

УДК 532.6

С.А. ХОМЫЛЕВ, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье
В.Т. РУДЕНКО, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье
А.В. ЛЮСИНА, ГП «Ивченко-Прогресс», г. Запорожье

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ТУРБИННОЙ РЕШЕТКИ

Представлено результати дослідження впливу форми передньої кромки на аеродинамічну ефективність високонавантаженої турбінної решітки. Дослідження проведено розрахунковим методом у двовимірному ставленні з урахуванням в'язкості та стисливості, обчислення виконано із застосуванням програмного комплексу *FlowER*. Дано рекомендації щодо проектування високонавантажених профілів.

The article represents results of investigation of leading edge shape influence on aerodynamic efficiency of high-loaded turbine cascade. The investigation are executed by calculated method for 2D viscous compressible gas flow using the CFD code *FlowER*. The advices for design of high-loaded profile are given.

Введение

Для высоконагруженных турбинных решеток с большими углами поворота потока характерны малые углы входа и сильно изогнутая форма профиля. Численное исследование подобных решеток [1] показало, что с уменьшением угла входа происходит ухудшение обтекания передней кромки решетки и повышается вероятность отрыва потока на ней. Это делает решетку весьма чувствительной к нерасчетным углам натекания и делает ее эффективной только в узком диапазоне рабочих режимов. Таким образом, профилированию входной кромки высоконагруженных решеток должно быть уделено особое внимание.

Обзор литературы, посвященной этому вопросу, показал, что обобщения и рекомендации, данные разными авторами [2, 3 и др.] носят общий и, часто, противоречивый характер. Основные из них: а) минимальные профильные потери в решетках получены при нулевых или небольших отрицательных углах атаки; б) увеличение радиуса окружности, описывающей переднюю кромку, делает решетку менее чувствительной к нерасчетным углам натекания, но эффективность решетки в расчетных условиях снижается; в) при проектировании решеток с малым углом входа в качестве расчетного предпочтительно назначить небольшой положительный угол атаки. Эти рекомендации могут быть использованы в качестве начального приближения при проектировании решеток, однако, окончательное решение о форме передней кромки зависит от множества режимных и геометрических параметров и для каждой решетки будет индивидуально.

В данной работе приведены некоторые результаты расчетного исследования обтекания группы высоконагруженных турбинных решеток с различной геометрией передних кромок. Исследования проведены в рамках модернизации профиля рабочей лопатки высоконагруженной турбины низкого давления авиационного двигателя. Задача решалась численным моделированием плоского течения вязкого сжимаемого газа с использованием программного комплекса *FlowER 4.4*.

Объект исследования

Объектом исследования является профиль среднего сечения рабочей лопатки промежуточной ступени современной высоконагруженной турбины низкого давления (далее «решетка 1» или «исходная решетка»). Основные геометрические параметры этой

решетки представлены в табл. 1. На базе решетки 1 спроектирована серия решеток с различной геометрией передних кромок (рис. 1), которые разделены на две группы А и Б.

Геометрические параметры решетки 1

Таблица 1

Параметр	Значение
Средний расчетный угол входа потока – β_{1r}	37,6°
Конструктивный угол входа – $\beta_{1к}$	37,6°
Эффективный угол выхода – β_{2e}	23,8°
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

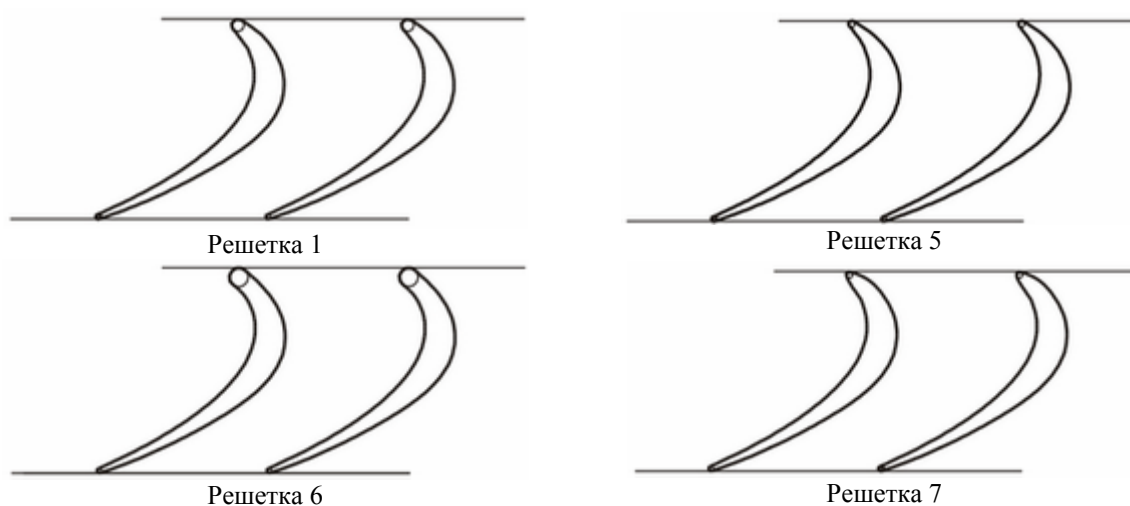


Рис. 1. Исследуемые решетки

В группу А (табл. 2) вошли решетки с 1-ой по 4-ую, для которых варьируемым параметром был конструктивный угол входа (соответственно, угол атаки) при сохранении остальных геометрических параметров. Угол входа для решетки 2 выбран по рекомендациям работы [3], а для решеток 3 и 4 – по результатам исследований [1]. Принципиальная форма этих решеток подобна решетке 1 (на рис. 1 слева сверху).

Геометрические параметры решеток. Группа А

Таблица 2

Параметр	Решетка 1	Решетка 2	Решетка 3	Решетка 4
Конструктивный угол входа – $\beta_{1к}$	37,6°	45,6°	34,6°	30,6°
Расчетный угол атаки – $(\beta_{1к} - \beta_{1r})$	0°	+8°	-3°	-7°

В решетках группы Б (№ 1, 5, 6, 7) варьировались толщина передней кромки и ее угол заострения (табл. 3). Согласно рекомендациям [2] увеличение радиуса вписанной окружности должно привести к повышению устойчивости профиля б к нерасчетным углам натекания, а его уменьшение в решетке 5 – к снижению профильных потерь относительно исходной решетки в расчетной точке.

Таблица 3

Геометрические параметры решеток. Группа Б

Параметр	Решетка 1	Решетка 5	Решетка 6	Решетка 7
Угол заострения входной кромки – ω_1	15,3°	19,4°	2,5°	30,0°
Отношение толщины входной кромки к хорде – d_1/l	0,051	0,026	0,077	0,026

При профилировании решеток с 1-ой по 6-ую применена стандартная собственная методика предприятия ГП «Ивченко-Прогресс», в основе которой лежат работы ЦИАМ [4, 5 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.

В решетке 7 применен нестандартный подход, при котором сторона давления описана двумя кривыми, а сторона разрежения – тремя. Это позволило значительно увеличить угол заострения передней кромки, сохраняя приемлемой ее толщину.

Для каждой из решеток выполнена серия расчетов в широком диапазоне чисел Маха (от 0,6 до 1,15), которые показали, что для всех решеток оптимальный режим находится около $M_{2ад} = 0,9$. При этих числах Маха решетки были исследованы в практически значимом диапазоне углов входа потока от 27,6° до 47,6°.

Расчетный метод. Параметры моделирования

В настоящей работе использовался метод расчета течения вязкого газа, реализованный в программном комплексе FlowER. Подробное описание данного метода приведено в работе [6]. Задача решалась в двухмерной постановке, на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Моделирование турбулентных эффектов осуществлялось посредством $k-\omega$ (SST) модели Ментера [7]. Уравнения решались численно неявной разностной схемой второго порядка точности [6].

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

В качестве исходных данных приняты: полное давление, полная температура, направление потока на входе и статическое давление на выходе из решетки. Рабочее тело – вязкий сжимаемый газ. Начальная турбулентность потока 5 %. Все рассмотренных ниже расчеты проведены на режиме $M_{2ад} = 0,9$ при числах Рейнольдса $Re = 10^6$.

Результаты численного исследования

На рис. 2 приведено распределение чисел Маха на передней кромке исследуемых решеток при расчетном угле натекания. Из приведенных данных видно:

– на профилях с 1-ый по 6-ой со стороны разрежения происходит интенсивный разгон потока, который замыкается скачком уплотнения. С увеличением угла атаки скачек усиливается. Такой характер обтекания повышает вероятность отрыва потока даже при расчетном угле входа, что и зафиксировано на решетке 2, которая обтекается здесь с положительным углом атаки;

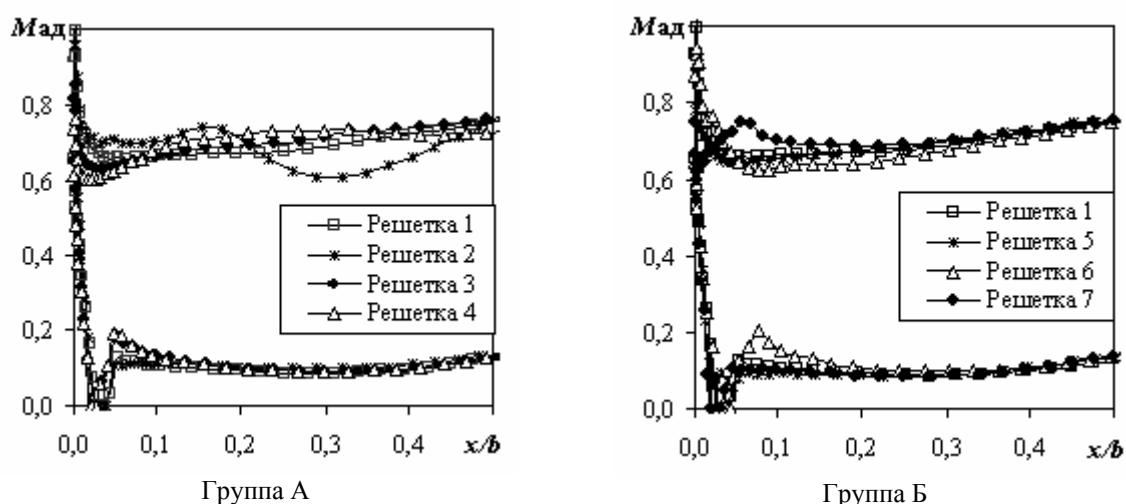


Рис. 2. Распределение адиабатических чисел Маха по обводам решеток (x – координата вдоль осевой хорды; b – осевая хорда) при $\beta_{1r} = 37,6^\circ$

– с уменьшением геометрического угла входа (в группе А) и увеличением толщины кромки (в группе Б) повышается интенсивность диффузорного участка со стороны давления. Эта особенность может ухудшить обтекание при увеличении угла входа;

– среди рассмотренных профиль 7 имеет принципиально другой характер течения. Здесь небольшой разгон потока со стороны разрежения оканчивается незначительным диффузорным участком, который не нарушает устойчивости течения. Со стороны давления торможение отсутствует.

В табл. 4 и 5 представлены относительные потери кинетической энергии ξ/ξ_0 (ξ_0 – коэффициент профильных потерь в решетке 1 при $M_{2ад} = 0,9$ и $i = 0^\circ$) в решетках группы А и Б соответственно при различных углах входа потока.

Таблица 4

Относительные потери кинетической энергии в решетках. Группа А

№ решетки	$\beta_{1r} = 27,6^\circ$	$\beta_{1r} = 32,6^\circ$	$\beta_{1r} = 37,6^\circ$	$\beta_{1r} = 47,6^\circ$
1	1,866	1,310	1,000	0,848
2	1,907	1,777	1,125	0,845
3	1,871	1,186	0,971	0,879
4	1,934	1,156	1,006	0,909

Таблица 5

Относительные потери кинетической энергии в решетках. Группа Б

№ решетки	$\beta_{1r} = 27,6^\circ$	$\beta_{1r} = 32,6^\circ$	$\beta_{1r} = 37,6^\circ$	$\beta_{1r} = 47,6^\circ$
1	1,866	1,310	1,000	0,848
5	2,177	1,342	1,022	0,859
6	2,012	1,316	1,003	0,871
7	1,843	1,158	0,955	0,847

Из данных таблицы 4 следует:

– зависимость потерь от угла входа для всех решеток имеет типичный характер – с уменьшением угла входа потока потери энергии возрастают. Для каждой из решеток

минимальные потери получены при максимальном угле входа $\beta_{1r} = 47,6^\circ$, углы атаки здесь составили от -2° для решетки 2 до -17° для решетки 4; максимальные потери получены при $\beta_{1r} = 27,6^\circ$ и углах атаки от $+18^\circ$ до $+3^\circ$ соответственно;

– при угле входа потока $\beta_{1r} = 47,6^\circ$ отличие в эффективности решеток находится в пределах 7% и зависимость потерь от геометрического угла входа не имеет четко выраженного экстремума. Анализ течения показал, что решетки 1 и 2 имеют здесь более благоприятное обтекание, а в решетке 3 получен незначительный отрыв потока со стороны давления, который усиливается в решетке 4. Однако этот отрыв не привел к существенному увеличению потерь. Оптимальные геометрические углы входа здесь лежат в диапазоне от 39° до 45° ;

– при расчетном угле натекания $\beta_{1r} = 37,6^\circ$ влияние геометрического угла решетки становится более значительным. Эту зависимость можно описать параболой, которая имеет минимум при $\beta_{1k} = 34,3^\circ$. Худшее обтекание получено в решетке 2, где положительный угол атаки 8° вызвал отрыв потока со стороны разрежения (см. рис. 2), что и привело к заметному росту потерь;

– при уменьшении угла потока до $\beta_{1r} = 32,6^\circ$ в решетке 2 уже возникает масштабный отрыв потока, который занимает более 20% длины стороны разрежения и сопровождается значительными потерями. Небольшой отрыв получен также в решетке 1 и, в меньшей степени, в решетке 3, где появились положительные углы атаки. Течение в решетке 4 остается безотрывным, при этом оптимальный конструктивный угол входа решетки составляет около 30° ;

– при дальнейшем уменьшении угла входа во всех решетках течение становится одинаково отрывным и неустойчивым, а их эффективность снова сближается. В решетке 2 получен наиболее масштабный отрыв, однако качественно картина течения уже меняется мало, поэтому прирост потерь получен наименьший. Наибольший прирост потерь получен для решетки 4, в которой угол атаки стал положительным и принципиально поменялся характер течения. В данном случае оптимальный геометрический угол составит 36° .

Таким образом, выбор положительного угла атаки в расчетной точке оказался неоправданным; решетка 2 обтекается с повышенными потерями на большинстве рассмотренных режимов. Выбор отрицательного угла атаки может быть более эффективным. Однако, слишком малый угол входа делает профиль более изогнутым, уменьшает геометрическую конфузурность канала, суживает диапазон эффективного применения. По совокупности факторов в группе А наиболее эффективной оказалась решетка 3, для которой расчетный угол атаки составляет -3° . Эту величину, по видимому, можно рекомендовать для рассматриваемой решетки, при этом снижение потерь по режимам может составить до 10%.

Результаты исследования решеток группы Б (таблица 5) показали следующее:

– при угле натекания потока $\beta_{1r} = 32,6^\circ \dots 47,6^\circ$ эффективность решеток, спрофилированных стандартным методом, незначительно зависит от толщины передней кромки (в рассмотренных пределах d_1/l). Основное отличие состоит в том, что решетка 6, с утолщенной кромкой, оказалась более предрасположенной к отрыву потока со стороны давления (при отрицательных углах атаки), в то время как в решетке 5, с тонкой кромкой, более высокая вероятность отрыва со стороны разрежения;

– при положительном угле атаки 10° во всех решетках получено отрывное течение, что затрудняет количественное сравнение их эффективности, однако можно отметить, что в решетке 5 масштаб отрыва наибольший;

– применение специального профилирования передней кромки сделало распределение скоростей на входе в решетку 7 более благоприятным как со стороны разрежения (что особенно важно), так и со стороны давления (рис. 2). В результате эта решетка оказалась

наименее восприимчивой к изменению угла натекания, течение в ней сохраняется безотрывным при $\beta_{1r} = 32,6^\circ \dots 47,6^\circ$ (рис. 3), а потери энергии минимальны среди решеток данной группы.

По результатам анализа течения в решетках группы Б можно сделать вывод, что выбранные при проектировании исходной решетки значения толщины и угла заострения передней кромки являются рациональными. Дальнейшее усовершенствование формы передней кромки рассматриваемой решетки в рамках стандартного метода ограничено. Для снижения потерь на передней кромке и повышения атакоустойчивости профиля можно рекомендовать подход, примененный в решетке 7, при этом ожидаемый прирост эффективности в работе составляет от 4 до 12 %.

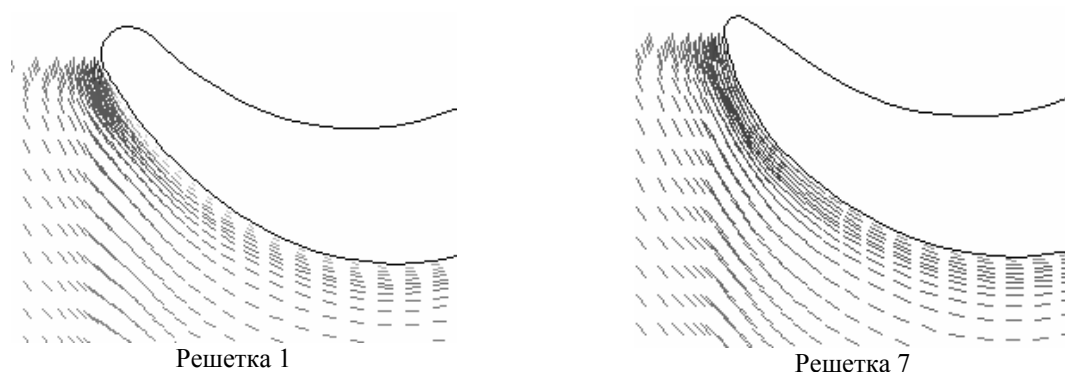


Рис. 3. Вектора скоростей на входе в решетки 1 и 7 при $\beta_{1r} = 32,6^\circ$

Выводы

Выполнено численное исследование влияние формы передней кромки на эффективность высоконагруженной турбинной решетки в широком диапазоне углов входа потока. Результаты исследования показали, что при проектировании решеток с малым углом входа в расчетных условиях при прочих равных геометрических характеристиках предпочтительно назначить небольшой отрицательный угол атаки. Это позволит несколько снизить потери при заданном угле входа и расширить диапазон эффективного применения. Тот же результат можно получить при проектировании решетки с нулевым углом атаки, но специальным профилированием передней кромки.

Список литературы: 1. *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.* – Харьков: НАКУ «ХАИ». – 2008. – №8(55). – С. 46-50. 2. *Локай В.И.* Газовые турбины двигателей летательных аппаратов / В.И. Локай, В.А. Максимова, В.А. Стрункин. – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с. 3. *Аронов Б.М.* Профилирование лопаток авиационных газовых турбин / Б.М. Аронов, М.И. Жуковский, В.А. Журавлев. – М.: Машиностроение, 1978. – 168 с. 4. *Карелин А.М.* Построение решетки турбинных профилей на основе рациональных параметрических кривых. Лопаточные машины и струйные аппараты // *Труды № 1234.* – Вып. 9. – М.: ЦИАМ, 1989. – С. 79-89. 5. *Венедиктов В.Д.* 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. – 393 с. 6. *Ершов С.В.* Численный метод расчета течений невязкого и вязкого газа в решетках профилей // *Ин-т пробл. машиностроения АН Украины.* Харьков, 1992. – 83 с. – Деп. в ВИНТИ 29.12.92, N 3696-B92. 7. *Menter F.R.* Two-equation eddy viscosity turbulence models for engineering applications // *AIAA J.* – 1994. – 32, № 11. – P. 1299-1310.