

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИК ПРОЕКТИРОВАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

© 2014 А.А. Иноземцев, В.Т. Хайрулин, А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов

ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

В работе проведена оценка интегральных и локальных параметров турбин высокого и низкого давлений перспективного авиационного двигателя методом трёхмерного численного моделирования в пакете ANSYS CFX. Использовалась высокодетализированная модель турбин высокого и низкого давлений с присоединёнными полостями и переходным каналом, состоящая из 577 млн. конечных элементов. Численный анализ проводился в стационарной и нестационарной постановках с использованием BSL и SST моделей турбулентности. Полученные расчётные данные верифицированы по результатам испытаний данных турбин, расхождения расчёта и эксперимента как локально, так и интегрально незначительны (локальные отклонения не более 5%). Результаты численного анализа подтверждают высокий уровень коэффициента полезного действия турбин. По результатам верификации выполнена оптимизация существующей конструкции, позволившая увеличить расчётный КПД ТВД на 0.4%. Данная модель взята за основу ряда работ по повышению ключевых параметров как отдельных деталей турбины, так и узла в целом.

*Турбина высокого давления, трёхмерное численное моделирование, аэродинамическая эффективность, расчётно-экспериментальный анализ.*

### Введение

Улучшение экономических и ресурсных характеристик является ключевым и приоритетным направлением развития и создания современных конкурентоспособных гражданских авиационных двигателей. Вместе с тем, некоторые важнейшие характеристики основных узлов, такие как расход газа, крутящий момент на роторе, эффективность узла в целом, не поддаются экспериментальной оценке в условиях работы двигателя. Эти характеристики могут быть получены только на специализированных установках для оценки параметров отдельных узлов, что является лишь косвенной оценкой работоспособности узла при работе в двигателе. Современные численные методы позволяют провести оценку достоверности полученных экспериментальных данных и дать их качественную оценку, что позволяет исключить ошибки, возможные при проектировании новых продуктов, а также снизить их себестоимость.

Основной задачей данной работы является проведение численного моделирования газодинамических и тепловых процессов в турбинах высокого давления (ТВД) и турбинах низкого давления

(ТНД) с целью верификации экспериментальных данных, полученных по результатам проведенных испытаний.

### Описание проблемы и численной модели

Объектом исследования являются ТВД и ТНД современного авиационного двигателя. Для верификации экспериментальных данных были смоделированы ТВД и ТНД с учётом всех особенностей геометрии, в том числе присоединённые полости под дисками, лабиринтные уплотнения, аппарат закрутки, система охлаждения лопаток, а также переходный канал между ТВД и ТНД (рис. 1).

Моделирование осуществлялось со следующими допущениями:

- не моделировались утечки по стыкам лопаток;
- не учитывалось влияние запыления отверстий перфорации.

С учётом замеренных монтажных зазоров, а также радиальных перемещений деталей ротора и статора были выбраны следующие радиальные зазоры: над 1РЛ ТВД – 0,6 мм, под 2СА ТВД – 0,5 мм, над 2РЛ 0,6 мм: для ТНД радиальные зазоры 0,5 мм под всеми рабочими лопатками и 0,6 мм под сопловыми лопатками.

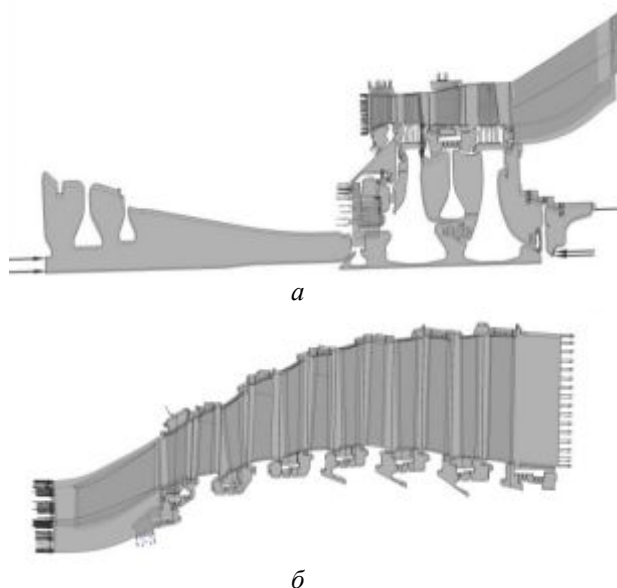


Рис. 1. Общий вид расчётной области ТВД (а) и ТНД (б) с переходным каналом

В качестве одного из граничных условий использовалась величина шероховатости поверхности лопаток. Она была выбрана по результатам замера шероховатости поверхности лопаток после разборки двигателя и для 1СА ТВД составляет 16 мкм для корыта и 8 мкм для спинки; для 1РЛ ТВД – 5 мкм для всей лопатки, 2СЛ ТВД – 12 мкм для корыта и 8 мкм для спинки; 2РЛ ТВД – 4 мкм для всей лопатки. Шероховатость лопаток ТНД составляет 4 мкм.

Численный анализ проводился с помощью трёхмерной методики расчёта в стационарной и нестационарной постановках, основанных на решении нестационарной системы осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса методом конечных объёмов с неявным алгоритмом интегрирования в коммерческом пакете ANSYS CFX 14.5. Суммарная размерность сеточной модели расчётной области ТВД  $\approx$  около 265 млн. элементов, ТНД  $\approx$  312 млн. элементов.

В качестве граничных условий (поля полной температуры и давления) использовались экспериментальные данные, полученные по результатам замера параметров газа в тракте и присоединённых полостях ТВД и ТНД во время проведения испытаний. В качестве граничных усло-

вий в присоединённых полостях турбины принимались значения статических давлений и температуры, замеренных в двигателе в процессе испытаний. Общий вид схемы препарирования ТВД и ТНД представлены на рис. 2.

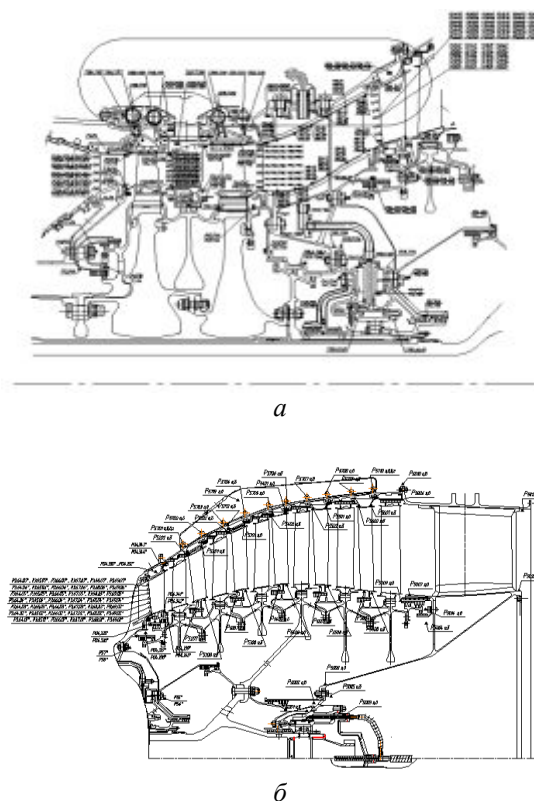


Рис. 2. Общий вид схемы препарирования ТВД (а) и ТНД (б)

В качестве модели турбулентности были выбраны BSL и SST модели. SST модель отличается от BSL модели дополнительным слагаемым, существенно уменьшающим турбулентную вязкость в пристеночном слое [1,2]. Параметры численной модели, ответственные за процесс смешения газа и плёнки (сеточное разрешение, толщина призматического слоя, турбулентное число Прандтля (Шмидта)) определялись на основе экспериментальных исследований плёночного охлаждения плоских пластин [3-5].

### Результаты численного анализа и сравнение с экспериментальными данными. Анализ результатов верификации ТВД

Сравнительный анализ результатов численного моделирования ТВД с экспе-

риментальными данными, полученными при испытаниях двигателя, приведён на рис. 3 - 5. Распределение замеренной и расчётной полной температуры на входе в СЛ1 ТВД имеет некоторое расхождение, что связано с отсутствием кондиционных замеров температуры на входе. Характер-

ная кривая распределения полной температуры на входе принималась с определённым коэффициентом, обеспечивающим в процессе расчёта соответствие среднемассовой температуре (определённой по замерам) на входе в 2СЛ ТВД.

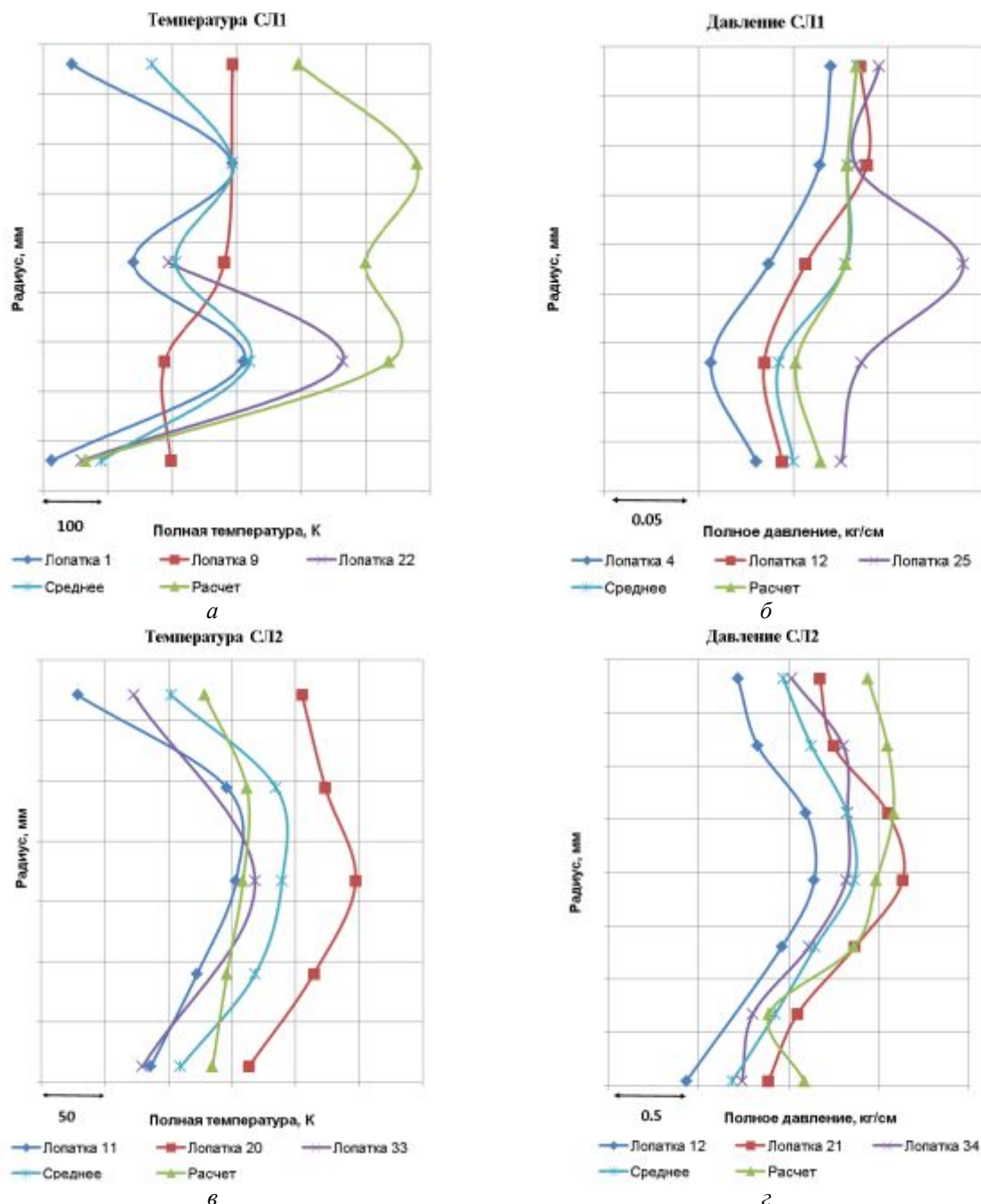


Рис. 3. Распределение полной температуры (а,в) и полного давления (б,г) на входе в сопловую лопатку первой и второй ступени ТВД

Кроме того, температура газа в полости между 1СЛ и 1РЛ ТВД существенно ниже при стационарном численном моделировании, что говорит о затекании в за-

зор горячего газа в эксперименте. Данный эффект можно наблюдать при нестационарной постановке.

Расчётная эпюра полного давления

на 2СЛ ТВД хорошо попадает в разброс показаний экспериментальных данных на различных лопатках, при этом характер распределения по высоте канала соответствует эксперименту (рис. 3). Анализ замеров статического давления на входе в 2СЛ ТВД показывает хорошее соответствие эксперимента и расчёта, как по корню, так и по периферии.

Распределение осреднённых в окружном направлении полных температур

и давлений по радиусу на выходе из ТВД приведено на рис. 4. Средняя полная температура на выходе из ТВД, полученная по результатам расчёта, имеет хорошее совпадение с экспериментальными данными с максимальной погрешностью в 10 градусов. Расчётная эпюра полного давления на выходе из ТВД также хорошо попадает в разброс показаний экспериментальных данных и имеет идентичный характер распределения по высоте.

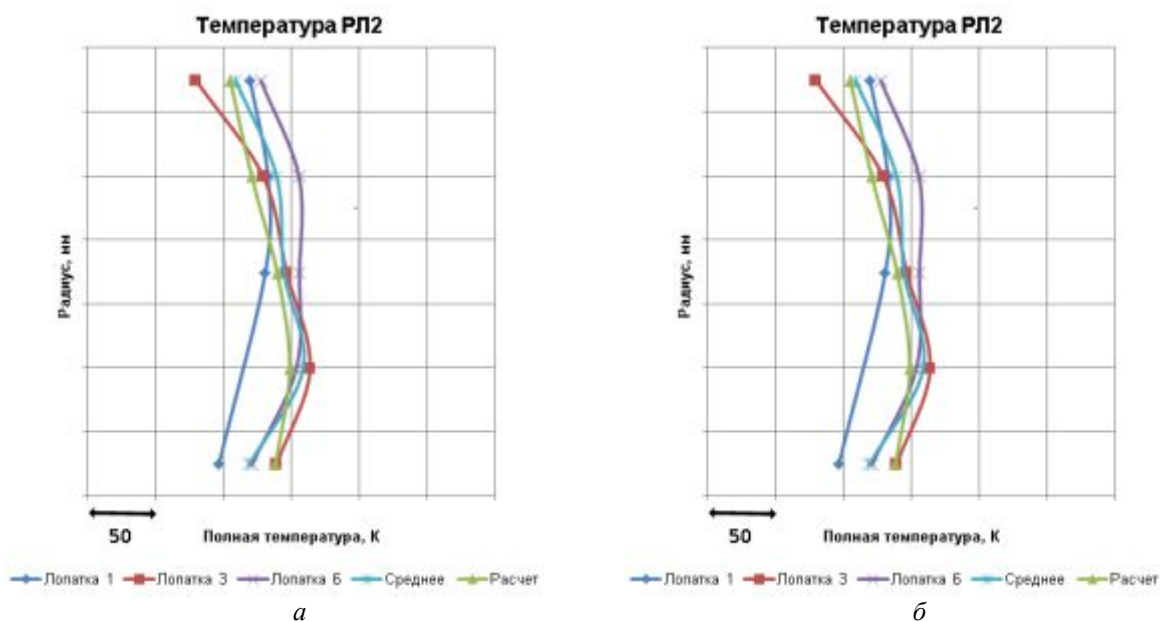


Рис. 4. Распределение полной температуры (а) и полного давления (б) на выходе из рабочей лопатки второй ступени ТВД

Среднее отклонение расчётного статического давления газа от замеренного по тракту ТВД не превышает 5% (рис. 5).

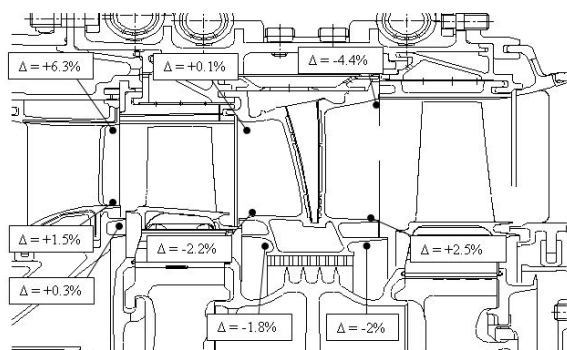


Рис. 5. Отклонение расчётных значений статического давления газа от измеренных по тракту ТВД

Расчётный и замеренный перепад полного давления на первой ступени хорошо совпадают, при этом наблюдается завышение перепада полного давления в

эксперименте по второй ступени ввиду завышения показаний замеров полного давления, установленных на входных кромках обтекателей (показания полного давления в среднем на 0,3 кг/см<sup>2</sup> выше, чем на гребёнках, установленных между стойками; рис. 6).

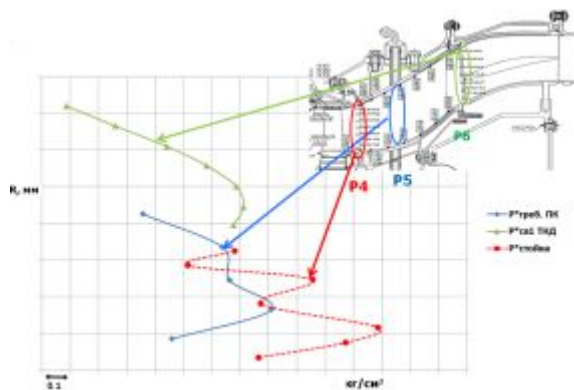


Рис. 6. Результаты измерения давления в переходном канале

Данное явление связано с ростом полного давления из-за торможения потока у стоек переходного канала, что приводит к завышению показаний замеров относительно среднеплощадного значения и уменьшению локального перепада на 2РЛ ТВД в этих местах. При численном моделировании в стационарной постановке отсутствует влияние обтекателей переходного канала на 2РЛ ТВД и отсутствует торможение потока [6-8].

Для анализа этого явления был проведён нестационарный расчёт 2РЛ ТВД совместно с переходным каналом и 1СЛ ТНД, который показал наличие зон локального повышения давления (рис. 7).

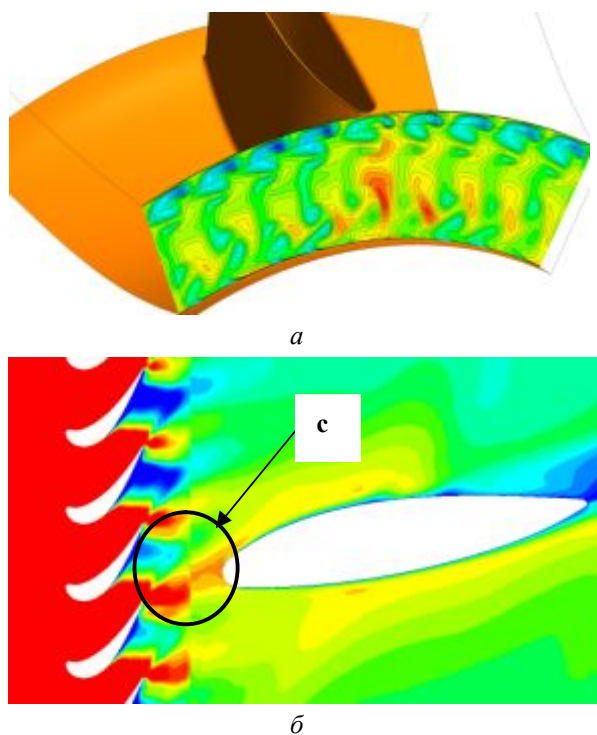


Рис. 7. Зона локального повышения давления (с) за 2РЛ ТВД по результатам нестационарного расчёта

Распределение потерь в переходном канале представлено на рис. 8. Большие потери (порядка 60%) на начальном участке 1-2 связаны с потерями на выравнивание потока за 2РЛ ТВД, оставшаяся часть перераспределяется между потерями со стойки переходного канала (15%) и потерями на трение и кривизну канала (25%).

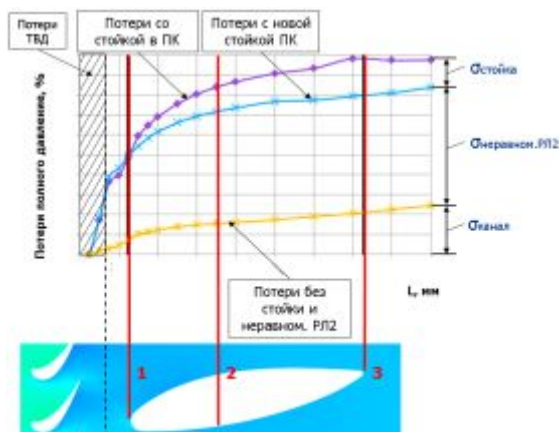


Рис. 8. Распределение потерь в переходном канале (нестационарный расчёт)

Для уменьшения влияния стойки переходного канала на работу 2РЛ ТВД был перепроектирован переходный канал ТВД и ТНД (перепрофилирована, наклонена и отодвинута от 2РЛ ТВД стойка переходного канала), что позволило уменьшить потери в переходном канале и увеличить КПД ТВД на 0,1%.

#### Анализ результатов верификации ТНД

В качестве граничных условий для верификации ТНД использовались измеренные значения параметров потока, полученные по результатам испытаний двигателя.

Расчётная эпюра полного давления на выходе из ТНД достаточно хорошо попадает в разброс показаний экспериментальных данных на различных лопатках, при этом характер распределения по высоте канала соответствует эксперименту (рис. 9).

Характер расчётной эпюры температуры на выходе из ТНД по высоте канала (рис. 9) также хорошо соответствует эксперименту, однако имеет место завышение расчётных значений температуры относительно среднего значения замера по гребёнкам на величину от 10° до 20°С. Данное явление связано с существенной окружающей неравномерностью поля температуры на выходе из камеры сгорания.

Сравнение замеренных и расчётных давлений по тракту представлено на рис. 10. Максимальное отклонение расчётных значений от экспериментальных не превышает 4,5%.

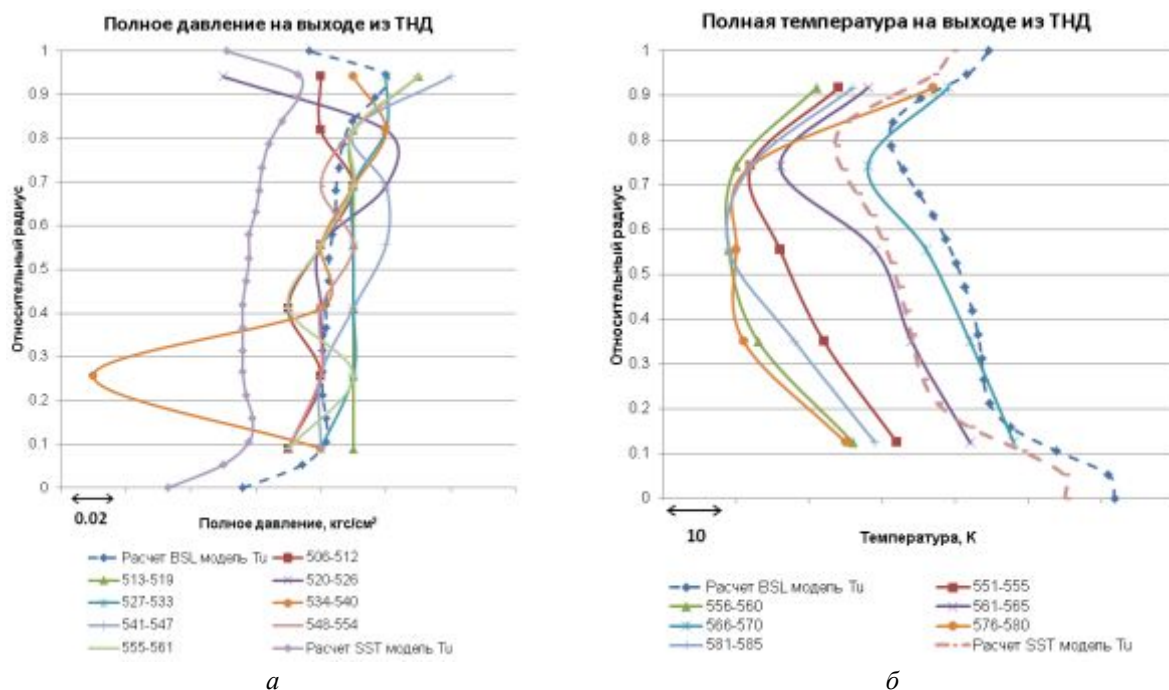


Рис. 9. Сравнение расчётного и экспериментального распределения по высоте полного давления и температуры на выходе из ТНД

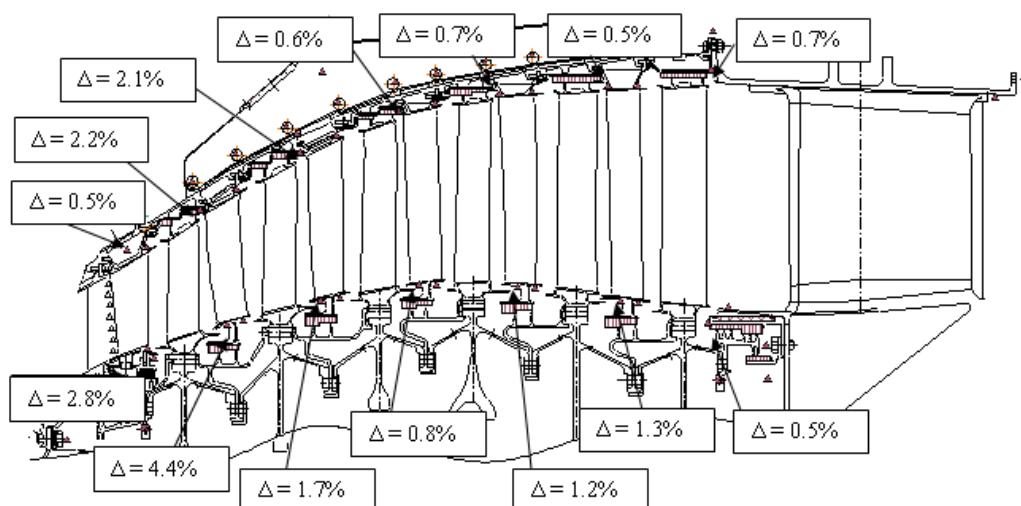


Рис. 10. Отклонение расчётных значений статического давления газа от измеренных по тракту ТНД

### Оптимизация конструкции

По результатам трёхмерного анализа была проведена оптимизация конструкции ТВД, а именно:

- оптимизирована конструкция лабиринтного уплотнения промежуточного диска (утечка газа через лабиринт уменьшилась на 40%, КПД ТВД +0,1%);
- перепроектирован переходной канал ТВД и ТНД (уменьшено влияние стойки на 2РЛ ТВД, КПД ТВД +0,2%);

Внедрение комплексных мероприятий по оптимизации конструкции ТВД позво-

лило увеличить КПД ТВД на 0,3% по сравнению с исходным вариантом.

### Выводы

По результатам проведённого сравнительного анализа расчётных моделей с экспериментальными данными подтверждена высокая эффективность турбин высокого и низкого давления в составе двигателя. Проведённый комплекс мероприятий по доводке существующей конструкции ТВД – оптимизация конструкции лабиринтного уплотнения промежуточного диска и стойки переходного канала позво-

лили увеличить расчётный КПД на 0,3%, уменьшить себестоимость изготовления элементов задней опоры и увеличить циклический ресурс лопаток по сравнению с исходным вариантом.

Таким образом, внедрение в практику проектирования методик, решающих задачу сквозного численного моделирования ТВД и ТНД, позволяет существенно повысить точность предсказания полу-

чаемых параметров узлов, увеличить эффективность их охлаждения при сокращении расхода охлаждающего воздуха, уменьшить себестоимость изготовления, а также проводить комплексный учёт влияния различных факторов на аэродинамику и тепловое состояние деталей турбин в едином программно-вычислительном комплексе [9,10].

### **Библиографический список**

1. Menter F.R. Influence of Freestream Values on  $k-\omega$  Turbulence Model Predictions // AIAA Journal. 1992. V. 30, no. 6. P. 1657-1659.

2. Menter F.R. Zonal Two Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows // 24<sup>th</sup> Fluid Dynamics Conference. 1993. Orlando, Florida.

3. Baldauf S., Schulz A., Wittig S. High-Resolution Measurements of Local Effectiveness From Discrete Hole Film Cooling // Journal of Turbomachinery. 2001. V. 123. P. 758-765.

4. 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: Heat Transfer, Manufacturing Materials and Metallurgy. 2002. V. 3 A. P. 149-162.

5. Murari S., Sunnam S., Liu J.S. Steady State and Transient CFD Studies on Aerodynamic Performance Validation of a High Pressure Turbine // Proceedings of ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. 2012. V. 8, parts A, B, and C. P. 2067-2077

6. Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю.,

Сендюров С.И., Бажин С.В. Аэродинамическое и тепловое проектирование трактовых поверхностей горячей части турбины современного газотурбинного двигателя // Вестник двигателестроения. 2012. № 2. С. 99-104.

7. Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. Тепловое проектирование разрезных колец турбин методами численного моделирования в сопряженной постановке // Труды МАИ. 2012. № 52. С. 19.

8. Тихонов А.С., Самохвалов Н.Ю. Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества плёночного охлаждения спинки сопловых лопаток турбин // Вестник УГАТУ. 2012. Т. 16, № 5(50). С. 20-27.

9. Сендюров С.И., Тихонов А.С. Разработка и сравнительный анализ эффективности конструктивных решений по улучшению качества охлаждения сопловой лопатки турбины // Газотурбинные технологии. 2010. № 10. С. 12-17.

10. Иноземцев А.А., Сендюров С.И. Исследование и проектирование систем охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин // Тяжёлое машиностроение. 2010. № 9. С. 2-4.

### **Информация об авторах**

**Иноземцев Александр Александрович**, Управляющий директор – генеральный конструктор, ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь. Область научных интересов: конструирование авиационных двигателей.

**Хайрулин Вадим Тахирович**, инженер-конструктор-расчётчик второй ка-

тегории отдела турбин, ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь. E-mail: [khairulin@avid.ru](mailto:khairulin@avid.ru). Область научных интересов: проектирование турбин, численное моделирование, тепловая и газодинамика.

**Самохвалов Николай Юрьевич**, инженер – конструктор – расчётчик третьей категории отдела турбин, ОАО «Авиа-

двигатель», г. Пермь. E-mail: [samohvalov@avid.ru](mailto:samohvalov@avid.ru). Область научных интересов: проектирование турбин, численное моделирование, тепловая и газодинамика.

**Тихонов Алексей Сергеевич**, кандидат технических наук, инженер-

конструктор-расчётчик второй категории отдела турбин, ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь. E-mail: [tikhonov4@yandex.ru](mailto:tikhonov4@yandex.ru). Область научных интересов: проектирование турбин, численное моделирование, газодинамика.

## **DEVELOPMENT OF METHODS OF DESIGNING MODERN GAS TURBINES**

© 2014 A.A. Inozemtsev, V.T. Khairulin, A.S. Tikhonov, N.Yu. Samokhvalov

Open Joint Stock Company «Aviadvigatel», Perm, Russian Federation

The paper is focused on the evaluation of integral and local parameters of advanced aero engine high-pressure and low-pressure turbines using the method of 3D numeric simulation in ANSYS CFX. The models used were very detailed high-pressure and low-pressure turbine models with adjoined cavities and a transition duct consisting of 577 million finite elements. Numerical analysis was conducted both in stationary and non-stationary setup using BSL and SST models of turbulence. The resulted design data were verified against the turbine test results. Deviations between design and test data, both local and integral, are insignificant (local deviation is not more than 5%). The results of numerical analysis show high level of turbines' efficiency. The current configuration was optimized based on the results of verification, which allowed increasing HPT design efficiency by 0.4%. The model was taken as a basis for a series of works aimed at improving the key parameters of both individual turbine components and the module on the whole.

*High-pressure turbine, low-pressure turbine, numerical study, aerodynamic efficiency, experimental analysis.*

### **References**

1. Menter F.R. Influence of Freestream Values on  $k-\omega$  Turbulence Model Prediction // AIAA Journal. 1992. V. 30, no. 6. P. 1657-1659.
2. Menter F.R. Zonal Two Equation  $k-\omega$  Turbulence Models for Aerodynamic Flows // 24<sup>th</sup> Fluid Dynamics Conference. 1993. Orlando, Florida.
3. Baldauf S., Schulz A., Wittig S. High-Resolution Measurements of Local Effectiveness From Discrete Hole Film Cooling // Journal of Turbomachinery. 2001. V. 123. P. 758-765.
4. 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: Heat Transfer, Manufacturing Materials and Metallurgy. 2002. V. 3 A. P. 149-162.
5. Murari S., Sunnam S., Liu J.S. Steady State and Transient CFD Studies on Aerodynamic Performance Validation of a High Pressure Turbine // Proceedings of ASME Turbo Expo 2012: Turbine Technical Conference and Exposition. 2012. V. 8, parts A, B, and C. P. 2067-2077
6. Tikhonov A.S., Samokhvalov N.Yu., Sendyuryov S.I., Bazhin S.V. Aerodynamic and thermal designing of passageway surfaces of the hot section of modern GTE turbine // Vestnik dvigatelestroeniya. 2012. No. 2. P. 99-104. (In Russ.)
7. Tikhonov A.S., Samokhvalov N.Yu. Split ring thermal engineering based on co-production numerical simulation // Trudy MAI. 2012. No 52. P. 19 (In Russ.)
8. Tikhonov A.S., Samokhvalov N.Yu. Analysis of using shaped cooling holes to improve the quality of film cooling on the



suction side of turbine nozzle guide vanes // Vestnik UGATU. 2012. V. 16, no. 5(50). P. 20-27. (In Russ.)

9. Sendyuryov S.I., Tikhonov A.S. Development and comparative analysis of the effectiveness of design solutions for the refinement of turbine vane cooling // Gas turbo

technology. 2010. No. 10. P. 12-17. (In Russ.)

10. Inozemtsev A.A., Sendyuryov S.I. Investigation and design of high-loaded turbine vane's cooling systems // Russian journal of heavy machinery 2010. No. 9. P. 2-4. (In Russ.)

#### **About the authors**

**Inozemtsev Aleksandr Aleksandrovich**, Managing Director & General Designer of Open Joint Stock Company "Aviadvigatel", Perm. Area of Research: design of aircraft engines.

**Khairulin Vadim Takhirovich**, engineer, Turbine Design Department, Open Joint Stock Company «Aviadvigatel», Perm. E-mail: khairulin@avid.ru. Area of Research: turbine design, numerical modeling, thermal- and gas dynamics.

**Samokhvalov Nikolay Yurievich**, engineer, Turbine Design Department, Open

Joint Stock Company «Aviadvigatel», Perm. E-mail: samokhvalov@avid.ru. Area of Research: turbine design, numerical modeling, thermal- and gas dynamics.

**Tikhonov Aleksey Sergeevich**, Candidate of Science (Engineering), engineer, Turbine Design Department, Open Joint Stock Company «Aviadvigatel», Perm. E-mail: tikhonov4@yandex.ru. Area of Research: turbine design, numerical modeling, gas dynamics.