

УДК 532.6

С.А. ХОМЫЛЕВ¹, С.Б. РЕЗНИК¹, С.В. ЕРШОВ²¹ГП «Ивченко-Прогресс» Запорожье, Украина²Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков

РЕЗУЛЬТАТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПРОФИЛЯ ВЫСОКОНАГРУЖЕННОЙ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ

Приведены результаты аэродинамического усовершенствования профиля дозвуковой высоконагруженной турбинной решетки с большим углом поворота потока для ТНД современного авиадвигателя. Новый профиль отличается формой передней кромки и увеличенным углом отгиба. В результате модернизации повышена аэродинамическая эффективность решетки на всех рассмотренных режимах и снижена её чувствительность к положительным углам атаки. Исследования проводились расчетным методом в двухмерной и трёхмерной постановках с учетом вязкости и сжимаемости рабочего тела, вычисления выполнены с использованием программного комплекса FlowER.

Ключевые слова: высоконагруженная решетка, угол входа, поворот потока, обтекание, профильные потери, отрыв.

Введение

Особенностью высоконагруженных низкоскоростных турбин является реализация больших углов поворота потока в решетках ($\Theta > 100...110^\circ$, например [1, 2]). Решетки таких турбин отличаются малыми углами входа. Из теории турбин известно: уменьшение суммы углов входа и выхода решетки (увеличение поворота потока) приводит к увеличению потерь в ней, что подтверждено экспериментально [3, 4 и др]. Такие же выводы сделаны в работе [5] по результатам численного моделирования течения в группе турбинных решеток с различными углами поворота потока. Там же показано, что уменьшение угла входа в решетку сопровождается ухудшением обтекания передней кромки и повышает вероятность отрыва потока. Такие решетки имеют резервы для усовершенствования, что актуально при создании перспективных авиационных турбин.

В настоящей работе приведены результаты аэродинамического усовершенствования высоконагруженной рабочей решетки турбины низкого давления (ТНД) перспективного авиационного двигателя. Выполненная модернизация основана на результатах исследования характеристик группы турбинных решеток с различной геометрией и в широком диапазоне режимов. Множественные исследования стали возможными благодаря использованию современных методов вычислительной аэрогидродинамики. Результаты численного исследования плоского (2D) и пространственного (3D) течения в исходной и модернизированной решётках подтверждают возможность создания более эффективных профилей для больших углов поворота потока.

1. Объект исследования

Объектом исследования и модернизации является решетка профилей среднего сечения неохлаждаемой дозвуковой рабочей лопатки современной высоконагруженной ТНД (далее «исходная решетка»). Основные геометрические параметры этой решетки представлены в табл. 1, а общий вид показан на рис. 1.

Таблица 1
Геометрические параметры исходной решетки

Параметр	Значение
Конструктивный угол входа, $\beta_{1к}$	37,6°
Эффективный угол выхода, $\beta_{2е}$	23,8°
Угол поворота потока, θ	118,6°
Отношение шага к хорде, t/l	0,69
Угол установки, γ	55,0°
Угол отгиба выходной кромки, δ	14,6°
Отношение максимальной толщины к хорде, C_{max}/l	0,127
Угол заострения входной кромки, ω_1	15,3°
Угол заострения выходной кромки, ω_2	5,6°
Отношение толщины входной кромки к хорде, d_1/l	0,051
Отношение толщины выходной кромки к горлу, d_2/a	0,070
Коэффициент нагрузки (коэффициент Цвейфеля), Z	0,982
Отношение высоты к осевой хорде, h/b	3,0

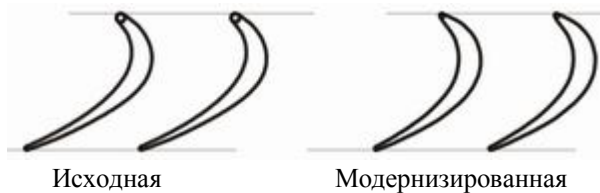


Рис. 1. Общий вид исследуемых решеток

Профилирование исходной решетки выполнено с использованием стандартного подхода по собственной методике предприятия ГП «Ивченко-Прогресс», в основу которой положены работы ЦИАМ [3, 6, и др.]. Метод позволяет спроектировать аэродинамически совершенные профили, описанные тремя (одна на стороне давления и две на стороне разрежения) рациональными параметрическими кубическими кривыми, кромки профилей описываются дугами окружностей. Эффективность этого метода подтверждена многолетним и успешным опытом создания умеренно нагруженных турбин различной размерности и назначения.

Направление усовершенствования профиля выбрано на основе результатов численного исследования группы высоконагруженных решеток, для которых определено влияние угла входа [5], углов установки и отгиба выходной кромки, относительного шага, а так же формы передней кромки на характер обтекания и уровень потерь.

При модернизации профиля ширина решетки, углы входа и выхода, толщина выходной кромки остались неизменными (рис. 1). В новой решетке увеличены угол отгиба выходной кромки и угол установки профиля, при этом, уменьшилась хорда, и несколько увеличился относительный шаг.

Изменение формы передней кромки выполнено с целью повышения атакоустойчивости профиля. Исследования показали, что таким свойством обладает кромка с уменьшенным радиусом вписанной окружности и локально увеличенным углом заострения. Для этого потребовалось отойти от стандартного метода профилирования и ввести по одному дополнительному участку кривой на сторонах разрежения (всего 3) и давления (всего 2) профиля. В результате в новой решетке почти вдвое уменьшен радиус вписанной окружности и увеличен угол заострения непосредственно у передней кромки.

Эффективность конструкторских решений при модернизации проверялась, в первую очередь, расчетом 2D течения (в элементарном сечении) в исходной и модернизированной решетках. Это позволило проводить совершенствование решетки в направлении минимизации профильных потерь. Для выбранного, таким образом, улучшенного и исходного профилей выполнены также расчеты пространственного течения в линейной решетке с лопатками

постоянного сечения и отношением высоты к ширине, типичном для ТНД авиадвигателей.

2. Расчетный метод и параметры моделирования

В настоящей работе использовался метод расчета течения вязкого газа, реализованный в программном комплексе *FlowER*. Подробное описание данного метода приведено в работе [7]. Задача решалась в двухмерной и в трехмерной постановках, на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Моделирование турбулентных эффектов осуществлялось посредством $k-\omega$ (SST) модели Ментера [8]. Уравнения решались численно неявной разностной схемой второго порядка точности [7].

Расчётная область межлопаточного канала решеток описывалась конечно-разностной сеткой H -типа, включающей $N = 140 \times 80$ ячеек для 2D расчета и $N = 140 \times 80 \times 120$ ячеек для 3D расчета. Размер ближайшей к поверхности лопатки ячейке соответствовал $y^+ \approx 1$.

В качестве исходных данных для расчетов приняты: полное давление, полная температура, направление потока на входе и статическое давление на выходе из расчетной области. Рабочее тело – вязкий сжимаемый газ. Начальная турбулентность потока 5%. Все рассмотренных ниже расчеты проведены при числах Рейнольдса $Re = 10^6$.

3. Результаты численного исследования

На рис. 2 приведено распределение адиабатического числа Маха по контуру профилей на режиме $M_{2aa} = 0,9$ при различных углах атаки.

Обтекание входной кромки исходного профиля происходит с интенсивным разгоном потока со стороны разрежения, который оканчивается скачком уплотнения. Этот скачок вызывает локальный отрыв потока и, как следствие, дополнительные потери кинетической энергии. При дальнейшем, даже небольшом, увеличении нагрузки на профиль (уменьшение угла входа потока) здесь резко повышается вероятность возникновения масштабного отрыва. Именно эта особенность обтекания обуславливает чувствительность исходной решетки к положительным углам атаки. Это хорошо видно на рис. 2, б и 3, а, где показано распределение скоростей по обводу профиля и поле чисел Маха, соответственно, при обтекании данной решетки с положительными углами атаки.

На входной кромке модернизированной решетки со стороны разрежения происходит равномерный разгон потока, течение безударное и безотрывное.

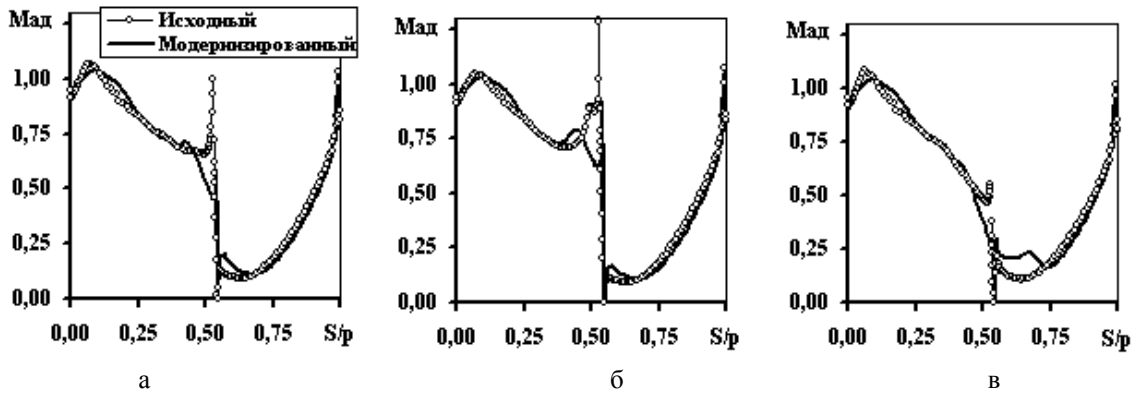


Рис. 2. Распределение скорости $M_{ад}$ по обводам профилей (S – криволинейная координата, p – периметр) при $M_{2ад} = 0,9$: а – $i = 0^\circ$; б – $i = +5^\circ$; в – $i = -10^\circ$

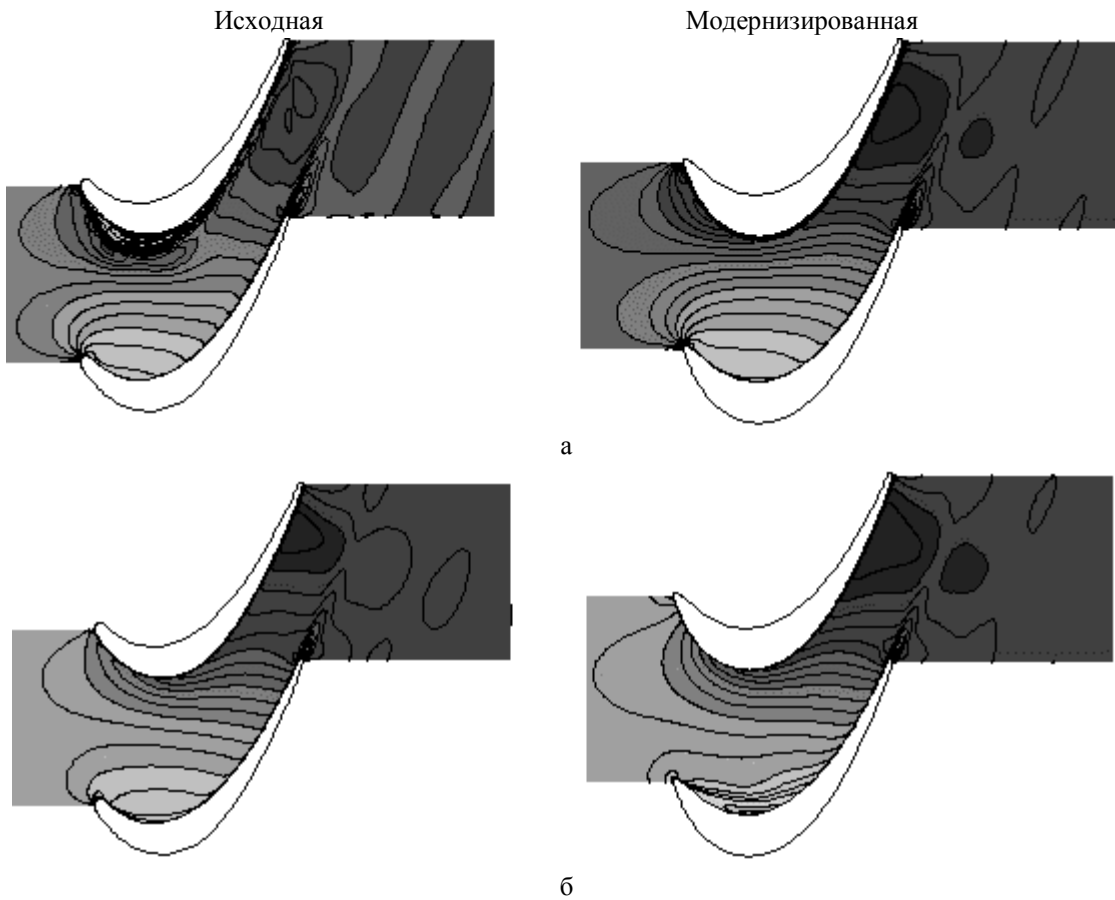


Рис. 3. Поле чисел Маха в решетках при $M_{2ад} = 0,9$: а – $i = +10^\circ$; б – $i = -10^\circ$

Именно здесь получено основное снижение профильных потерь, в особенности, при положительных углах атаки. Повышение атакоустойчивости профиля продемонстрировано на рис. 3, а: в новой решетке даже при значительных положительных углах атаки течение остается безотрывным.

Обтекание входной кромки новой решетки со стороны давления несколько ухудшилось. Здесь появился участок диффузорного течения, где возможен отрыв потока при отрицательных углах атаки (рис. 2, в и 3, б). Однако, из-за низкой скорости те-

чения, дополнительные потери энергии здесь не столь значительны.

Особенностью течения в модернизированной решетке является также небольшое снижение интенсивности диффузорного течения в косом срезе (рис. 2). Это уменьшает толщину накопленного пограничного слоя и снижает кромочные потери.

Обобщенные результаты 2D расчетов течения в двух решетках показаны на рис. 4 в виде изменения относительных потерь по режимам течения (ξ_0 – коэффициент профильных потерь в исходной

решетке при $M_{2ад} = 0,9$ и $i = 0^\circ$). Из графиков следует, что во всем рассмотренном диапазоне скоростей новый профиль более эффективен в среднем на 15%. Модернизированная решетка также более эффективна при всех практически значимых углах натекания (при углах атаки от $i = -10^\circ$ до $i = +10^\circ$). При чем, наибольший прирост эффективности (до 45%) получен при положительных углах атаки, а в области отрицательных углов атаки эффективность обеих решеток сближается (до 2%), что обусловлено ухудшением обтекания корыта нового профиля и возникновением отрыва.

На рис. 5 показаны результаты пространственного расчета двух решеток в виде распределения коэффициента потерь на половине высоты лопатки (в данной постановке задачи течение в решетке практически симметрично). Очевидно, улучшение плоского обтекания привело к снижению и вторичных потерь. Уже при нулевом угле атаки область, занятая вторичными течениями, в новой решетке уменьшилась на 5% высоты лопатки.

При положительных углах атаки данный эффект усиливается, и на режиме $i = +5^\circ$ суммарное сниже-

ние потерь в решетке составляет около 30%.

На рис. 6 приведена зависимость коэффициента профильных потерь от угла поворота потока в решетке. Кривая на графике описывает результаты численного исследования группы решеток, спроектированных по тем же принципам, что и исходная решетка, но с различными углами входа [5]. Из представленных данных следует: новая решетка может работать с такой же эффективностью, что и гораздо менее нагруженные решетки. Таким образом, цель модернизации профиля достигнута.

Заключение

Выполнена модернизация профиля турбинной решетки с большим поворотом потока, проведено численное исследование течения в решетках до и после модернизации. Согласно расчетам новый профиль имеет более низкие потери во всем исследованном диапазоне скоростей и углов входа.

Проведенные исследования позволили выработать подход к проектированию высоконагруженных турбинных решеток, который будет использован при создании перспективных турбин.

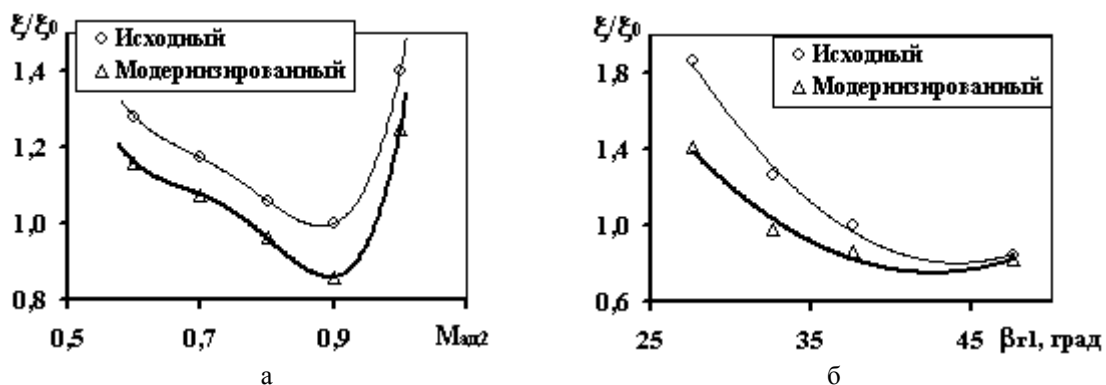


Рис. 4. Относительный коэффициент профильных потерь в зависимости от: а – адиабатического числа Маха на выходе; б – угла входа потока

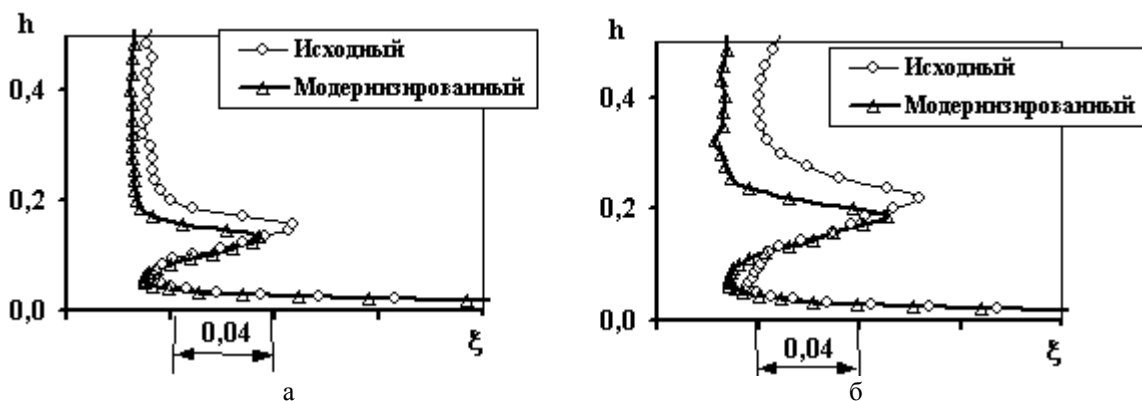


Рис. 5. Распределение коэффициента потерь кинетической энергии по высоте лопатки при $M_{2ад} = 0,9$: а – $i = 0^\circ$; б – $i = +5^\circ$

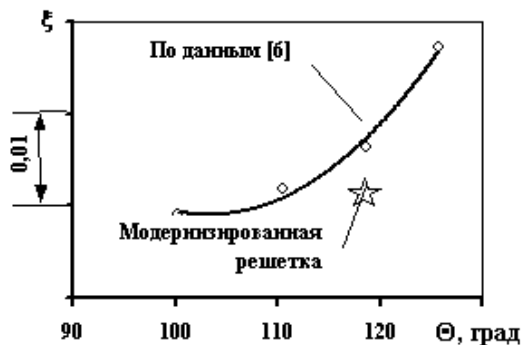


Рис. 6. Коэффициент потерь кинетической энергии в зависимости от угла поворота потока

Литература

1. Хорлок Дж. Х. *Осевые турбины (газовая динамика и термодинамика)* / Х.Дж. Хорлок; пер. с англ. – М., Машиностроение, 1972. – 344 с.
2. *Low Pressure Turbine with High Stage Loading* / R. Vázquez, D. Cadrecha, D. Torre, M. Morales, T. Crespo. – ISOABE 2001-1060.
3. *Атлас экспериментальных характеристик плоских решеток охлаждаемых газовых турбин* /

В.Д. Венедиктов, А.В. Грановский, А.М. Карелин, А.Н. Колесов, М.Х. Мухтаров. – М., ЦИАМ, 1990.

4. Мамаев Б.И. *Профильные потери в турбинной решетке* / Б.И. Мамаев, А.Г. Клебанов // *Теплоэнергетика*. – 1970. – № 6. – С. 33-39.

5. Хомылев С.А. *Численное исследование обтекания турбинных решеток профилей: Часть 2. – Исследование характеристик высоконагруженных решеток* / С.А. Хомылев, С.Б.Резник, С.В. Ершов // *Авиационно-космическая техника и технология. Научно-технический журнал*. – 2008. – № 8 (55). – С. 46-50.

6. Карелин А.М. *Построение решетки турбинных профилей на основе рациональных параметрических кривых. Лопаточные машины и струйные аппараты* / А.М. Карелин // *Труды ЦИАМ*. – М.: ЦИАМ, 1989. – № 1234, вып. 9. – С. 79-89.

7. Ершов С.В. *Численный метод расчета течений невязкого и вязкого газа в решетках профилей* / С.В. Ершов. – *Ин-т пробл. машиностроения АН Украины*. Харьков, 1992. – 83 с. – Деп. в ВИНТИ 29.12.92, N 3696-B92.

8. Menter F.R. *Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications* / F.R. Menter // *AIAA J.* – 1994. – 32, № 11. – P. 1299-1310.

Поступила в редакцию 1.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник отдела В.И. Гнесин, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

РЕЗУЛЬТАТИ АЕРОДИНАМІЧНОГО УДОСКОНАЛЕННЯ ПРОФІЛЮ ВИСОКОНАВАНТАЖЕНОЇ ТУРБІННОЇ РЕШІТКИ

С.О. Хомилев, С.Б. Різник, С.В. Єршов

Наведено результати аеродинамічного удосконалення профілю дозвукової високонавантаженої турбінної решітки з великим кутом повороту потоку для ТНТ сучасного авіадвигуна. Новий профіль відрізняється формою передньої кромки та збільшенням кутом відгину. У результаті модернізації підвищено аеродинамічну ефективність решітки на всіх розглянутих режимах та знижено її чутливість до додатних кутів атаки. Дослідження проведено розрахунковим методом у двовимірному та тривимірному ставленні з урахуванням в'язкості та стисливості, обчислення виконано із застосуванням програмного комплексу FlowER.

Ключові слова: високонавантажена решітка, кут входу, поворот потоку, обтікання, профільні витрати, відрив.

THE RESULTS OF AERODYNAMIC IMPROVEMENT OF THE HIGH LOADED TURBINE CASCADE

S.A. Khomylyev, S.B. Riznyk, S.V. Yershov

The results of the aerodynamic improvement are presented for the profile of subsonic high loaded turbine cascade with high stream turn angle for low pressure turbine of modern aero engine. The new profile differs the form of the front edge and increased of the bending angle. As a result of modernizations the aerodynamic efficiency of cascade is increased on all considered conditions and its sensitivity to positive angle of the attack is decreased. The studies were conducted by calculation method in 2D and 3D statement for viscous and compressible flow, numerical analysis is performed with solver FlowER.

Key words: high loaded turbine cascade, inlet angle, stream turn, flow, profile losses, separation.

Хомылев Сергей Александрович – ведущий конструктор ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com, khomylyev_s@mail.ru.

Резник Сергей Борисович – начальник бригады ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: 03504@ivchenko-progress.com.

Ершов Сергей Владимирович – д-р техн. наук, проф., вед. научный сотрудник Института проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков, Украина, e-mail: sergiy.v.yershov@gmail.com.