

УДК 621.51

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ СВЕРХЗВУКОВОЙ ВЫСОКОНАПОРНОЙ СТУПЕНИ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА НА ЕЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

А. А. Иноземцев, А. И. Плотников

Открытое акционерное общество "Авиадвигатель", 614990 Пермь, Россия  
E-mails: office@avid.ru, plotnikov-ai@avid.ru

Представлены результаты расчетного и экспериментального исследования характеристик сверхзвуковой высоконапорной широкохордной ступени осевого компрессора. Проведен анализ влияния шероховатости поверхности на характеристики ступени. Приведена методика идентификации параметров аэродинамического потока в проточной части компрессора.

**Ключевые слова:** осевой компрессор, высоконапорная широкохордная ступень, трехмерный расчет, устойчивая работа, эквивалентная шероховатость поверхности, идентификация, характеристика компрессора.

**Введение.** В последние годы при разработке газотурбинных двигателей главными целями являлись увеличение степени двухконтурности и совершенствование термодинамического цикла, поэтому суммарная степень повышения давления в компрессоре двигателя каждого следующего поколения больше, чем у двигателя предыдущего поколения [1]. Это приводит к увеличению окружной скорости (до 450 м/с) и как следствие к необходимости применения в компрессоре сверх- и трансзвуковых ступеней (рис. 1), согласование работы которых с работой остальных ступеней может вызывать затруднения. Также следует отметить, что стандартные серии профилей лопаток компрессора не могут обеспечить увеличение углов поворота потока и высокий КПД.

Целью исследований, проводимых в данном направлении, является разработка новых методов проектирования лопаток, а также изучение их характеристик как на стендах плоских решеток, так и на вращающихся ступенях [2]. Высоконапорная ступень способна обеспечить высокую степень повышения давления ( $\pi^* = 2,2 \div 2,4$ ) при достаточно большом значении КПД ( $\eta^* = 0,87 \div 0,89$ ). Большое значение имеет анализ адекватности результатов моделирования и идентификация расчетных моделей с целью улучшения параметров исследуемого узла двигателя [1, 2].

В данной работе проводится численное и экспериментальное исследование характеристик сверхзвуковой высоконапорной ступени компрессора двигателя. Проведен анализ соответствия результатов расчета и эксперимента.

**1. Объект исследования.** В работе исследуется сверхзвуковая высоконапорная широкохордная ступень компрессора (рис. 1), входящая в состав компрессора высокого давления (КВД) (рис. 2) турбореактивного двухконтурного двухвального двигателя. Использо-



Рис. 1

Рис. 1. Сверхзвуковое высоконапорное рабочее колесо осевого компрессора



Рис. 2

Рис. 2. Ротор компрессора высокого давления двигателя

вание КВД, в котором первая ступень является высоконапорной, обеспечивает максимальный уровень нагрузки на первой ступени и меньшую нагрузку на остальных ступенях. По аэродинамической нагруженности этот компрессор является уникальным и не имеет аналогов.

Для обеспечения конкурентоспособности двигателя при его проектировании применены передовые конструктивные решения и технологии. В этом двигателе используется компактный высокоэффективный газогенератор, в состав которого входит исследуемый компрессор.

Авиационный двигатель нового поколения, разработанный на базе унифицированного газогенератора с прямым (безредукторным) приводом вентилятора и с отдельным истечением потоков из внешнего и внутреннего контуров, предназначен для полетов магистральных самолетов на малые и средние расстояния. Этот двигатель значительно превосходит лучшие современные зарубежные и российские аналоги, вводимые в эксплуатацию в 2016–2017 гг. [3].

**2. Постановка трехмерной задачи расчета параметров высоконапорной ступени.** В настоящее время в газотурбинном двигателестроении наряду с натурными исследованиями турбомашин проводятся численные эксперименты с использованием современных САД-, САМ-, САЕ-систем. Применение численных методов позволяет более детально представить картину течения в высоконапорных ступенях, а также получить более точную оценку параметров потока. Основными целями проводимых расчетов являлись подтверждение проектных параметров ступени компрессора, определение газодинамических характеристик решеток профилей, анализ влияния шероховатости поверхностей проточной части и лопаток на рабочие параметры высоконапорной ступени.

Рассчитывались параметры входного направляющего аппарата (ВНА), вращающегося рабочего колеса (РК), направляющего аппарата (НА) (рис. 3). Газодинамические параметры определялись в трехмерной постановке с учетом вязкости с помощью программного комплекса ANSYS CFX V14. Моделирование течения проводилось в стационарной постановке, воздух рассматривался как совершенный газ. Поверхности стенок проточной части и лопаток полагались гидравлически гладкими.

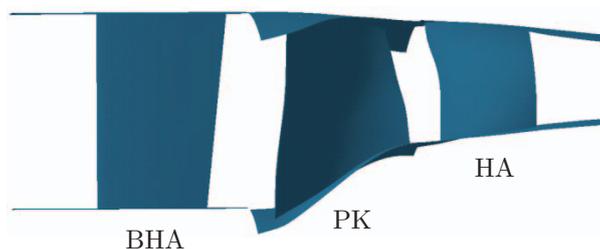


Рис. 3. Элементы ступени, для которой проведен расчет:

ВНА — входной направляющий аппарат, РК — рабочее колесо, НА — направляющий аппарат

В качестве граничных условий на входе в компрессор задавались полное давление и полная температура (соответствующие экспериментальным данным), а также параметры турбулентности.

В качестве граничных условий на выходе из ступени компрессора задавалась величина статического давления. На границах между соседними венцами ставились условия периодичности. На границах, разделяющих вращающуюся и неподвижную области, задавались условия, учитывающие взаимодействие этих областей.

Моделирование турбулентности проводилось с помощью дифференциальной модели  $k-\omega$  (степень турбулентности на входе  $\varepsilon = 5\%$ ). Эта двухпараметрическая модель турбулентности является более устойчивой и реализуется с использованием более простых по сравнению с нелинейными моделями турбулентности или моделями рейнольдсовых напряжений вычислительных алгоритмов. Расчет течения в пограничном слое проводился с использованием пристенных функций, т. е. путем аппроксимации профиля скорости в направлении от стенки до первого по нормали к стенке сеточного узла логарифмической зависимостью [4].

Для построения сеток использовалась программа AutoGrid. Для расчета одного венца применялась сетка, содержащая от  $3 \cdot 10^5$  до  $7 \cdot 10^5$  ячеек. Размер радиальных зазоров венцов составлял 0,4 мм.

При построении сетки вводились следующие условия:

- отношение граней гексаэдра для каждой ячейки не превышает 100;
- углы скоса граней гексаэдра находятся в диапазоне  $15 \div 165^\circ$ ;
- количество ячеек поперек пограничного слоя в  $O$ -сетке равно  $10 \div 12$ ;
- размеры ячеек сетки на границах блоков изменяются плавно;
- количество ячеек вдоль лопатки составляет не менее 60 для РК и не менее 50 для НА;
- сетка сгущается вдоль лопатки по направлениям к втулке и корпусу;
- общее количество ячеек для лопатки РК и НА составляет не менее  $3 \cdot 10^5$ .

Критериями установления течения в проточной части служат удовлетворительное соответствие расходов воздуха на входе и выходе модели (критерием сходимости является достижение значения среднеквадратичной невязки, равного  $10^{-6}$ ), постоянство основных параметров ( $\pi^*$ ,  $\eta^*$ ). Момент образования обратного течения с падением расхода воздуха на входе и выходе принимается в качестве момента потери гидродинамической устойчивости.

**3. Методика экспериментального исследования.** Экспериментальное исследование проводилось на специальном стенде, созданном в ОАО «Авиадвигатель» и предназначенном для испытаний компрессоров большой мощности (рис. 4, 5). Приводом установки являются два приводных двигателя Д-25В, мощность с валов силовой турбины передается через мультипликаторы М-6КС (передаточное число  $i = 1,3378$ ) и М-10 ( $i = 1,5083$ ). Для определения расхода воздуха используются мерные коллекторы. Ротор КВД враща-

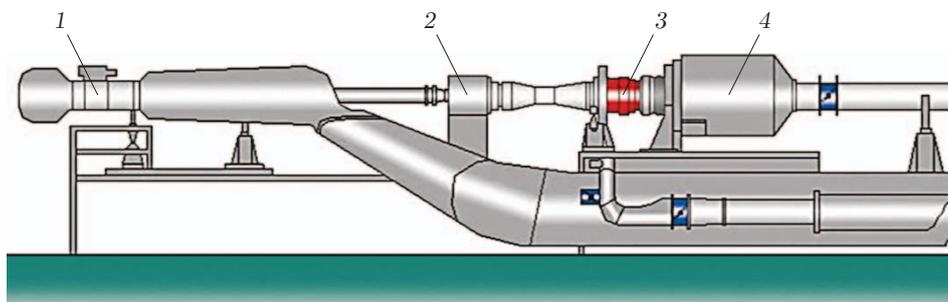


Рис. 4. Схема испытательного стенда:

1 — два двигателя Д-25В, 2 — мультипликатор, 3 — испытываемый модуль, 4 — ресивер



Рис. 5. Установка для испытаний КВД

ется против часовой стрелки (если смотреть в направлении полета). Воздух поступает в установку через стендовый воздухопровод с ресивером. Стенд оснащен универсальной автоматизированной системой сбора и обработки экспериментальных данных, работающей в режиме реального времени.

В ходе испытаний компрессора и групп ступеней в составе установки можно получить напорные характеристики во всей области устойчивой работы компрессора. Для обеспечения безопасной работы установки в ходе испытаний выполняется контрольное тензометрирование рабочих и направляющих лопаток.

В системе имеются приборы измерения параметров потока и индукционные датчики частоты вращения, что позволяет оперативно определять параметры исследуемого объекта с требуемыми точностью и достоверностью. Полная автоматизация системы измерения и обработки параметров позволяет в условиях стендовых испытаний вычислять параметры исследуемого компрессора (расход воздуха, степень его сжатия, КПД). В режиме реального времени выполняется визуализация напорных и дроссельных характеристик, величин вибронпряжений, действующих на лопатки, и контрольных параметров установки [5].

**4. Сравнение результатов расчета и эксперимента.** На рис. 6 приведены вычисленные в данной работе напорные характеристики сверхзвуковой ступени КВД, а также экспериментальные данные для двух значений частоты вращения ротора  $n$ . Видно, что результаты расчетов по исходной модели (модели, не учитывающей шероховатость поверхностей и различие между проектной геометрией и геометрией области, используемой в расчетах) существенно завышены по сравнению с экспериментальными данными для

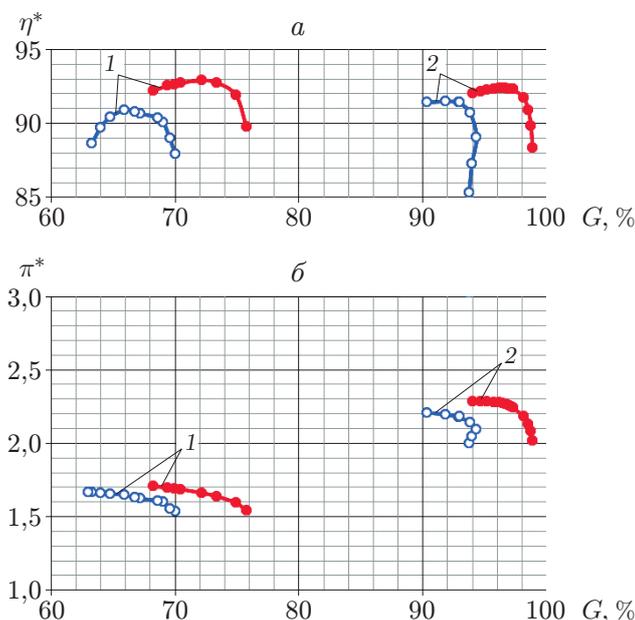


Рис. 6. Напорные характеристики первой ступени КВД:  
*a* — КПД, *б* — степень повышения давления; 1 —  $n = 0,8$ , 2 —  $n = 1,0$ ; светлые точки — результаты эксперимента, темные точки — результаты расчета по исходной модели

обоих режимов. Различие значений расхода  $G$  составляет  $5 \div 6 \%$ , значений  $\pi^*$  —  $3 \div 4 \%$ , расчетное значение  $\eta^*$  больше экспериментальных значений на  $1,8 \div 2,0 \%$ . Очевидно, что для уменьшения различия результатов расчета и эксперимента необходимо уточнить граничные условия.

Одной из причин несоответствия результатов численного моделирования в стационарной трехмерной постановке данным эксперимента является несоответствие геометрий расчетной и реальной областей. Поскольку от работы первой высоконапорной широкохордной ступени существенно зависит работа всего компрессора, значительное отклонение геометрических параметров от параметров проектной модели в результате неточности изготовления или сборки компрессора приводит к ухудшению газодинамических параметров ступеней. Также в расчетах используется идеализированная проточная часть без учета ее неровностей (уступов, стыков, фасок, галтелей и др.).

**5. Определение эквивалентной шероховатости.** Применяемые в авиационном двигателестроении материалы различаются не только средней высотой элементов шероховатости  $\Delta$  (рис. 7). Эксперименты показывают, что даже при одной и той же абсолютной шероховатости значения коэффициента гидравлического трения  $\lambda$  для деталей, выполненных из разных материалов, могут быть различными в зависимости от формы выступов, густоты и характера их расположения и т. д. Учесть влияние этих факторов, проводя только непосредственные измерения, практически невозможно. Поскольку шероховатость стенки трубы или канала является ее индивидуальной характеристикой, при выполнении гидравлических расчетов использовалась величина эквивалентной равномерно-зернистой шероховатости  $k_s$  (рис. 8) [6]. Под эквивалентной равномерной шероховатостью понимается высота элементов шероховатости, при которой возникает сопротивление, равное действительному сопротивлению испытываемой трубы.

Таким образом, эквивалентная шероховатость каналов, выполненных из различных материалов, определяется не в результате непосредственных измерений высоты элементов шероховатости, а на основе гидравлических испытаний.

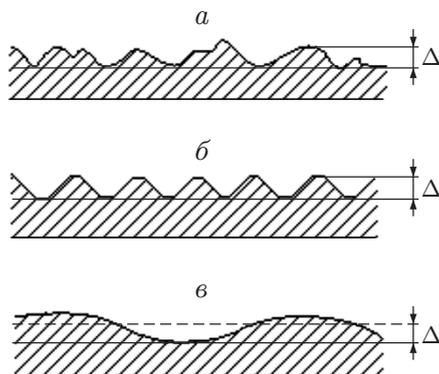


Рис. 7

Рис. 7. Типы шероховатости:

*a* — неравномерная, *б* — равномерная, *в* — волнистая

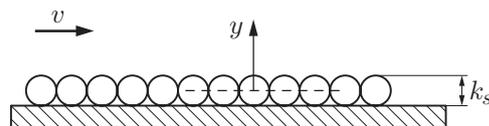


Рис. 8

Рис. 8. Эквивалентная шероховатость поверхности:

$k_s$  — эквивалентная песочная шероховатость,  $v$  — скорость потока,  $y$  — расстояние от стенки

Существует три режима течения в шероховатых каналах:

1. Режим без проявления шероховатости:  $v_* k_s / v < 5$  ( $v$  — скорость потока;  $v_*$  — скорость потока на стенке). При таком режиме размеры зерен, образующих шероховатость, настолько малы, что все элементы шероховатости находятся внутри ламинарного подслоя.

2. Переходный режим:  $5 < v_* k_s / v < 70$ . Элементы шероховатости частично выступают из ламинарного подслоя. Дополнительное сопротивление возникает в основном вследствие наличия сопротивления элементов шероховатости, выступающих из ламинарного подслоя в турбулентный пограничный слой.

3. Режим с проявлением шероховатости:  $v_* k_s / v > 70$ . Все элементы шероховатости выступают из ламинарного подслоя. В основном наличие сопротивления обусловлено наличием сопротивления отдельных элементов шероховатости.

Таким образом, один и тот же канал с одной и той же абсолютной шероховатостью  $\Delta$  при небольшой степени турбулентности может оказаться гидравлически гладким, а при высокой степени турбулентности — шероховатым. Достоверность расчета потерь энергии при турбулентном движении существенно зависит от точности определения коэффициента сопротивления трения.

Исследованию сопротивления каналов посвящено большое количество работ. Однако вследствие сложности турбулентного течения в настоящее время не существует единого метода определения сопротивления для каналов с различной шероховатостью при различной степени турбулентности потока.

На первом этапе численного моделирования течения в высоконапорной ступени поверхности проточной части и лопаток полагались гидравлически гладкими, а значение эквивалентной шероховатости выбиралось в соответствии с рекомендациями для гладких труб [7].

**6. Влияние шероховатости на течение в высоконапорной ступени.** Толщина турбулентного пограничного слоя на входе в диффузор оказывает существенное влияние на параметры лопаточной машины. Следует учитывать тот факт, что большинство каналов не являются гидравлически гладкими [4]. Это обусловлено наличием отклонений и микронеровностей, возникающих при изготовлении каналов и создающих дополнительное сопротивление потока. Поэтому очень важно правильно задать значение эквивалентной

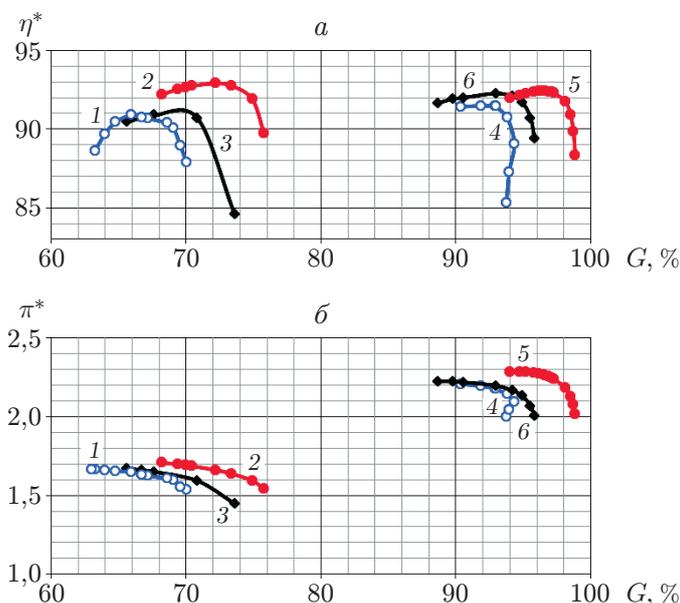


Рис. 9. Напорные характеристики высоконапорной ступени КВД:  
 а — КПД, б — степень повышения давления; 1–3 —  $n = 0,8$ , 4–6 —  $n = 1,0$ ; 1, 4 — результаты эксперимента, 2, 5 — результаты расчета по исходной модели, 3, 6 — результаты расчета с учетом шероховатости

шероховатости. Шероховатость и отдельные неровности на обтекаемой поверхности могут оказывать различное влияние на течение: 1) приводить к турбулизации течения в пограничном слое, ранее находившегося в ламинарном состоянии; 2) создавать дополнительное сопротивление трения, если течение в пограничном слое находилось в турбулентном состоянии; 3) препятствовать отрыву пограничного слоя.

При изучении влияния шероховатости на характеристики исследуемой ступени проведена серия расчетов, в которых значения эквивалентной шероховатости на стенках проточной части и поверхности лопаток постепенно увеличивались. Наилучшее соответствие экспериментальным данным достигнуто при следующих заданных значениях эквивалентной шероховатости: на поверхностях периферии и втулки ВНА, РК, НА  $k_s = 0,064$  мм, на поверхности лопатки ВНА, РК, НА  $k_s = 0,032$  мм. Остальные граничные условия задачи не менялись.

На рис. 9 приведены расчетные напорные характеристики сверхзвуковой ступени КВД, а также экспериментальные данные для двух режимов вращения ротора. Видно, что при  $n = 1$  результаты расчета с заданной эквивалентной песочной шероховатостью на стенках хорошо согласуются с экспериментальными данными, различие значений расхода  $G$  составляет 1 %, значений  $\pi^*$  — 0,2 %, расчетные значения  $\eta^*$  превышают экспериментальные значения на 1 %. При  $n = 0,8$  различие значений расхода  $G$  составляет 2 %, а различие значений  $\pi^*$  и  $\eta^*$  не превышает 0,5 %.

На рис. 10 представлены распределения степени повышения давления и полной температуры по высоте лопатки ( $r$  — координата, отсчитываемая по высоте лопатки) в выходном сечении НА1 (рис. 11).

Включение эквивалентной шероховатости в расчет привело к увеличению толщины турбулентного слоя, что вызвало уменьшение расчетных значений напора до экспериментальных значений, однако при этом возросла температура на обводах проточной части (очевидно, за счет нагрева, вызванного воздействием силы трения). Следует отметить,

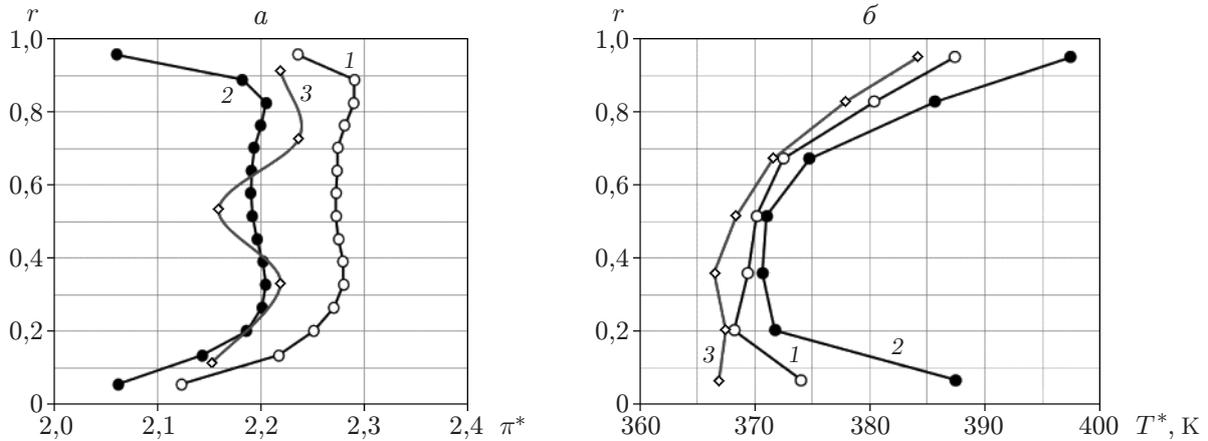


Рис. 10. Распределения степени повышения давления (*a*) и полной температуры (*б*) по высоте лопатки НА1 в выходном сечении:

1 — результаты расчета по исходной модели, 2 — результаты расчета с учетом шероховатости, 3 — результаты эксперимента

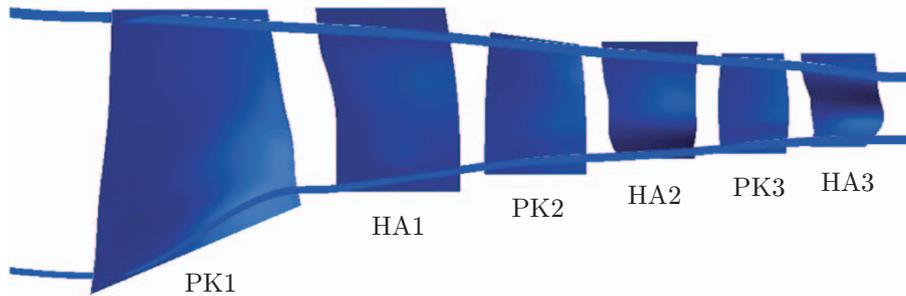


Рис. 11. Элементы системы трех ступеней, для которых проведен расчет: РК1, РК2, РК3 — рабочее колесо первой, второй и третьей ступеней, НА1, НА2, НА3 — направляющий аппарат первой, второй и третьей ступеней

что при  $r \approx 0,5$  температура практически не изменилась, поэтому в расчете КПД ступени при осреднении температуры по высоте лопатки значения полной температуры на втулке и периферии не учитывались.

На рис. 12 представлено распределение чисел Маха во втулочном сечении РК1 и НА1 в точке на границе области устойчивой работы ступени. В расчете по исходной модели обтекание профилей на втулочном сечении было практически безотрывным (см. рис. 12, *a, в*), при этом незначительное увеличение статического давления ( $\Delta P = 500 \div 700$  Па) привело к внезапному возникновению обратных течений с падением расхода воздуха и последующему расхождению расчета.

Включение в расчет эквивалентной шероховатости привело к турбулизации течения в пограничном слое и появлению его отрывов во втулочном сечении (см. рис. 12, *б, г*), что свидетельствует о более адекватном описании границы области устойчивой работы ступени.

Проведенные исследования высоконапорной ступени показали, что включение эквивалентной шероховатости приводит к лучшему соответствию результатов расчетов и экспериментов. Предложенный метод позволяет провести моделирование характеристик ступени при максимальном различии расчетных и экспериментальных значений расхода воздуха  $G$ , равном 3 %, значений степени повышения давления  $\pi^*$  — 1 % и КПД  $\eta^*$  —

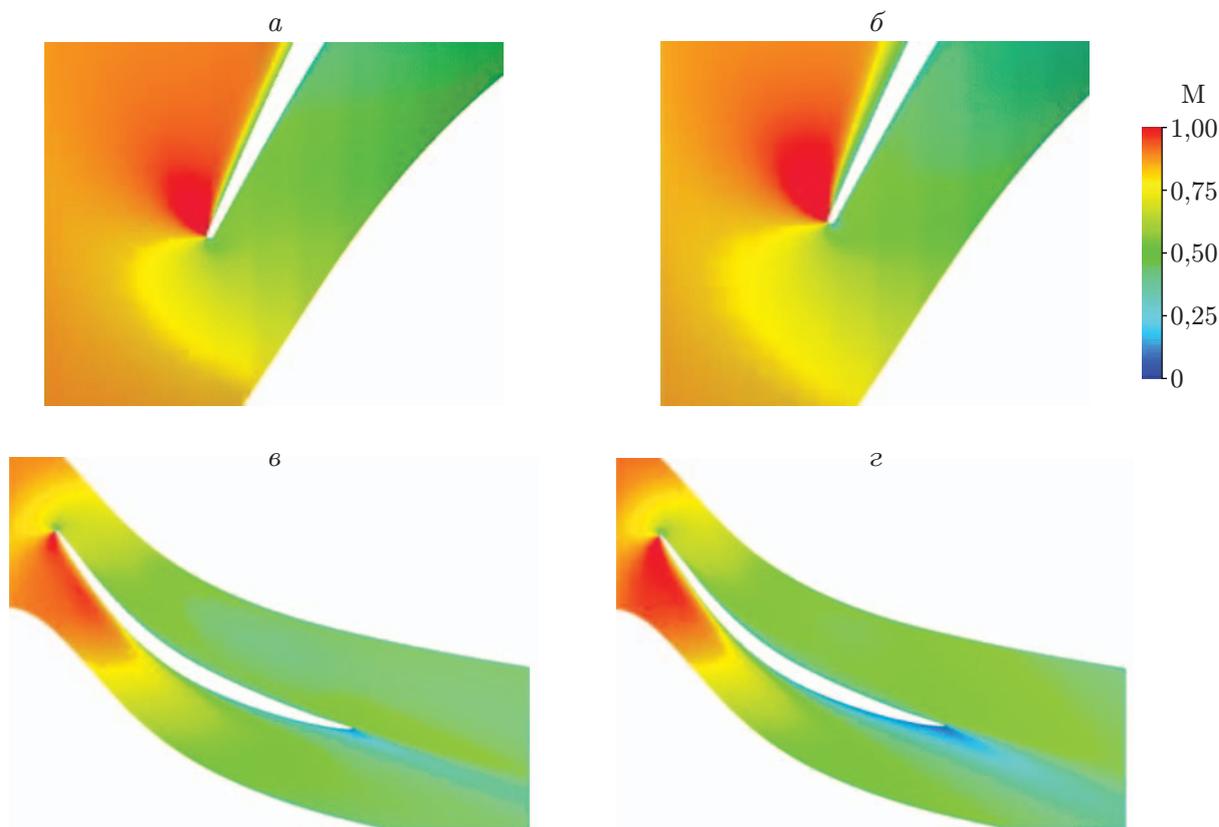


Рис. 12. Распределение чисел Маха во втулочном сечении РК1 (*а, б*) и HA1 (*в, г*): *а, в* — результаты расчета по исходной модели, *б, г* — результаты расчета с учетом шероховатости

0,5 %. Однако следует учитывать, что особенностью работы многоступенчатого осевого компрессора является несогласованность работы первых и последних ступеней.

**7. Постановка трехмерной задачи расчета системы трех ступеней и результаты ее решения.** Стенд для испытаний компрессоров, описанный в п. 3, является модульным, что позволяет проводить испытания не только полноразмерного компрессора и изолированных ступеней, но и системы ступеней для более детального изучения их работы. Проведены испытания системы первых трех ступеней компрессора, на основе которых выполнена оценка влияния эквивалентной шероховатости на характеристики этой системы.

Элементы системы трех ступеней, для которой проводился расчет, представлены на рис. 11. Граничные условия и расчетная сетка для трех ступеней такие же, как и в расчете, описанном в п. 2. Согласованность работы трех ступеней оценивалась только для крейсерского режима.

В данной работе сделано предположение, что работа первой ступени оказывает наиболее значительное влияние на работу компрессора в целом. Работа высоконапорного рабочего колеса существенно зависит от различных факторов, в частности от наличия отклонений и микронеровностей, возникающих при его изготовлении. Поэтому исследование влияния эквивалентной шероховатости проводилось только для первой ступени, межлопаточные каналы остальных ступеней полагались гидравлически гладкими. Значения эквивалентной шероховатости поверхностей стенок проточной части и лопаток приведены в таблице ( $k_s^П$ ,  $k_s^В$ ,  $k_s^Л$  — значения эквивалентной шероховатости поверхностей периферии, втулки, лопатки соответственно).

Значения эквивалентной шероховатости элементов трех ступеней компрессора

Составляющие венца лопатки	$k_s^П$ , мм	$k_s^В$ , мм	$k_s^П$ , мм
Входной направляющий аппарат	0,064	0,064	0,032
Рабочее колесо 1-й ступени	0,064	0,064	0,032
Направляющий аппарат 1-й ступени	0,064	0,064	0,032
Рабочее колесо 2-й ступени	0,003	0,003	0,001
Направляющий аппарат 2-й ступени	0,003	0,003	0,001
Рабочее колесо 3-й ступени	0,003	0,003	0,001
Направляющий аппарат 3-й ступени	0,003	0,003	0,001

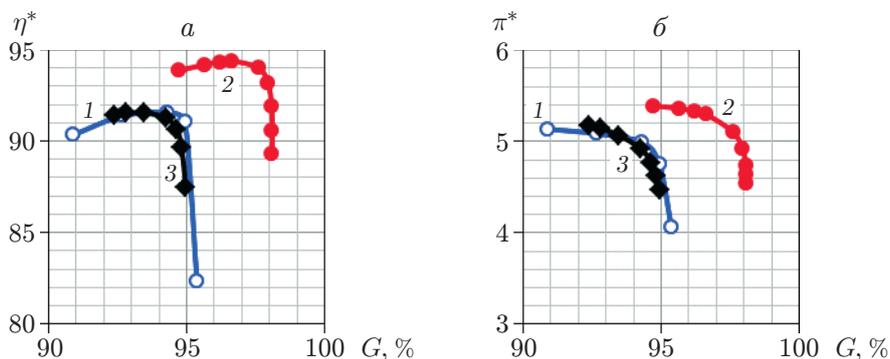


Рис. 13. Напорные характеристики трех ступеней КВД при  $n = 1,0$ :  
 а — КПД, б — степень повышения давления; 1 — результаты эксперимента, 2 — результаты расчета по исходной модели, 3 — результаты расчета с учетом шероховатости

На рис. 13 показаны расчетные и экспериментальные значения напорных характеристик первых трех ступеней КВД.

На рис. 14 представлены распределения степени повышения давления и температуры нагрева по высоте лопатки в выходном сечении лопатки НАЗ. Увеличение эквивалентной шероховатости для первой ступени привело к уменьшению расчетных значений напора до экспериментальных значений. Видно, что результаты расчетов температуры нагрева хорошо согласуются с экспериментальными данными. Различие значений расхода  $G$ , степени повышения давления  $\pi^*$  и КПД  $\eta^*$  не превышает 0,2 %.

Следует учитывать, что параметры испытываемых систем ступеней зависят от конструкции выходной системы установки [4]. Поэтому для анализа работы высоконагруженной ступени в составе полноразмерного компрессора необходимо провести дополнительные исследования, в частности анализ влияния эквивалентной шероховатости на характеристики полноразмерного компрессора.

**Заключение.** В результате расчетов, выполненных с использованием современных численных методов (ANSYS CFX), получены характеристики высоконапорной сверхзвуковой ступени. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных, показано, что результаты численных расчетов существенно завышены по сравнению с экспериментальными данными: различие значений расхода  $G$  составляет  $5 \div 6$  %, значений  $\pi^*$  —  $3 \div 4$  %, расчетные значения  $\eta^*$  превышают экспериментальные значения на  $1,8 \div 2,0$  %. Исследовано влияние эквивалентной шероховатости на параметры высоконапорной ступени осевого компрессора высокого давления. Проведенные исследования показали, что при включении в расчет эквивалентной шероховатости результаты расчетов характеристик первой сверхзвуковой высоконапорной ступени лучше согласуются с экспериментальными

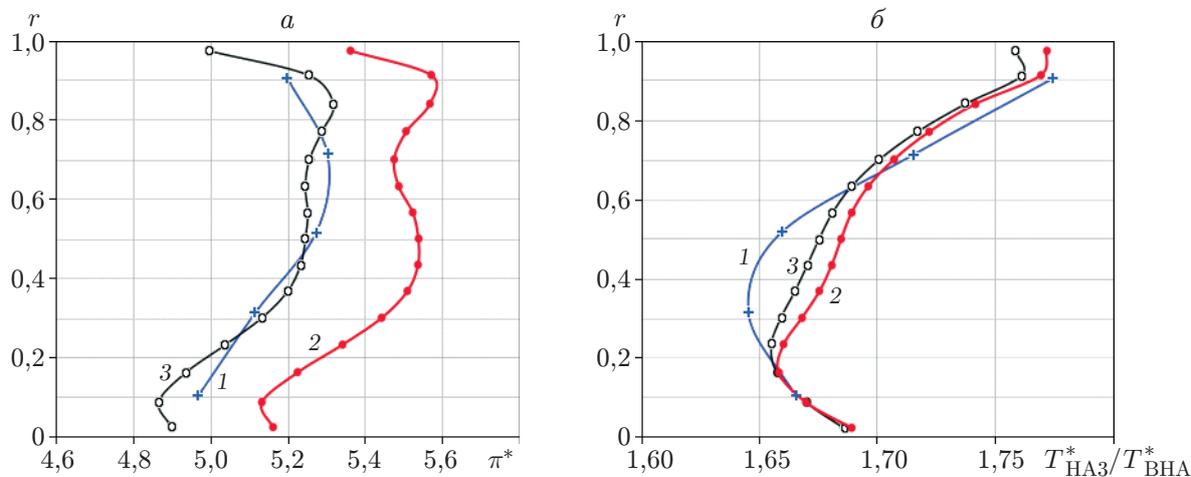


Рис. 14. Распределения степени повышения давления (*а*) и температуры нагрева (*б*) по высоте лопатки НАЗ в выходном сечении:

1 — результаты эксперимента, 2 — результаты расчета по исходной модели, 3 — результаты расчета с учетом шероховатости

данными. При учете эквивалентной шероховатости происходит турбулизация течения в пограничном слое, а во втулочном сечении возникают его отрывы, что свидетельствует о более адекватном описании границы области устойчивой работы ступени. Включение в расчет эквивалентной шероховатости позволяет получить характеристики ступени с максимальным различием расчетных и экспериментальных значений расхода воздуха  $G$ , равным 3 %, значений степени повышения давления  $\pi^*$  — 1 % и КПД  $\eta^*$  — 0,5 %. Результаты эксперимента и расчета для системы трех ступеней хорошо согласуются.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Иноземцев А. А.** Основы конструирования авиационных двигателей / А. А. Иноземцев, М. А. Нихамкин, В. Л. Сандрацкий. [Электрон. ресурс]. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2007.
2. **Братухин А. Г.** Основы технологии создания газотурбинных двигателей для магистральных самолетов / А. Г. Братухин, Ю. Е. Решетников, А. А. Иноземцев и др. М.: Авиатехинформ, 1999.
3. **Иноземцев А. А.** О программе создания авиационных газотурбинных двигателей // Вестн. Перм. науч. центра УРО РАН. 2010. № 4. С. 28–46.
4. **Августинович В. Г.** Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях / В. Г. Августинович, Ю. Н. Шмотин. М.: Машиностроение, 2005.
5. **Катаев В. А.** Компрессор высокого давления ПД-14 // Перм. авиац. двигатели. 2013. № 27. С. 52–53.
6. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974.
7. **Идельчик И. Е.** Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1975.

Поступила в редакцию 5/XI 2013 г.