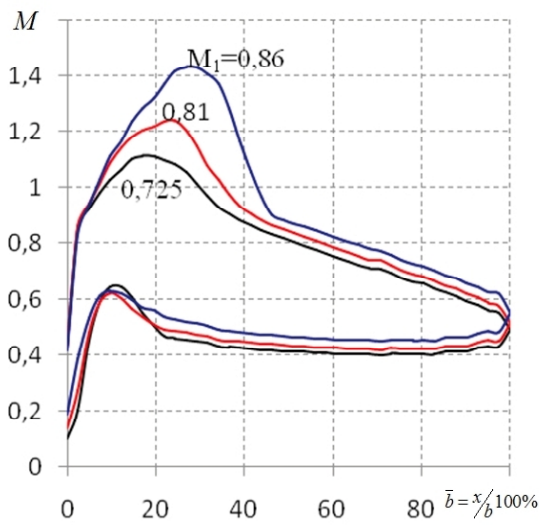
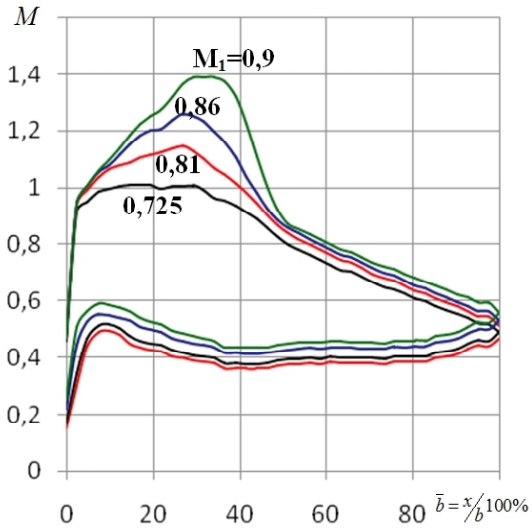


Рис.4. Распределение параметров пограничного слоя вдоль спинки профиля на «расчетном» режиме



а «исходная» решетка



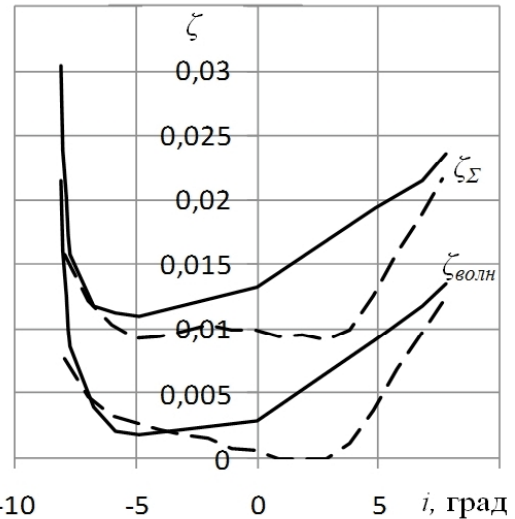
б «модернизированная» решетка

Рис.5. Распределения чисел Маха вдоль хорды профиля в решетках профилей при  $M_1 = var$

На рис.5 б приведены аналогичные распределения для «модернизированной» решетки. Следует отметить, что полученный профиль при числах Маха, превышающих «расчетные» вплоть до  $M_1 = 0,9$ , позволяет реализовать течение со сниженным уровнем максимальных скоростей.

На рис.6 показаны в сопоставлении характеристики решеток при заданном угле натекания и при заданной скорости на входе в решетку.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что полученная в результате проведенного исследования решетка профилей имеет преимущество по волновым потерям во всем рассмотренном диапазоне режимов по числам Маха на входе и при углах натекания выше -4 град.

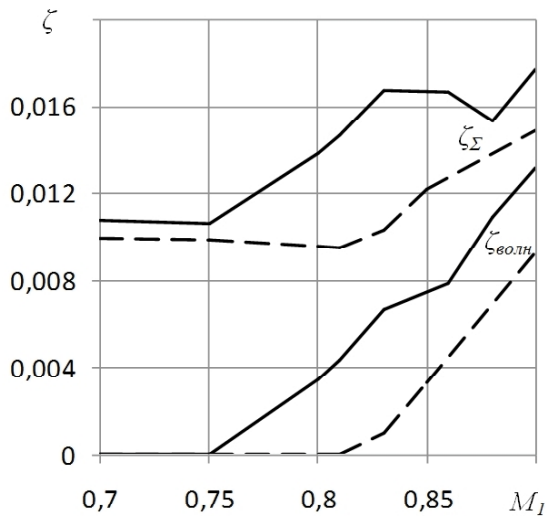


б при заданной скорости потока на входе

— «исходная» решетка;

- - - «модернизированная» решетка.

Рис.6. Характеристика решеток профилей



а при заданном угле натекания

### Закключение

Проведено параметрическое исследование течения в решетке профилей компрессорной ступени при сверхкритических скоростях набегающего потока, направленное на снижение волновых потерь и уменьшение области отрывного течения в межлопаточном канале. Рассмотрены различные варианты решеток, отличающихся положением и величиной максимального прогиба профиля, а также величиной линейных участков средней линии на входной и выходной кромках профиля. В результате исследования получен бескачковый профиль, имеющий точку отрыва пограничного слоя на 93% длины спинки профиля. Данный профиль

может служить основой при пространственном профилировании сверхкритических лопаточных венцов авиационных газотурбинных двигателей.

#### Литература

1. Бойко Л.Г. Анализ трансзвукового обтекания плоских компрессорных решеток методом крупных частиц [Текст] /Л.Г.Бойко, В.Н.Ершов, Д.В.Калямин, А.Е.Демин // Изв.ВУЗов.— Авиационная техника.-1990.-№4.-С.44-47.
2. Бойко Л.Г. Опыт проектирования суперкритических решеток спрямляющего аппарата трансзвукового вентилятора [Текст] / Л.Г.Бойко, В.Н.Ершов, Д.В.Калямин, А.Е.Демин //Изв. ВУЗов. Авиационная техника.-1992.-№4.-С.82-85.
3. Бойко Л.Г. Аэродинамическое совершенствование параметров решеток профилей спрямляющего аппарата вентилятора авиационного двигателя на базе метода крупных частиц [Текст] /Л.Г.Бойко, А.Е.Демин // Совершенствование турбоустановок методами математического и физического моделирования: Тр.Международ. науч.-техн. конф., Харьков, 29 сентября- 2 октября 1997 г.- X: ИПМаш НАН Украины.- 1997.- С.260-263.
4. Белоцерковский О.М. Метод крупных частиц: Вычислительный эксперимент [Текст] / О.М.Белоцерковский, Ю.М.Давыдов. — М.: Наука,- 1982.- 392 с.
5. Rotta J.C.Turbulent boundary layer calculations with the integral dissipation method [text] / J. C. Rotta //AFOSR-IFP Stanford Conference.- 1968.- vol.1.- 177 p.

Поступила в редакцию 07.05.2013

#### **О.Є. Дьомін, І.Д. Какаєв. Параметричне дослідження особливостей течії у суперкритичних ґратах профілів компресорного ступеня**

*У статті представлені результати чисельного параметричного дослідження особливостей течії в суперкритичних ґратах профілів компресорного ступеня, що спрямоване на зниження хвильових втрат і зменшення області відривної течії в міжлопатковому каналі. По черзі розглянуто вплив різних геометричних параметрів, що визначають середню лінію профілю, на характер течії в ґратах. Представлені результати розрахунків, показана зміна величини хвильових втрат і розмірів області відривної течії. За результатами дослідження проведено вибір раціональної форми профілю. Визначені і зіставлені характеристики «ісходної» та «модернізованої» ґраток.*

**Ключові слова:** модернізація ґрат профілів, зниження хвильових втрат, характеристики ґраток профілів, відрив примезового шару в ґратах профілів.

#### **A. Dyomin, I. Kakaev. Parameter-oriented research of flow features in supercritical cascade of the compressor stage**

*In the article the results of numerical parameter-oriented research of flow features in the supercritical cascade of the compressor stage are presented, which is sent to the shock losses decline and reduction of separation flow area in the blade-to-blade passage. Influence of different geometrical parameters, which determines profile middle line to the cascade flow is considered in turn. The calculations results are presented, the change of shock losses value and separated flow area size is shown. Rational form profile choice based on research results is conducted. "Initial" and "modern" cascade performances are determined and compared.*

**Keywords:** cascade modernization, shock losses decline, description of grates, cascade performance, boundary layer cascade separation.