DOI: 10.15593/2224-9982/2015.42.2

УДК 629.735.03-226.2

**В.Т. Хайрулин, Н.Ю. Самохвалов,
А.С. Тихонов, С.И. Сендюрев**

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН С РАЗЛИЧНОЙ ПОВЕРХНОСТНОЙ ШЕРОХОВАТОСТЬЮ

Проведено экспериментальное исследование лопаток турбин с различной поверхностной шероховатостью на стенде У-300С в ФГУП «ЦИАМ им П.И. Баранова», получена экспериментальная кривая зависимости профильных потерь от режима работы, а также проведена верификация экспериментальных данных. По результатам полученных экспериментальных данных выполнена численная оценка влияния шероховатости поверхности лопаток турбины высокого давления на ее параметры. Численное моделирование выполнялось в коммерческом пакете ANSYS CFX 15.0 на SST GTM модели турбулентности. Использовалась высокодетализированная модель турбин высокого давления с присоединенными полостями, лабиринтными уплотнениями, аппаратом закрутки и системой охлаждения лопаток.

Результаты численного анализа показывают, что учет шероховатости лопаток в расчете оказывает значительное влияние на коэффициент полезного действия турбины высокого давления (около 0,9 % КПД ТВД). Отмечена важность использования сопряженного математического анализа для комплексной оценки максимально возможного числа факторов, влияющих на показатели эффективности и ресурса турбины. Данная модель взята за основу ряда работ по повышению ключевых параметров как отдельных деталей турбины, так и узла в целом.

Ключевые слова: теплозащитные покрытия, турбина высокого давления, численный анализ, шероховатость, коэффициент полезного действия.

**V.T. Khayrulin, N.Yu. Samokhvalov,
A.S. Tikhonov, S.I. Sendyurev**

OJSC "Aviadvigatel", Perm, Russian Federation

ESTIMATION OF INFLUENCE OF BLADE ROUGHNESS ON HIGH PRESSURE TURBINE EFFICIENCY

This paper describes the experimental study of turbine airfoils with different surface finish at U-300S test bench in CIAM (FSUE CIAM named after P.I. Baranov). The experiment-based curve of airfoil losses as a function of operating conditions was obtained and verification of the experimental data was conducted. The obtained experimental data were used to perform numerical evaluation of the high pressure turbine airfoils surface finish impact upon airfoils parameters. Numerical simulation was performed in ANSYS CFX 15.0 commercial software at SST GTM turbulence model. The high pressure turbine model with high level of detail with attached cavities, labyrinth seals, swirler and blade cooling system was used.

The results of numerical analysis show that taking into account airfoil surface finish in the analysis has a significant impact upon the high pressure turbine efficiency (about 0,9 % of HPT efficiency). It is noted that the use of coupled mathematical analysis is important for comprehensive analysis of the maximum possible number of factors influencing turbine efficiency and durability. This model was taken as a basis for a number of activities aimed to improve the key parameters of both turbine components and the module as a whole.

Keywords: thermal barrier coating, high pressure turbine, numerical analysis, roughness, efficiency.

Введение

Увеличение эффективности и надежности современных газотурбинных двигателей (ГТД) и одновременное снижение стоимости их жизненного цикла являются основными направлениями развития современного авиационного двигателестроения. Одним из ключевых факторов, влияющих на показатели эффективности ГТД, является уровень совершенства лопаточных венцов, определяемый величиной потерь (профильных и вторичных). Профильные потери в лопаточном венце состоят из кромочных потерь, образуемых при сходе потока с выходной кромки профиля, и потерь на трение в пограничном слое, в значительной степени зависящих от шероховатости поверхности профиля. Исследования показывают, что в процессе эксплуатации шероховатость поверхности лопаток турбин существенно увеличивается вследствие коррозии и эрозии, что влечет за собой увеличение профильных потерь и, как следствие, ухудшение параметров двигателя.

Традиционно используемые на сегодняшний день методики проектирования турбины высокого давления (ТВД) не учитывают влияния шероховатости на параметры двигателя в целом, так как расчет ведется для «идеально» гладких проточных частей. Вместе с тем шероховатость турбинных лопаток оказывает сильное влияние на аэродинамическую эффективность и тепловую нагрузку лопаток. Потенциально потери кинетической энергии за счет шероховатости могут увеличиться в четыре раза, а коэффициент теплоотдачи к профилю до 2,5 раз [1, 2].

Применение теплозащитных покрытий (ТЗП) лопаток турбин на основе никелевого сплава помогает защитить поверхность от высокотемпературной коррозии и разупрочнения в результате воздействия высоких температур, кроме того, снижает температуру металла лопаток и увеличивает их ресурс [2]. На переходных режимах работы двигателя ТЗП выравнивает температуру поверхности лопаток и понижает термические напряжения в ней.

При применении ТЗП учитывается множество факторов, таких как эффективность снижения теплового потока в лопатку (потенциальное снижение расхода охлаждающего воздуха), долговечность, стоимость, а также влияние на потери в лопатке.

На данный момент при проектировании и изготовлении высокоэффективных лопаточных решеток турбин перспективных газотурбинных двигателей значительная роль отведена минимизации шероховатости поверхности лопаток.

При изготовлении лопаток турбин используют два основных типа ТЗП:

1) PS-ТЗП (плазменный метод нанесения ТЗП) – наиболее широко распространено, имеет высокую шероховатость ($Ra = 4 \dots 10$ мкм), малую теплопроводность и малую стоимость;

2) PVD-ТЗП (метод физического осаждения в паровой фазе) – имеет низкую шероховатость ($Ra = 2 \dots 4$ мкм), более высокую стойкость к циклическим нагрузкам и более чем в два раза большую стоимость по сравнению с PS-ТЗП.

Шероховатость базовой металлической поверхности лопатки $Ra = 1 \dots 1,5$ мкм [3].

Для оценки влияния шероховатости на параметры ТВД и ТНД в ОАО «Авиадвигатель» было проведено экспериментальное исследование на стенде У-300 в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» трех профилей с различной шероховатостью на эксгаустерных режимах в широком диапазоне приведенной изоэнтропической скорости на выходе:

– профиль с «базовой» шероховатостью металлической поверхности (без ТЗП);

– профиль с нанесенным ТЗП по методу PS ($Ra = 8 \dots 9$ мкм);

– профиль с нанесенным ТЗП по методу PVD ($Ra = 4 \dots 6,8$ мкм).

Для верификации полученных экспериментальных данных выполнено численное моделирование в стационарной постановке на различных моделях турбулентности. По результатам верификации выполнено численное моделирование ТВД с замеренной шероховатостью лопаток и проведена оценка влияния шероховатости на коэффициент полезного действия (КПД).

Описание проблемы

На сегодняшний день в практике проектирования и научных публикациях сравнительно мало внимания уделяется детальному изучению влияния шероховатости поверхности лопаток турбины на ее параметры. Опыт проектирования современных ГТД показывает, что шероховатость поверхности лопаток турбины с PS-ТЗП после работы увеличивается с $Ra = 4...10$ мкм до $Ra = 10...40$ мкм, на лопатках с PVD-ТЗП увеличивается с $Ra = 4...6$ мкм до $Ra = 8...10$ мкм, на лопатках без ТЗП шероховатость увеличивается с $Ra = 2...4$ мкм до $Ra = 6...10$ мкм. Это приводит к увеличению расхода охлаждающего воздуха и удельного расхода топлива примерно на 0,15 % [4].

Рост шероховатости поверхности на лопатках с ТЗП (в особенности первой сопловой лопатки (1СЛ) и первой рабочей лопатки (1РЛ) ТВД) связан с тем, что в процессе эксплуатации под воздействием высоких температур внешний слой постепенно уплотняется, становится жестким и снижает свою способность к сопротивлению деформациям и термическим напряжениям, что приводит к его разрушению [5] (рис. 1).

Рис. 1. Внешний вид 1СЛ ТВД с ТЗП до (а) и после (б) эксплуатации

Для исследованных современных авиационных двигателей подобные дефекты связаны прежде всего с очень высоким средним уровнем температуры газа в горле соплового аппарата (СА): $T_{СА}^* = 1800...1850$ К. Для наземных установок, где $T_{СА}^*$ не превышает 1600 К на самых горячих режимах подобные дефекты могут быть вызваны высокой неравномерностью поля температуры газа за камерой сгорания (КС) (неравномерность составляет порядка 1,6 и выше) [6].

Описание экспериментальной установки

Для проведения экспериментального исследования по влиянию шероховатости поверхности лопаток на потери в решетке использовалась установка У-300С в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Установка оснащена системами механизации и автоматизации для измерения параметров, а также системой обработки полученных данных. Схема установки представлена на рис. 2.

Рис. 2. Установка У-300С в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»:
1 – входное устройство; 2 – спрямляющие лемнискаты;
3 – турбулизирующая сетка; 4 – решетка лопаток

Для оценки изменения профильных потерь на входе в решетку измерялось полное давление, на выходе определялось распределение полного давления вдоль фронта, статическое давление и угол потока. Решетки испытывались при нулевом угле атаки на входе, уровень турбулентности на входе в решетку в условиях стенда не превышал 4 %.

Экспериментальные решетки состоят из шести лопаток с одинаковым сечением по высоте, которые имеют большой угол поворота потока, большую максимальную толщину профиля, а также большой относительный шаг и угол отгиба.

Для отсечения пограничных слоев, образующихся на лемнискатах до входа в решетку, на пакете установлены отсечные пластины (рис. 3).

Рис. 3. Внешний вид лопаточной решетки

Описание численной модели

Для верификации экспериментальных данных было выполнено детальное моделирование конструкции установки У-300С с учетом всех особенностей геометрии и составных частей, включая дросселирующее устройство с силовыми элементами на входе, спрямляющие лемнискаты и пакет лопаток (рис. 4). Шероховатость поверхности лопаток была измерена до проведения эксперимента.

Результаты замера шероховатости R_a (мкм) поверхности лопаток с PS-ТЗП

Входная кромка	4,1
Спинка	4,0
Корыто	4,8

Результаты замера шероховатости R_a (мкм) поверхности лопаток с PVD-ТЗП

Входная кромка	10,4
Спинка	10,4
Корыто	10,6

Рис. 4. Модель экспериментальной установки У-300С

Задача численного моделирования решалась в пакете ANSYS CFX 15.0. За основу были взяты SST GTM и k - ϵ -модели турбулентности. Основное отличие моделей заключается в том, что модель SST представляет собой сочетание k - ϵ - и k - ω -моделей (в пристеночном слое используется k - ω -модель, а в остальном потоке k - ϵ -модель) [7], а включенный модуль перемежаемости GTM позволяет учесть ламинарно-турбулентный переход (за счет добавления двух переменных: перемежаемости, позволяющей отделить ламинарные области от турбулентных, и переменной, отвечающей за переход). Изменение параметров потока вблизи стенки лопаток моделировалось с помощью пристеночных функций, при этом пристеночное течение подразделяется на вязкостный подслой и «логарифмический» слой. В частности, изменение скорости вблизи стенки описывается выражением

$$u^+ = \frac{U_t}{u_\tau} = \frac{1}{k} \ln(y^+) + c,$$

где u^+ – безразмерная скорость; u_τ – тангенциальная составляющая скорости на расстоянии Δy от стенки; k – константа Вон Кармана; y^+ – безразмерное расстояние от стенки.

Моделирование шероховатости осуществлялось с помощью модификации пристеночной функции, при этом функция для пристеночной скорости имеет вид

$$u^+ = \frac{1}{k} \ln(y^+) + B - \Delta B,$$

где ΔB – функция безразмерной величины высоты шероховатости h^+ и эквивалентной «песочной» шероховатости.

Анализ полученных результатов

Результаты численного анализа газодинамических характеристик в сравнении с экспериментальными данными представлены на рис. 5. Исследование показало, что в дозвуковой области профильные потери в решетках увеличиваются с увеличением режима, что объясняется изменением толщины пограничного слоя и числа Рейнольдса. На расчетном режиме профильные потери в решетке несколько снижаются за счет некоторого утонения пограничного слоя и меньшей вероятности его отрыва. В транзвуковой и сверхзвуковой области профильные по-

тери растут скачкообразно, что объясняется появлением в межлопаточных каналах местных сверхзвуковых зон и скачков уплотнения, которые вызывают отрыв потока.

Визуализация картины течения на расчетном режиме, а также расчетное распределение потерь по высоте для решеток с различной шероховатостью представлены на рис. 6, 7 и 8. Видно, что на профиле с большей шероховатостью наблюдается увеличение толщины пограничного слоя [8], увеличение закруточного следа и профильных потерь, при этом вторичные потери остаются практически неизменными.

Рис. 5. Зависимость профильных потерь в решетке от режима работы для профилей с различной шероховатостью

Рис. 6. Распределение потерь по высоте лопаток

Из рис. 5 видно, что распределение профильных потерь в решетках на различных режимах работы на SST модели турбулентности с включенным учетом перемежаемости (GTM) хорошо ложится в разброс показаний экспериментальных данных.

Рис. 7. Закромочный след и его структура на расчетном режиме работы для профиля с шероховатостью 6 мкм

Рис. 8. Закромочный след и его структура на расчетном режиме работы для профиля с шероховатостью 10 мкм

Для анализа влияния шероховатости поверхности лопаток на эффективность ТВД была смоделирована ТВД с учетом всех особенностей конструкции, в том числе присоединенных полостей под дисками,

лабиринтных уплотнений, аппарата закрутки и системы охлаждения лопаток (рис. 9). Численный анализ проводился в стационарной постановке. В качестве модели турбулентности была выбрана SST GTM модель. Параметры численной модели, ответственные за процесс смешения газа и пленки (сеточное разрешение, толщина призматического слоя, турбулентное число Прандтля (Шмидта)), определялись на основе экспериментальных исследований пленочного охлаждения плоских пластин [9, 10]. Шероховатость поверхности лопаток была выбрана по результатам замеров, проведенных после испытаний двигателя.

Шероховатость лопаток ТВД для расчета в полной постановке

Лопатка	Шероховатость Ra, мкм
1СЛ ТВД	10
1РЛ ТВД	7
2СЛ ТВД	10
2РЛ ТВД	2

Рис. 9. Общий вид расчетной области ТВД

Численный анализ показал, что при учете шероховатости поверхности лопаток расчетное значение КПД ТВД снижается на 0,9 %. Основное влияние на уменьшение КПД ТВД оказывает уменьшение крутящего момента на рабочих лопатках за счет увеличения сдвиговых напряжений у стенок и разрушения вязкостного подслоя.

Заключение

Результаты экспериментальных данных и численного моделирования показали, что с увеличением шероховатости поверхности лопаток пропорционально увеличиваются профильные потери (в дозвуковой области), при этом распределение и величина вторичных потерь остались неизменными. Наилучшую сходимость с экспериментальными данными показала SST модель турбулентности с включенным модулем ламинарно-турбулентного перехода GTM.

Учет такого фактора, как шероховатость поверхности лопаток, при проектировании турбин авиационных двигателей позволяет существенно повысить точность предсказания полученных параметров и существенно улучшить уровень проектирования. Особенно важно учитывать влияние шероховатости поверхности лопаток в турбине высокого давления, так как она оказывает сильное влияние на аэродинамическую эффективность и тепловую нагрузку лопаток, а применение единого программного комплекса дает возможность избежать погрешностей при переносе граничных условий между различными программными продуктами.

Библиографический список

1. Morrell P., Rickerby D.S. Thermal Barrier Coatings // AGARD. J. Advantages/Disadvantages of Various TBC Systems as Perceived by the Engine Manufacturer. – 1997. – October. – AGARD-R-823.
2. Stolle R. Conventional and advanced coating for turbine airfoils // Journal of MTU Aero Engines. – 2009. – Paper № D-90955.
3. NASA-GE CF6 Engine Diagnostics Program. NASA CR-189916 / GE Aircraft Engine Group // Third Semi Annular Review. – 1979. – November.
4. Vazquez R., Torre D. The effect of surface roughness on efficiency of low pressure turbine // ASME. – 2013. – Paper № GT2013-94200.
5. Сендюрев С.И., Тихонов А.С. Проблемы охлаждения сопловых лопаток турбин и способы их решения // Газотурбинные технологии. – 2010. – № 2. – С. 2–5.
6. Хайрулин В.Т., Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. Комплексный подход к совершенствованию наземных газовых турбин на примере газотурбинной установки мощностью 25 МВт // Научные и практические проблемы использования достижений авиадвигателестроения

в наземных газотурбинных установках: сб. тез. – Пермь, 2014. – С. 156–159.

7. Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества пленочного охлаждения спинки сопловых лопаток // Вестник УГАТУ. – 2012. – № 5. – С. 20–27.

8. Elsner W., Warzecha P. Numerical study of transitional rough wall boundary layer // ASME. – 2012. – GT2012-69150.

9. Baldauf S., Schulz A., Wittig S. High-resolution measurements of local effectiveness from discrete hole film cooling // Journal of Turbomachinery. – 2001. – Vol. 123, № 4. – P. 758–765.

10. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurement at engine like conditions / S. Baldauf, M. Scheurlen, A. Schulz, S. Wittig // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2002. – GT2012-30180.

Reference

1. Morrell P., Rickerby D.S. Thermal Barrier Coatings. *AGARD. J. Advantages/Disadvantages of Various TBC Systems as Perceived by the Engine Manufacturer*, 1997, October, AGARD-R-823.

2. Stolle R. Conventional and advanced coating for turbine airfoils. *Journal of MTU Aero Engines*, 2009, Paper no. D-90955.

3. NASA-GE CF6 Engine Diagnostics Program. NASA CR-189916. GE Aircraft Engine Group. *Third Semi Annular Review*, 1979, November.

4. Vazquez R., Torre D. The effect of surface roughness on efficiency of low pressure turbine. *ASME*, 2013, Paper no. GT2013-94200.

5. Sendyurev S.I., Tikhonov A.S. Problemy okhlazhdeniya soplovykh lopatok turbin i sposoby ikh resheniya [Vane cooling problems and methods for their solutions]. *Gazoturbinnye tekhnologii*, 2010, no. 2, pp. 2-5.

6. Khayrulin V.T., Tikhonov A.S., Samokhvalov N.Yu. Kompleksnyy podkhod k sovershenstvovaniyu nazemnykh gazovykh turbin na primere gazoturbinnoy ustanovki moshchnostyu 25 MVt [Comprehensive approach to improvement of ground gas turbines with a gas-turbine unit of 25 MW power as an example]. *Sbornik tezisov "Nauchnye i prakticheskie problemy ispolzovaniya dostizheniy aviadvigatelestroeniya v nazemnykh gazoturbinnnykh ustanovkakh"*. Perm, 2014, pp. 156-159.

7. Tikhonov A.S., Samokhvalov N.Yu. Analiz ispolzovaniya profilerovannykh otverstiy perforatsii dlya povysheniya kachestva plenochnogo

okhlazhdeniya spinki soplovykh lopatok [Analysis of shaped cooling holes for improving film cooling of turbine nozzle vane suction surface]. *Vestnik Ufimskogo gosudarstvennogo aviatsionnogo tekhnicheskogo universiteta*, 2012, no. 5, pp 20-27.

8. Elsner W., Warzecha P. Numerical study of transitional rough wall boundary layer. *ASME*, 2012, GT2012-69150.

9. Baldauf S., Schulz A., Wittig S. High-resolution measurements of local effectiveness from discrete hole film cooling. *Journal of Turbomachinery*, 2001, vol. 123, no. 4, pp. 758-765.

10. Baldauf S., Scheurlen M., Schulz A., Wittig S. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurement at engine like conditions. *Proceedings of ASME Turbo Expo*, 2002, GT2012-30180.

Об авторах

Хайрулин Вадим Тахирович (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: khairulin@avid.ru).

Самохвалов Николай Юрьевич (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: samohvalov@avid.ru).

Тихонов Алексей Сергеевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, инженер-конструктор-расчетчик отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: tikhonov@avid.ru).

Сендюрев Станислав Игоревич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, инженер-конструктор-расчетчик отдела турбин ОАО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: sendyurev@avid.ru).

About the authors

Vadim T. Khayrulin (Perm, Russian Federation) – Design Engineer, Turbine Department of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: khairulin@avid.ru).

Nikolay Yu. Samokhvalov (Perm, Russian Federation) – Design Engineer, Turbine Department of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: samokhvalov@avid.ru).

Aleksey S. Tikhonov (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Design Engineer, Turbine Department of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: tikhonov4@yandex.ru).

Stanislav I. Sendyurev (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Design Engineer, Turbine Department of OJSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: sendyurev@avid.ru).

Получено 15.05.2015