

**ПАРОТУРБИННЫЕ, ГАЗОТУРБИННЫЕ,
ПАРОГАЗОВЫЕ УСТАНОВКИ
И ИХ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

**ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТУРБИННЫХ ВЕНЦОВ
ПРИ НЕРАВНОМЕРНЫХ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЯХ НА ВХОДЕ**

© 2021 г. **И. В. Афанасьев^а, А. В. Грановский^а*, В. К. Костеж^а, В. Г. Крупа^б, Е. Ю. Марчуков^с**

^а*Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки, ул. Касаткина, д. 13, Москва, 129301 Россия*

^б*Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова (ЦИАМ),
Авиамоторная ул., д. 2, Москва, 111116 Россия*

^с*Московский авиационный институт, Волоколамское шоссе, д. 4, Москва, 125993 Россия*

**e-mail: andrey.granovskiy@yandex.ru*

Поступила в редакцию 29.07.2020 г.

После доработки 27.09.2020 г.

Принята к публикации 21.10.2020 г.

Венцы паровых и газовых турбин, кроме первого соплового венца, работают при таких условиях потока на входе, которые создаются расположенными перед ними ступенями. В частности, условия потока на входе в сопловые лопатки (СЛ) турбины низкого давления (ТНД) зависят от расположенной впереди турбины высокого давления (ТВД). Первые ступени газовых турбин, как правило, охлаждаемые и трансзвуковые с высоким уровнем потерь энергии, поэтому на входе в ТНД неравномерность радиального распределения углов потока, полного давления и полной температуры может быть весьма существенной. Это приводит к повышенному уровню профильных и вторичных потерь в венцах ТНД. Обычно сопловые лопатки ТНД имеют меридиональное раскрытие вдоль внутренних и внешних обводов проточной части, которое вызывает интенсификацию вторичных течений и, соответственно, увеличение вторичных потерь. Для минимизации таких негативных влияний на работу сопловой лопатки ТНД, как неравномерные распределения параметров потока на входе в нее, меридиональное раскрытие и неблагоприятное относительное удлинение, была увеличена ширина лопатки для уменьшения меридионального угла раскрытия, а также применено трехмерное проектирование сопловых лопаток для снижения вторичных потерь. В частности, были исследованы варианты сопловых лопаток ТНД различной пространственной конфигурации: с обратным изгибом, саблевидные и наклонные в окружном направлении. Существенное изменение формы сопловых лопаток ограничивалось конструкцией системы охлаждения сопловой лопатки, в состав которой входит дефлектор во внутренней полости лопатки, предназначенный для повышения эффективности охлаждения. В результате был найден компромисс между аэродинамическими характеристиками и ограничениями со стороны системы охлаждения.

Ключевые слова: неравномерные граничные условия на входе в сопловую лопатку, сопловая лопатка турбины низкого давления, вторичные течения и потери, пространственное проектирование сопловой лопатки, меридиональный угол раскрытия

DOI: 10.1134/S0040363621050015

Один из способов повышения аэродинамической эффективности сопловых лопаток с меридиональным углом раскрытия состоит в увеличении осевой ширины решетки. С одной стороны, это уменьшает угол меридионального раскрытия φ_1 (рис. 1) проточной части, но, с другой стороны, приводит к снижению относительного удлинения сопловой лопатки h/B (где h – высота лопатки по выходной кромке; B – ширина лопатки на среднем диаметре), что может вызвать рост вторичных потерь. Поэтому необходимо найти баланс между увеличением ширины лопатки и снижением ее относительного удлинения. Учитывая, что с увеличением ширины охлаждаемой лопатки растет площадь ее поверхности и, соответствен-

но, расход охлаждающего воздуха, необходимо сократить число сопловых лопаток ТНД для сохранения суммарной площади их поверхности. Однако из-за возрастающей при этом нагрузки на отдельную сопловую лопатку повышаются вторичные потери. Поэтому при создании такого соплового аппарата очень важно найти компромисс между повышенными аэродинамическими показателями и эффективностью системы охлаждения.

При проектировании венцов турбины нужно знать реальные условия их работы, чтобы минимизировать разницу между расчетными и фактическими характеристиками. Однако в большинстве статей, посвященных аэродинамическим исследо-

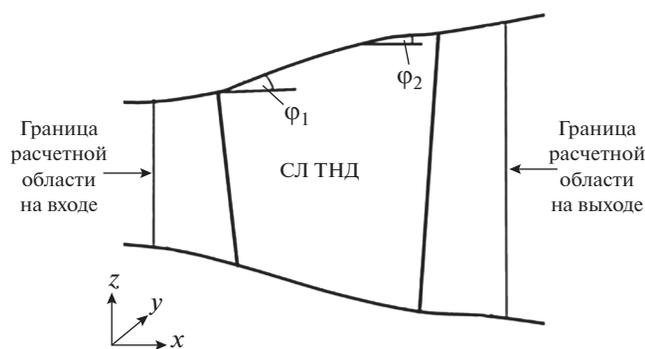


Рис. 1. Расчетная область сопловой лопатки ТНД.
 φ_1 , φ_2 – угол меридионального раскрытия на входе в лопатку и выходе из нее соответственно

ваниям компонентов газовых турбин, численные данные сравниваются с экспериментальными, которые получены при идеализированных, часто равномерных, граничных условиях на входе в лопаточные венцы, не соответствующих реальным граничным условиям при работе турбины. Некоторые авторы исследовали влияние неравномерного потока, созданного камерой сгорания, на первую ступень турбины. В работах [1, 2] имитировали различное радиальное распределение полного давления и полной температуры перед первым сопловым аппаратом, чтобы оценить их влияние на формирование вторичных течений. В [3] исследовали шесть решеток сопловых лопаток ТНД, в которых учет входящих вихревых следов и турбулентности потока позволил более точно прогнозировать потери.

Другая цель при проектировании сопловых лопаток ТНД – это снижение вторичных потерь. Первые предложения по использованию саблевидных сопловых лопаток и формированию обводов торцов для снижения вторичных потерь были выдвинуты в работах М.Е. Дейча и его сотрудников [4, 5]. В [6] дан обзор некоторых проблем, возникающих при изучении вторичных потерь, и сформулированы цели дальнейших исследований. Основная идея изобретения [7] заключается как в обеспечении увеличения расхода рабочего тела через центральную часть межлопаточного канала, где потери ниже, так и в уменьшении расхода у торцевых поверхностей, где потери выше. В [8] проанализировано влияние различных трехмерных конфигураций на структуру потока и потери в лопатках турбины, а в [9] предложено использовать профили с увеличенной толщиной для уменьшения отрывных зон на вогнутой поверхности, которые возникают из-за применения отрицательных углов атаки на лопатках, в целях снижения вторичных потерь. В [10] показано, что использование саблевидных сопловых лопаток в двухступенчатой турбине позволило уменьшить вторичные потери. Сочетание наклона и искривления последней сопловой лопатки трехступен-

чатой паровой турбины [11] приводит к радиальному перераспределению массового расхода и позволяет сократить вторичные потери.

В настоящей работе выполнено численное исследование сопловых лопаток ТНД при неравномерных условиях на входе, создаваемых расположенной перед ней ступенью ТВД, для повышения их аэродинамической эффективности. Неравномерность радиального распределения параметров потока на входе является причиной интенсификации вторичных течений и соответствующего увеличения вторичных потерь в сопловых лопатках ТНД. Поскольку исследуемая сопловая лопатка работает в трансзвуковом диапазоне скоростей на выходе, то в процессе проектирования крайне важно использовать граничные условия, которые максимально соответствуют реальным рабочим условиям.

Снижение вторичных потерь достигается увеличением осевой ширины сопловой лопатки, уменьшением угла меридионального раскрытия φ_2 в ее выходной части и применением трехмерного проектирования. Поскольку эта сопловая лопатка охлаждается, то, для того чтобы площадь поверхности соплового аппарата оставалась прежней, количество лопаток было уменьшено на пять. Кроме того, при проектировании необходимо было учесть, что для повышения эффективности охлаждения во внутреннюю полость сопловой лопатки требуется поместить дефлектор.

МЕТОДИКА РАСЧЕТНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Расчетное исследование вариантов сопловых лопаток проводилось по программе 3D NS решения уравнений Навье – Стокса для отдельного венца. В целях обобщения и визуализации численных результатов, полученных с помощью программы 3D NS и представленных в таблице, для вариантов сопловых лопаток 0 и 5 использовалась коммерческая программа ANSYS CFX. На рис. 1 показана расчетная область с исследованной сопловой лопаткой ТНД. Граничные условия для расчетов задаются на границах расчетной области.

В программе 3D NS [12] для интегрирования уравнений Навье – Стокса применяется релаксационная версия неявно определенной бездивергентной схемы С.К. Годунова с высокой разрешающей способностью. Данная численная схема выделяется монотонной сходимостью численных решений, которая достигается благодаря использованию точного автомодельного решения проблемы Римана на границах ячеек расчетной сетки.

Для аппроксимации конвективных компонент исходной системы уравнений применяется параболическое распределение параметров потока внутри каждой ячейки расчетной сетки. Вязкост-

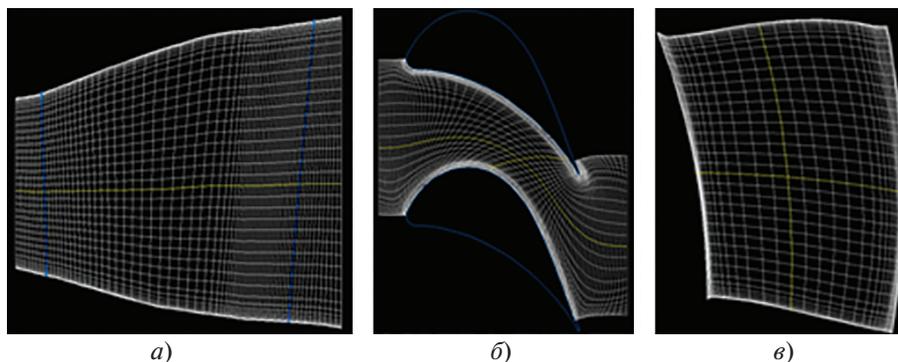


Рис. 2. Проекция пространственной расчетной О–Н-сетки [размерность Н-сетки (70 × 64 × 60) и О-сетки (100 × 18 × 60)] для вычислений по программе 3D NS на сечения расчетной области xz (а), xy (б) и yz (в)

ные члены аппроксимируются с помощью центральных разностей. Влияние турбулентной вязкости описывается дифференциальной моделью $q-\omega$ [13]. В структурированной автоматически построенной О–Н-сетке (рис. 2) содержится около 3.78×10^5 ячеек. Здесь одна сетка переходит в другую: в сечении xy (см. рис. 2, б) узкий слой вокруг профиля – это О-сетка, далее – Н-сетка. Применение О–Н-сетки позволяет повысить точность вычислений вблизи поверхности пера лопатки и выделить особые точки в структуре потока. Это достигается применением экспоненциального закона уменьшения размера ячеек по мере приближения к поверхности примерно в пределах пограничного слоя. При таком подходе значение параметра y^+ , характеризующего численную точность расчетов, в первой ячейке на стенке всегда было $y^+ < 1$, что указывает на высокую точность расчета, реализованного на основе топологии используемой расчетной сетки.

На рис. 3 показаны расчетная область и сгенерированная с помощью программы ANSYS ICEM неструктурированная сетка для расчетов по программе ANSYS CFX. Общее количество ячеек составило 2.1 миллиона, что при использовании SST-модели турбулентности позволяет учесть основные особенности потока. Для расчетной области переносные границы в направлении шага являются периодическими. Граничные условия для расчетов были такими же, как и для расчетов по программе 3D NS.

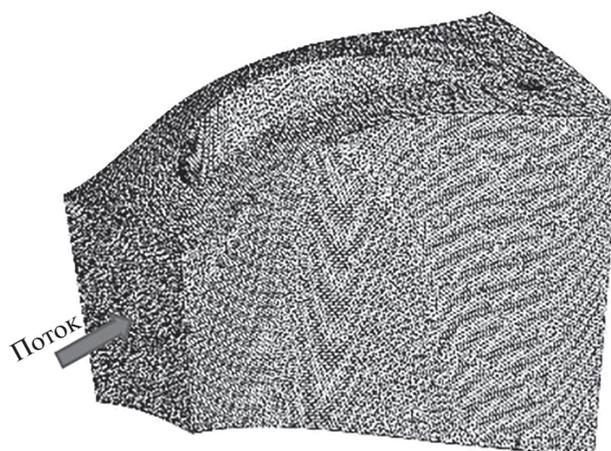


Рис. 3. Вид расчетной области с неструктурированной расчетной сеткой для расчетов по программе ANSYS CFX

НЕРАВНОМЕРНЫЕ ГРАНИЧНЫЕ УСЛОВИЯ

Неравномерные граничные условия для ТНД генерируются расположенной впереди нее ступе-

Исследованные варианты сопловых лопаток ТНД

Вариант i	Число лопаток в ТНД	Форма лопатки	Относительное удлинение h/B	ξ_i/ξ_0^*	Периметр лопатки в среднем сечении, мм
0	33	Прямая	1.32	1.000	264.343
1	33	Прямая	1.20	0.820	280.810
2	28	Прямая	1.17	0.930	252.416**
3	28	С обратным изгибом	1.16	0.910	255.448**
4	28	Саблевидная	1.15	1.003	255.448**
5	28	Наклонная	1.17	0.885	252.416**

* Отношение коэффициентов потерь.

** Значение периметра дано с учетом уменьшения количества лопаток, и оно было пересчитано с использованием масштабного коэффициента $k_M = 28/33 = 0.848$.

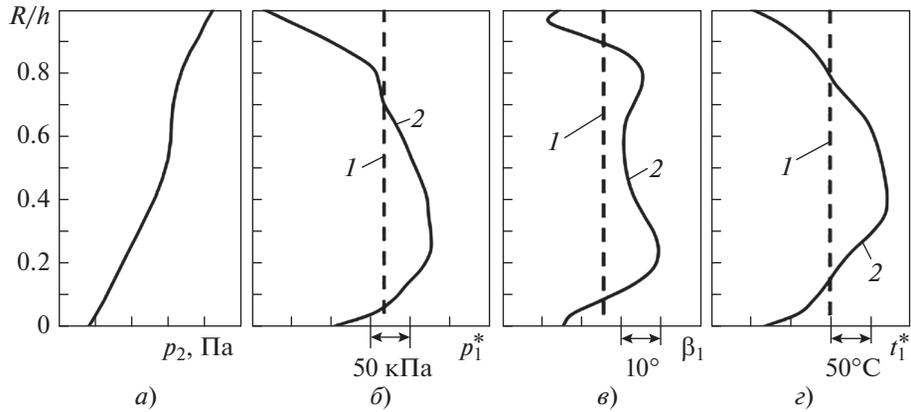


Рис. 4. Равномерные (1) и неравномерные (2) граничные условия для проведения расчетов: статическое давление на выходе p_2 (а), полное давление на входе p_1^* (б), угол потока на входе β_1 (в) и полная температура на входе t_1^* (г)

нию ТВД. На рис. 4 показаны неравномерные и равномерные распределения параметров (граничные условия), которые задаются на границах расчетной области для всех исследуемых вариантов как функции относительного радиуса R/h . Для всех вычислений радиальное распределение статического давления p_2 на выходе из соплового венца было задано в соответствии с законом радиального равновесия, а перепад давлений p_{1cp}^*/p_{2cp} (здесь p_{1cp}^* и p_{2cp} — осредненные значения полного давления на входе в сопловой венец и статического давления на выходе из него) в расчетной точке соответствовал изоэнтропическому числу Маха за сопловым аппаратом $M_{2is} = 0.962$.

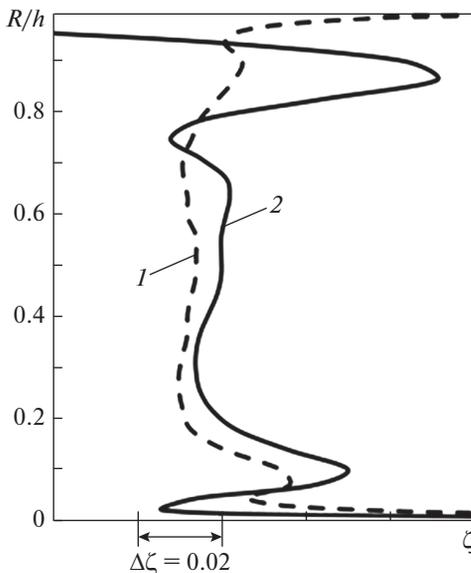


Рис. 5. Радиальные распределения потерь ζ для равномерных (1) и неравномерных (2) граничных условий

Для оценки влияния неравномерных и равномерных граничных условий на входе на характеристики распределения потерь по высоте были выполнены расчеты сопловой лопатки ТНД для обоих типов граничных условий. На рис. 5 видно, что при равномерных граничных условиях радиальное распределение расчетных потерь ζ более однородно, чем при неравномерных (здесь $\Delta\zeta$ — цена деления шкалы). Неравномерные граничные условия приводят к существенной интенсификации вторичных течений и повышению уровня вторичных потерь. Поэтому для более точной оценки аэродинамических свойств лопаток необходимо в процессе проектирования принимать во внимание неравномерность граничных условий на входе в лопатки, которые создаются ступенью, расположенной перед ТНД.

Особенность результатов расчетов при значительной неравномерности граничных условий на входе в лопатки состоит в повышении полного давления от входа к выходу в слое изменения относительного радиуса $0.9 < R/h < 1.0$. В этом слое интенсивное вихревое течение может приводить к усложнению структуры течения на периферии лопаток, вызывая сильную радиальную миграцию линий тока. При этом, когда потери определяются в соответствии со стандартным подходом, т.е. сравнением осредненных значений полного давления на входе p_{1cp}^* и полного давления на выходе p_{2cp}^* на одинаковых относительных радиусах (R/h), то может быть получен физически некорректный результат. Поскольку результаты расчетов в слое $0.9 < R/h < 1.0$ могут вводить в заблуждение, они здесь не приводятся. Тем не менее, имеется по крайней мере одна работа [11], где отмечается повышение полного давления, когда $p_2^* > p_1^*$ (отрицательные потери) в окрестности торцевой поверхности на периферии.

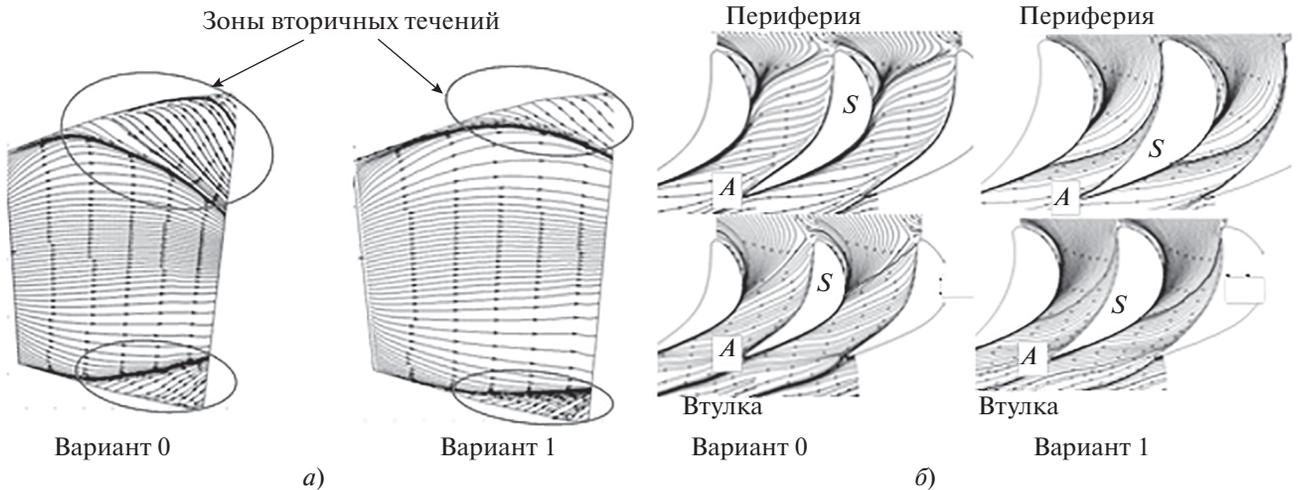


Рис. 6. Распределение линий тока на выпуклой поверхности (а), на втулке и периферии (б)

КОНСТРУКЦИИ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК

Некоторые параметры исследованных вариантов сопловых лопаток представлены в таблице. Потери во всех вариантах нормализованы относительно уровня потерь в варианте 0 (базовом), где $\zeta_i/\zeta_0 = 1$ при $i = 0$. Принимая во внимание меридиональное раскрытие сопловой лопатки ТНД, при проектировании варианта 1 приняли решение увеличить ее осевую ширину, чтобы уменьшить угол меридионального раскрытия φ_2 на выходе из лопатки (см. рис. 1) и, соответственно, снизить вторичные потери. Однако при этом происходит уменьшение относительного удлинения и увеличение периметра профиля Π и, соответственно, площади поверхности сопловой лопатки. Из таблицы видно, что уровень потерь в варианте 1 на 18% меньше, чем в исходном варианте 0. В то же время увеличение периметра профиля и площади поверхности неблагоприятно для системы охлаждения соплового аппарата, поэтому, чтобы последняя оставалась прежней, при разработке других вариантов число сопловых лопаток в ТНД было уменьшено на пять, т.е. в вариантах 2–5 оно составляет 28 вместо 33 в вариантах 0 и 1. При этом масштабный коэффициент равен $k_M = 28/33 = 0.848$, а периметр для вариантов 2–5 определяется как

$$\Pi_{28} = \Pi_{0_28} \times k_M,$$

где Π_{0_28} – исходный периметр широких лопаток.

Из таблицы видно, что периметр в вариантах 2–5 меньше, чем в вариантах 0 и 1, что более целесообразно для эффективного охлаждения СЛ ТНД.

Варианты 0 и 1. Охлаждаемые сопловые лопатки (в ТНД их 33 шт.) вариантов 0 и 1 имеют прямую форму и постоянный конструктивный угол

входа $\beta_{1к}$ вдоль радиуса, который соответствует углу потока β_1 на входе в лопатку на среднем диаметре. Пространственное проектирование лопаток проводили с использованием базовых сечений, которые представляют собой плоские решетки профилей, расположенных на заданных радиусах. Для формирования прямых сопловых лопаток достаточно двух сечений в районе втулки и периферии. При необходимости изгиба лопатки добавляется еще одно базовое сечение на среднем диаметре. В принципе, разработчик может сформировать любое количество базовых сечений. Лопаточный профиль базовой плоской решетки проектируется с помощью полиномов Безье и стандартного набора геометрических параметров для формирования турбинной решетки. При разработке плоской решетки анализируются распределение скорости по обводам профиля и уровень профильных потерь. Пространственная поверхность лопатки формируется с использованием спроектированных базовых решеток.

При проектировании варианта 1 на базе варианта 0 были выполнены следующие шаги:

- применение откорректированных плоских профилей базовых сечений с увеличенной толщиной лопатки и уменьшенным углом ее установки, чтобы благодаря созданию отрицательного угла атаки избежать отрывных зон на вогнутой поверхности;

- увеличение осевой ширины лопатки для уменьшения угла раскрытия φ_2 на выходе из лопатки;

- введение отрицательного угла атаки для снижения поперечного перепада давления между вогнутой и выпуклой поверхностями.

На рис. 6, а показано распределение линий тока на выпуклой поверхности для лопаток вариантов 0 и 1. Видны значительные зоны вторичных течений на выпуклой поверхности в варианте 0.

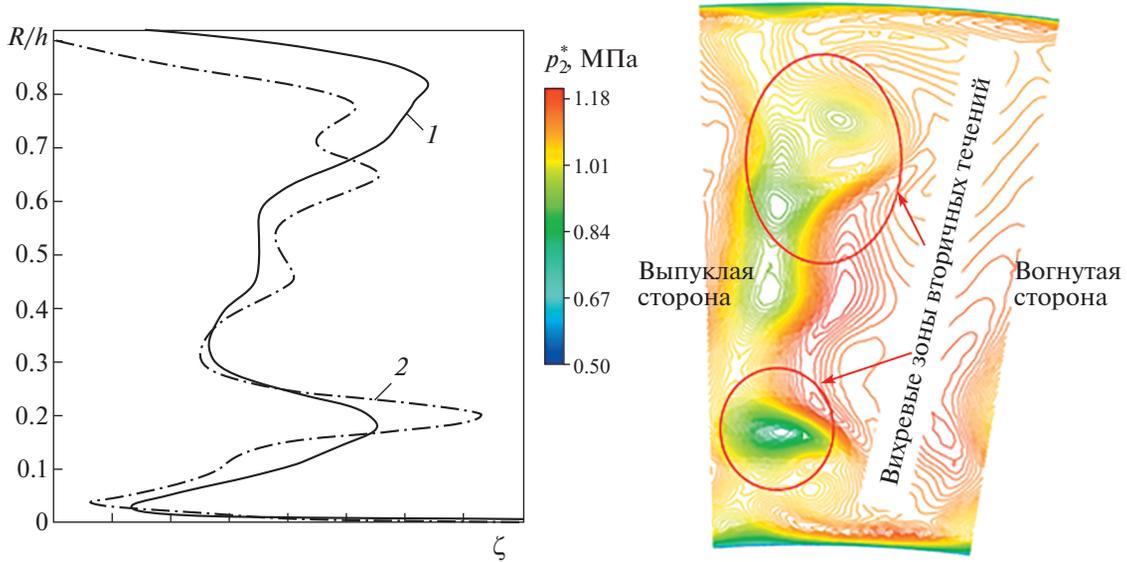


Рис. 7. Расчетное распределение параметров для варианта 0: *a* – радиальное распределение потерь, расчет по 3D NS (1) и CFX (2); *b* – изобары p_2^* в сечении, расположенном за выходными кромками, расчет по CFX

В варианте 1 с увеличенной осевой шириной лопатки эти зоны значительно меньше. На рис. 6, *b* приведено распределение линий тока на торцевых поверхностях на периферии и у втулки для вариантов 0 и 1. На рис. 6, *b* видно, что критическая линия тока на торцевых поверхностях в варианте 0 проходит от вогнутой поверхности до точки *S* на выпуклой поверхности соседней сопловой лопатки, где поток со стороны вогнутой поверхности

начинает взаимодействовать с основным потоком на выпуклой поверхности, индуцируя вторичные течения в окрестности выпуклой поверхности. Таким образом, отрезок линии *A–S* на выпуклой поверхности показывает протяженность зон проекций вторичных течений на выпуклой поверхности. На рис. 6, *b* видно, что в варианте 1 поток с вогнутой поверхности достигает выпуклой поверхности на торцах значительно ниже по потоку, чем в варианте 0 (точка *S* расположена ближе к выходной кромке). Это также указывает на уменьшение интенсивности вторичных течений в варианте 1 по сравнению с вариантом 0.

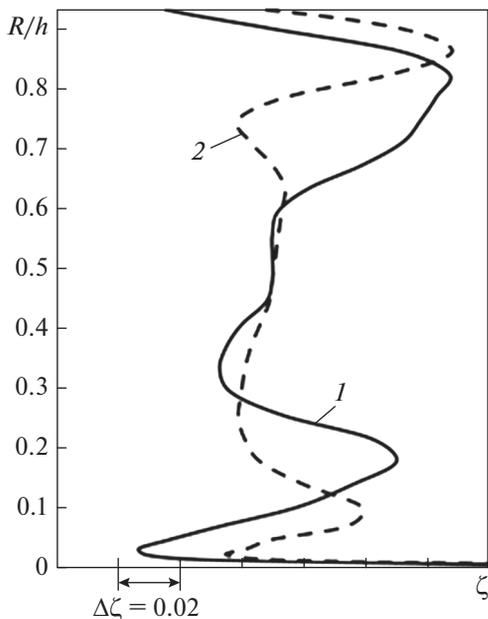


Рис. 8. Радиальное распределение потерь, расчет по программе 3D NS вариантов 0 (1) и 1 (2)

Для обобщения и визуализации результатов, полученных с использованием программы 3D NS, для варианта 0 были также выполнены расчеты с помощью программы CFX. На рис. 7, *a* показано радиальное распределение потерь. Можно видеть, что оба метода дают качественно подобные результаты. Распределение изобар p_2^* на рис. 7, *b* в сечении, расположенном за выходными кромками, отчетливо демонстрирует вихревые зоны вторичных течений возле выпуклой поверхности.

На рис. 8 представлено распределение потерь по высоте лопатки для вариантов 0 и 1, полученное по программе 3D NS. Видно значительное уменьшение зон вторичных потерь в модифицированном варианте 1, где уровень потерь на 18% ниже, чем в варианте 0. Таким образом, не меняя конструкцию системы охлаждения лопатки и предполагая, что коэффициенты теплопередачи те же самые (что хорошо подтверждается на прак-

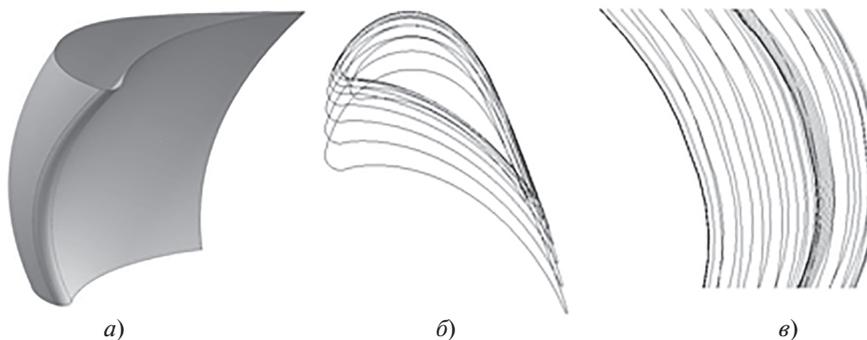


Рис. 9. Сопловая лопатка с обратным изгибом (вариант 3)

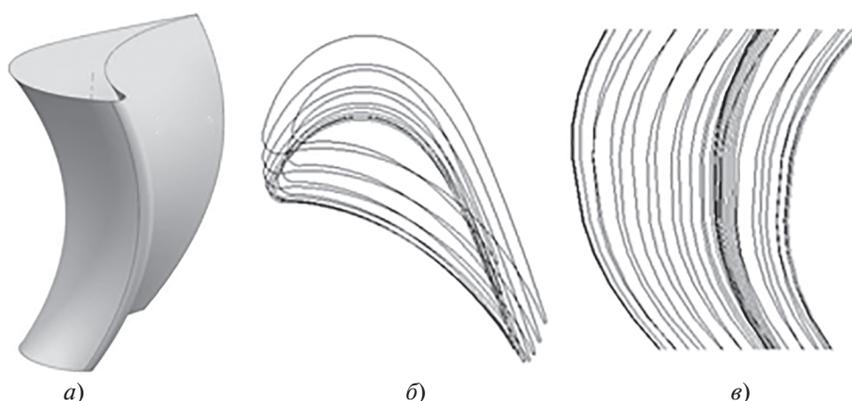


Рис. 10. Саблевидная сопловая лопатка (вариант 4)

тике), эффективность системы охлаждения и массовый расход охлаждающего воздуха можно сохранить неизменными.

Варианты 3 и 4. В лопатках по варианту 2, полученному из варианта 1 путем уменьшения их числа в ТНД до 28 шт., потери увеличились на 10% по сравнению с вариантом 1, поэтому для сохранения уровня потерь, соответствующих варианту 1, были спроектированы трехмерные сопловые лопатки с обратным изгибом (вариант 3) [7, 8] и саблевидные (вариант 4) [4]. Эти варианты формировались на основе одних и тех же трех базовых сечений. Различная форма лопаток получалась в результате смещения среднего базового сечения вдоль оси y (см. рис. 1) либо в положительном, либо в отрицательном направлении. Поверхность венца создавалась на основе плоских базовых сечений путем построения порций поверхности. При этом использовались сегменты параметрических полиномов базовых сечений и их сплайновая интерполяция по высоте венца. В результате образовалась поверхность, состоящая из порций, которые описываются параметрическими уравнениями пятого порядка, обеспечивающими непре-

рывность и гладкость второго порядка на границах этих порций поверхности. Результат формирования поверхности лопатки при создании варианта 3 показан на рис. 9, *a*, каркас этой сопловой лопатки, соответствующий распределению плоских сечений по высоте, – на рис. 9, *б*, а проекция вертикальных образующих лопатки на плоскость yz , которая демонстрирует искривление сопловой лопатки, – на рис. 9, *в*.

Противоположная форма – саблевидная (вариант 4), созданная путем формирования поверхности лопатки на основе тех же самых плоских базовых сечений, приведена на рис. 10.

На рис. 11 представлены распределения числа M_{is}^1 вдоль поверхности сопловой лопатки для вариантов 3 и 4. Можно видеть, как плавное изменение числа M_{is} в среднем сечении в варианте 3 (см. критические линии тока на рис. 12, *a*) превращается в неблагоприятное распределение M_{is} в варианте 4 (см. критические линии тока на

¹ $M_{is} = f(s/\Pi)$, где s – криволинейная координата вдоль обводов профиля; Π – периметр профиля на соответствующих радиусах лопатки.

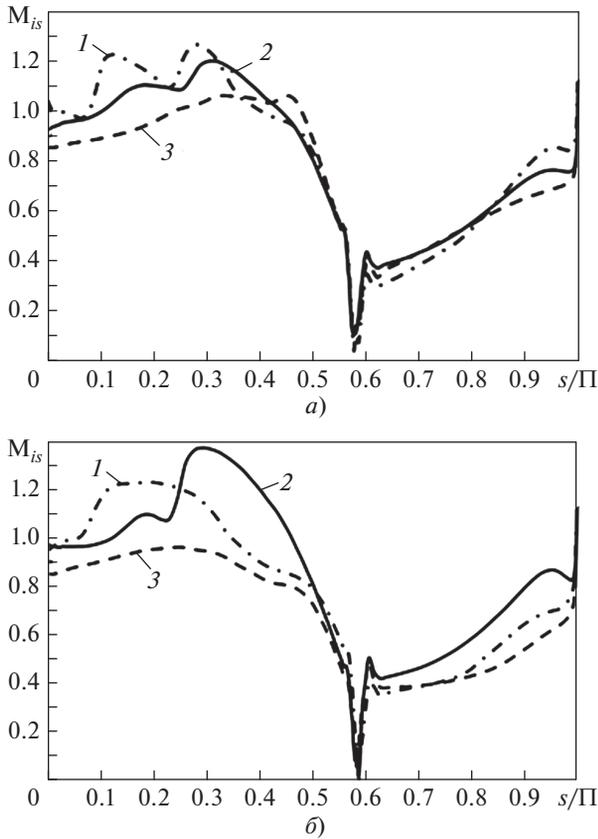


Рис. 11. Распределение числа Маха вдоль обводов профиля в вариантах 3 (а) и 4 (б).
1 – втулка; 2 – среднее сечение; 3 – периферия

рис. 12, б) с существенным ускорением потока до $M_{is} = 1.38$, которое заканчивается скачком уплотнения на выпуклой поверхности. В то же время распределение числа Маха на периферии в варианте 3 становится более плавным, а в варианте 4 –

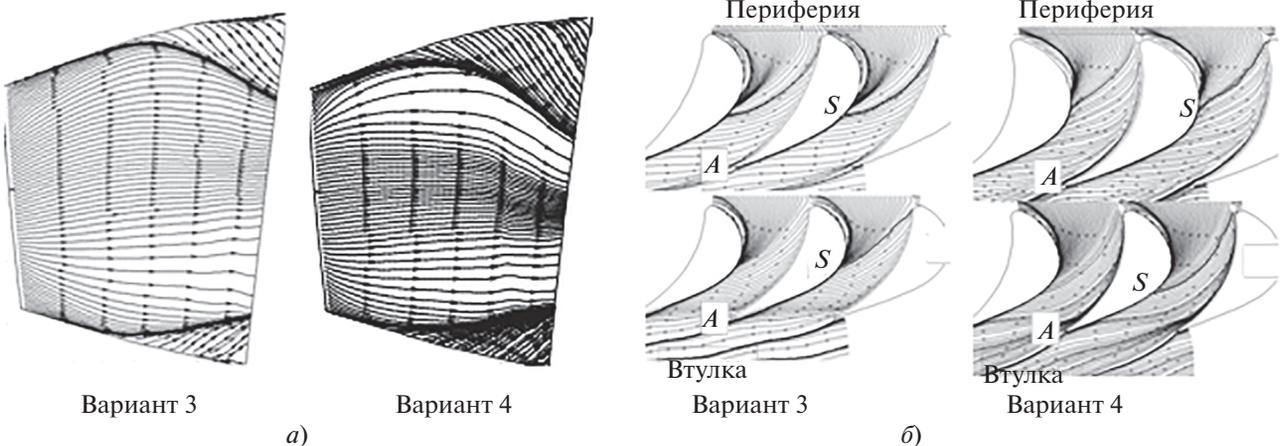


Рис. 12. Распределение линий тока на выпуклой поверхности (а), на втулке и периферии (б)

дозвуковым. В среднем и корневом сечениях в варианте 4 наблюдаются сверхзвуковые зоны, замыкающиеся скачками уплотнения. Таким образом, по отношению к варианту 0 потери составляют $\xi_3/\xi_0 = 0.91$ в варианте 3 и $\xi_4/\xi_0 = 1.003$ в варианте 4.

На рис. 12, а видно, что зона вторичного течения на выпуклой поверхности на периферии в варианте 4 больше, чем в варианте 3. Однако анализ распределения линий тока на торцевых поверхностях этих вариантов (см. рис. 12, б) показывает, что отрезок А–S на выпуклой поверхности у периферии в варианте 4 больше, чем в варианте 3, а в районе втулки картина противоположная. Итак, с одной стороны, зоны вторичных течений на периферии в варианте 4 больше, чем в варианте 3, а с другой стороны, зоны вторичных течений у втулки в варианте 4 меньше, чем в варианте 3.

Это подтверждается распределением потерь по высоте, представленном на рис. 13, где видно, что потери в пределах 20% высоты лопатки возле втулки в варианте 4 меньше, чем в варианте 3. Однако в центральной части потока и на периферии вариант 3 имеет более высокую эффективность. В данном случае можно применить комбинированный подход, когда лопатка изогнута около втулки, как в варианте 4, а в остальной части по высоте имеет форму варианта 3. Такую форму лопатки сложно реализовать из-за дефлектора, который необходимо поместить во внутреннюю полость сопловой лопатки ТНД для повышения эффективности охлаждения лопатки. Поэтому наиболее технологичным представляется вариант 5 с наклоном лопатки в направлении вогнутой поверхности.

Вариант 5. В варианте 5 создан наклон лопатки на вогнутую поверхность для снижения вторичных потерь, как показано на рис. 14.

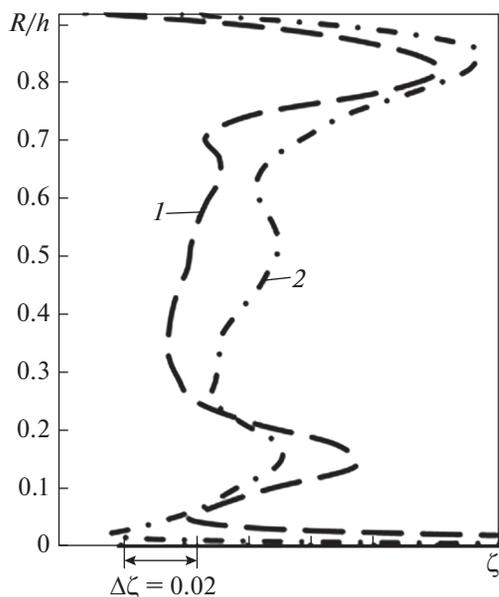


Рис. 13. Радиальное распределение потерь, расчет по программе 3D NS:
1 – вариант 3; 2 – вариант 4

На рис. 15 представлено распределение изоэнтропического числа Маха для варианта 5. Видно, что в среднем сечении распределение числа M_{is} качественно похоже на его распределение в варианте 3. В районе втулки распределение M_{is} имеет монотонное ускорение вдоль выпуклой поверхности до $M_{is} = 1.24$, замыкающееся слабым скачком уплотнения, который не приводит к отрыву потока около выходной кромки. Такое распределение числа Маха в районе втулки подтверждается низким уровнем потерь по сравнению с потерями в остальной части сопловой лопатки по высоте.

На рис. 16 показано распределение потерь для вариантов 3–5. Можно видеть, что радиальное распределение потерь в варианте 5 занимает про-

межуточное положение между распределениями в вариантах 3 и 4 в центральной части сопловой лопатки по высоте и имеет преимущество в зонах, где вторичные потери доминируют. По таблице видно, что уровень потерь в варианте 5 на 14.5% меньше, чем в базовом варианте 0.

Для сравнения распределения потерь в варианте 5, полученные с помощью 3D NS и CFX, представлены на рис. 17. Можно отметить качественное совпадение расчетных результатов, однако уровень потерь, полученный при расчете по CFX, меньше, чем по программе 3D NS.

ВЫВОДЫ

1. При проектировании турбинных лопаток необходимо учитывать, что реальные неравномерные граничные условия на входе в лопатку, создаваемые расположенными впереди проектируемой лопатки ступенями, в отличие от идеальных равномерных граничных условий, могут приводить к существенному увеличению потерь, включая вторичные потери в лопатках последующих ступеней.

2. Повысить аэродинамическую эффективность сопловой лопатки ТНД, работающей при неравномерных граничных условиях на входе в нее, можно следующими способами:

увеличением осевой ширины лопатки для уменьшения меридионального угла раскрытия в ее выходной части;

уменьшением количества сопловых лопаток в ТНД, если они охлаждаемые, для сохранения исходной площади их поверхности и, следовательно, эффективности системы охлаждения;

использованием утолщенных профилей базовых сечений для минимизации отрывных областей на вогнутой поверхности при отрицательных углах атаки, которые обеспечивают снижение поперечного перепада давления между вогнутой и выпуклой поверхностями;

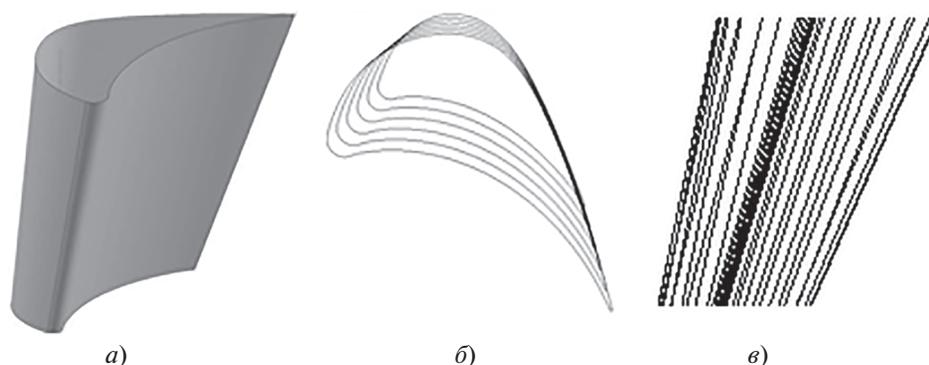


Рис. 14. Сопловая лопатка с наклоном на вогнутую поверхность (вариант 5)

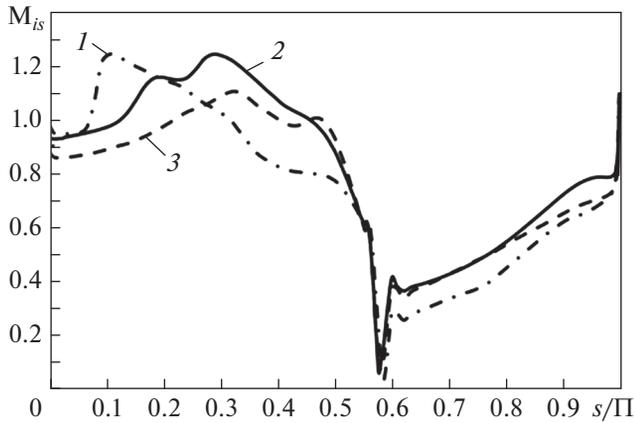


Рис. 15. Распределение числа Маха вдоль обводов профиля сопловой лопатки по варианту 5. 1 – втулка; 2 – среднее сечение; 3 – периферия

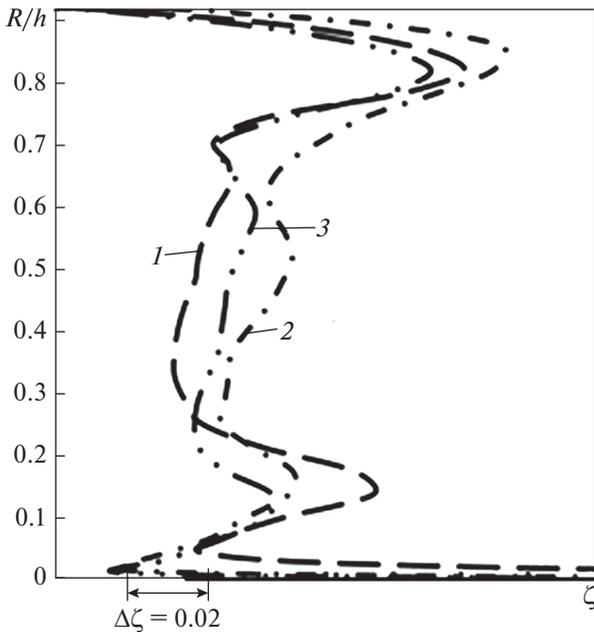


Рис. 16. Радиальное распределение потерь, расчет по программе 3D NS. 1 – вариант 3; 2 – вариант 4; 3 – вариант 5

применением трехмерного формирования сопловых лопаток с обратным изгибом, саблевидных или наклонных в окружном направлении для снижения вторичных потерь в зависимости от конкретной конфигурации венца и условий его работы.

3. Для варианта 5 (лопатка с наклоном на вогнутую поверхность) получено максимальное снижение потерь, в том числе и вторичных, – на 14.5% меньше по сравнению с базовым вариантом. Кроме того, внутри наклонной лопатки про-

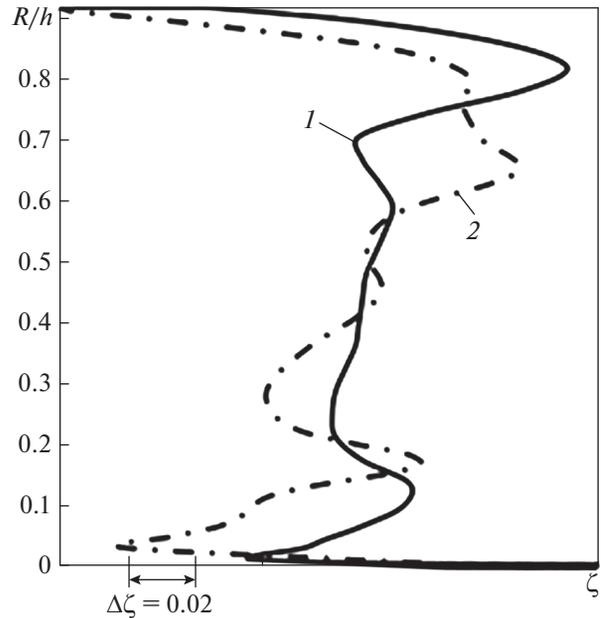


Рис. 17. Радиальное распределение потерь в сопловой лопатке с наклоном (вариант 5). Расчет по 3D NS (1) и CFX (2)

ще поместить дефлектор, чтобы повысить эффективность ее охлаждения.

БЛАГОДАРНОСТИ

Авторы выражают признательность Л.И. Бекреновой за выполнение расчетов с помощью ANSYS CFX и А.Е. Шунину за подготовку трехмерных моделей сопловых лопаток для проведения расчетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Migration** of combustor exit profiles through high pressure turbine vanes / M.D. Barringer, K.A. Thole, M.D. Polanka, J.P. Clark, P.J. Koch // *J. Turbomach.* 2007. V. 131. Is. 2. Art. № 021010. <https://doi.org/10.1115/1.2950076>
2. **Hermanson K.S., Thole K.A.** Effect of nonuniform inlet conditions on endwall secondary flows // *J. Turbomach.* 2002. V. 124. P. 623–631. <https://doi.org/10.1115/1.1505849>
3. **Funazaki K., Murakami D., Okamura Y.** Parametric studies on aerodynamic performance of various types of LP turbine airfoils for aero-engines under the influence periodic wakes and freestream turbulence // *Proc. of ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition GT2019*. Phoenix, Arizona, USA, 17–21 June 2019. [Электрон. ресурс.] Режим доступа: <http://turbo.mech.iwate-u.ac.jp/Fel/papers/GT2019-90408.pdf>
4. **Новый** метод профилирования направляющих решеток ступеней с малыми d/l / М.Е. Дейч, А.В. Губарев, Г.А. Филиппов, Ван Чжун-Ци // *Теплоэнергетика.* 1962. № 8. С. 42–47.

5. **Метод** повышения КПД ступеней турбин с малыми высотами лопаток / М.Е. Дейч, А.Е. Зарянкин, Г.А. Филиппов, М.Ф. Зацепин // Теплоэнергетика. 1960. № 2.
6. **Sieverding C.H.** Recent progress in the understanding of basic aspects of secondary flows in turbine blade passages // J. Eng. Gas Turbines Power. 1985. V. 107. Is. 2. P. 248–257.
<https://doi.org/10.1115/1.3239704>
7. **Patent Application № 0104002.1.** Controlled flow turbine stage / B.R. Haller. 22 Aug. 2001 (№ 2359341).
8. **A perspective** on the use of physical and numerical experiments in the advancement of design technology for axial turbines / O.P. Sharma, F.C. Kopper, G.M. Stenton, S.S. Magge, F.R. Price, R. Ni // XVI Intern. Symp. on Air Breathing Engines (ISABE). Renaissance Cleveland Hotel, Cleveland, Ohio, USA, 31 Aug. – 5 Sept. 2003. [Электрон. ресурс.] Режим доступа: <https://www.worldcat.org/title/xvi-international-symposium-on-air-breathing-engines-isabe-august-31-september-5-2003-renaissance-cleveland-hotel-cleveland-ohio-usa/oclc/54490990>
9. **Influence** of the state of the inlet endwall boundary layer on the interaction between pressure surface separation and endwall flows / E. Rosa de la Blanco, H.P. Hodson, R. Vazquez, D. Torre // Proc. Inst. Mech. Eng. Part A. 2003. V. 217. P. 433–441.
<https://doi.org/10.1243/095765003322315496>
10. **Numerical** and experimental investigation of two stage gas turbine with bowed vanes / A. Granovskiy, M. Kostege, V. Krupa, S. Rudenko // Proc. of the 7th European Conf. on Turbomachinery – Fluid Dynamics and Thermodynamics. Athens, Greece, March 2007. P. 212–218. [Электрон. ресурс.] Режим доступа: <https://trimis.ec.europa.eu/project/support-7th-european-conference-turbomachinery-fluid-dynamics-and-thermodynamics-athens>
11. **The influence** of lean and sweep in a low pressure steam turbine analysis of three stages with a 3D CFD model / R. Sigg, M.V. Casey, J.F. Mayer, N. Surken // ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. Berlin, Germany, 9–13 June 2008. V. 6: Turbomachinery. Parts A, B, and C. P. 969–978.
<https://doi.org/10.1115/GT2008-50161>
12. **Krupa V.G.** Simulation of steady and unsteady viscous flows in turbomachinery // AGARD Lect. Ser. 1994. № 198. P. 39.
13. **Coakley T.J.** Turbulence modelling for the compressible Navier–Stokes equations // 16th Fluid and Plasmadynamics Conf. Danvers, MA, USA, 12–14 July 1983.
<https://doi.org/10.2514/6.1983-1693>

Enhancing the Performance of Blade Rings under Nonuniform Inlet Boundary Conditions

I. V. Afanasev^a, A. V. Granovskii^{a,*}, V. K. Kostezh^a, V. G. Krupa^b, and E. Yu. Marchukov^c

^a*Lyul'ka Experimental Design Bureau, Moscow, 129301 Russia*

^b*Baranov Central Institute of Aviation Engines (TsIAM), Moscow, 111116 Russia*

^c*Moscow Aviation Institute, Moscow, 125993 Russia*

^{*}*e-mail: andrey.granovskiy@yandex.ru*

Abstract—Blade rings of steam and gas turbines, with the exception of the first nozzle ring, operate at the inlet flow conditions created by the upstream turbine stages. In particular, the conditions of the flow at the inlet of a low-pressure turbine nozzle blades (LPT NBs) depend on the upstream high-pressure turbine (HPT). The first stages of the gas turbines are, as a rule, cooled and transonic stages with high power losses; therefore, the nonuniformity of the radial distribution of the angles of flow, the total pressure, and the total temperature may be extremely substantial at the LPT inlet. This leads to increased levels of profile and, especially, secondary losses in the LPT blade rings. Normally, the LPT nozzle blades have a meridional opening along the inner and outer outlines of the wheel-space that causes the intensification of the secondary flows and, accordingly, an increase in the secondary losses. To minimize adverse effects on the operation of LPT nozzle blades, such as a nonuniform distribution of the flow parameters at the blade inlet, the meridional opening, and the unfavorable elongation, the width of the blade was increased to decrease the meridional angle of the opening and the three-dimensional design of the nozzle blades was applied to reduce the secondary losses. In particular, variants of the LPT nozzle blades of different spatial configurations were investigated, viz., reversely bowed blades, bowed blades, and blades raked in a circumferential direction. The radical change in the nozzle blade shape was restricted by the design of the cooling system of the blades that comprises a deflector in the inner cavity of the blade designed to enhance the efficiency of the cooling. As a result, a compromise between the aerodynamic characteristics and the restrictions imposed by the cooling system was found.

Keywords: nonuniform boundary condition at the nozzle blade inlet, low-pressure turbine nozzle blade, secondary flows and losses, three-dimensional design of the nozzle blade, meridional angle of opening