

УДК 536.2 4.083 : 621.45.038 : 621.452.3

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ И ВЕРИФИКАЦИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧЕЙ ЛОПАТКИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

© 2018 А.В. Викулин, В.А. Земляная, Е.Н. Жильцова

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Статья поступила в редакцию 30.07.2018

В статье представлен комплекс расчетно-проектировочных работ по разработке высокоэффективной системы охлаждения для рабочих лопаток высокотемпературных газовых турбин современных газотурбинных двигателей. Проведен анализ результатов экспериментальных исследований по эффективности конвективно-пленочной системы охлаждения рабочих лопаток, а также проведена дефектация данных лопаток, в ходе которой выявлены множественные трещины на выходной кромке. Выполнена доработка конструкции рабочей лопатки турбины высокого давления, при этом к использованию предлагается трехмерный подход к моделированию теплового состояния лопатки с решением сопряженной задачи теплопроводности. С целью определения пропускной способности и контроля стабильности изготовления модифицированной рабочей лопатки проведена продувка охлаждаемых каналов и отверстий рядов перфорации. На основании результатов экспериментальных исследований спроектирована математическая модель продувочного стенда на базе пакетов ANSYS CFX, соответствующая действительным размерам. В программе CFX-Solver Manager выполнен расчет суммарного расхода воздуха при открытых и закрытых отверстиях рядов перфорации, а также открытых и закрытых щелях в выходной кромке лопатки. На основании газодинамических и гидравлических расчетов проведены трехмерные тепловые расчеты в пакете ANSYS ICEM CFD с использованием граничных условий третьего рода и получены тепловые модели лопаток. Получены поля эффективности охлаждения отдельных сечений рабочей лопатки первой ступени турбины высокого давления. Проведена верификация теплового состояния данной лопатки по сечениям на основании результатов замера температур на максимальных режимах испытаний газогенератора на газовом стенде. Усовершенствованный инженерный метод расчета позволяет уточнить прогнозирование теплового состояния рабочей лопатки, а также проводить проектирование систем охлаждения лопаток газовой турбины современного газотурбинного двигателя.

Ключевые слова: газовая турбина, рабочая лопатка, система охлаждения, тепловое состояние, пропускная способность, трехмерное моделирование, газодинамический расчет, эффективность охлаждения.

Для повышения ресурса и надежности работы современного газотурбинного двигателя необходимо повышать температуру газа перед турбиной, что приводит к усложнению конструкции системы охлаждения лопатки.

Оптимизация систем охлаждения с целью получения равномерного распределения температуры по профилю лопатки и уменьшения термических напряжений требует совершенствования методов теплового проектирования лопаток, в том числе численного моделирования и аналитического прогнозирования [1].

В работе предлагается использовать трехмерный подход к моделированию теплового состояния лопаток при развитом конвективно-

пленочном охлаждении. Разработанный программный продукт верифицирован на основе сопоставительного анализа опытных данных по эффективности пленочного охлаждения и их согласования с расчетными величинами, полученными в результате натурных экспериментов при испытании лопатки с развитой конвективно-пленочной системой охлаждения (КПСО).

Первоначально были проанализированы результаты экспериментальных исследований по эффективности охлаждения лопаток с КПСО, полученные на основании испытаний на газовом стенде, которые проводились при стационарном режиме в потоке газа, омывающего внешнюю поверхность детали и имеющего температуру 900–1100 К, т.е. близкую к температурному режиму работы лопатки на двигателе. Охлаждающий лопатку воздух имел температуру в диапазоне 400–600 К. При этом перепады давления, расходы газа и охлаждающего воздуха также близки к натурным условиям работы.

В ходе дефектации ротора турбины высокого давления (ТВД) при контроле методом ЛЮМ 1-ОВ на выходных кромках рабочей лопатки

Викулин Александр Викторович, кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов». E-mail: vav106@yandex.ru

Земляная Виктория Андреевна, старший преподаватель кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов». E-mail: chesnovava@mail.ru
Жильцова Екатерина Николаевна, инженер-конструктор. E-mail: keyt12021994@gmail.com

было выявлено штриховое свечение люминофора. На рабочей лопатке ТВД данное свечение располагалось по выходным кромкам между радиусом перехода к полке замка и первым, считая от полки замка, охлаждаемым каналом. Исследования показали, что на лопатках имеется по две трещины с расстоянием 0,4–0,7 мм между ними, пересекающие выходные кромки с выходом на корыто и спинку.

На следующем этапе для более детального определения характера дефекта рабочая лопатка ТВД (правая) была исследована по зоне образования трещин. По результатам исследования микрошлифа было установлено [2], что трещины проходят через защитное покрытие и распространяются в основном материале лопатки на глубину до 0,4 мм. Толщина защитного покрытия на пере лопатки и в зоне образования трещин составляет 58–60 мкм.

На рабочей лопатке ТВД (левая) после наработки 1200 часов дефектов по выходной кромке у полки замка обнаружено не было. На данных лопатках был выявлен следующий дефект – штриховое свечение со стороны корыта, расположенное вдоль выходной кромки, длиной 2–4 мм от бандажной полки до середины пера [2].

С целью снижения материальных затрат на создание лопаток были проведены параметрические расчеты теплового состояния лопаток на стационарном режиме с заданными значениями температуры газа перед лопаткой методом математического моделирования.

В настоящее время в практике создания охлаждаемых лопаток газовых турбин используется ряд статических экспериментальных методов с достоверными данными по граничным условиям. Предлагаемый методологический подход в полной мере реализует все преимущества от использования ЭВМ, что с разной степенью полноты позволяет воспроизводить или моделировать условия работы лопаток на двигателе.

Расчетные исследования лопатки были проведены с использованием соответствующей верифицированной модели теплогидравлического состояния на основании экспериментальных данных термометрирования в условиях работы натурального двигателя.

Определение теплового состояния пера лопатки требует решения сопряженной задачи теплопроводности. В общем случае, необходимо решить совместную систему уравнений движения трехмерного турбулентного вязкого потока газа (внешнее обтекание), охлаждающего воздуха (внутреннее течение) и трехмерного уравнения теплопроводности в лопатке.

Для реализации взаимного влияния газодинамического и теплового расчета был выполнен ряд итераций (приближений). Распределение температурного поля влияет на подогрев воздуха и гидравлический расчет, которые определя-

ют в совокупности граничные условия тепловой задачи. При решении нестационарной задачи определение текущих значений коэффициентов теплоотдачи газа выполнялось путем пересчета базовых значений.

Сетки конечных элементов строились независимо во всех сечениях лопатки и затем объединялись в единую сетку. Раздельное построение сеток позволило сократить время расчета на ЭВМ по сравнению с построением единой сетки одновременно во всех сечениях лопатки.

Исходными данными служат конструкция и геометрические характеристики всех каналов охлаждающего тракта, значения давлений и температур среды во внешних узлах системы, частота вращения роторов турбины.

В связи с тем, что параметры испытаний в условиях эксперимента отличались от параметров расчетного максимального режима двигателя в условиях $H = 0$, $M = 0$, $T_{ГСА}^* = 1475$ К, $T_{КВД}^* = 701$ К, выполнена доработка конструкции лопатки на основании данных, заложенных в проектно-конструкторской документации.

Лопатки рабочего колеса ТВД охлаждаются (рис. 1) воздухом из компрессора высокого давления (КВД), подводимым по внутреннему каналу (5) камеры сгорания к направляющему аппарату (4), осуществляющему закрутку воздуха в направлении вращения рабочего колеса.

Пройдя направляющий аппарат, воздух поступает в междисковую полость (3) между лабиринтным диском и диском ТВД. Из междисковой полости через систему каналов, щелей и полостей, образуемых хвостовиками лопаток, и через отверстия в ножках лопаток воздух поступает на вход во внутренние полости пера лопаток.

Поступив во внутренние полости лопаток, воздух проходит по системе сложных внутренних каналов и через несколько рядов перфорации на профиле и щели на корыте вблизи выходной кромки выпускается на наружную поверхность лопатки для создания пленочного (заградительного) охлаждения. Для предотвращения засорения отверстий перфорации и устранения возможности накопления пыли на торцах лопаток выполнены отверстия, через которые часть воздуха выходит в радиальный зазор над верхними бандажными полками лопаток.

Воздух из КВД, прошедший через шестизубый лабиринт (10) и далее между внутренним корпусом камеры сгорания и валом КВД, поступает через специальные каналы в полость (1) и движется вдоль боковых поверхностей лабиринтного диска и диска ТВД в направлении оси турбины, затем через кольцевую щель (24) на заднюю сторону диска ТВД. Такое течение воздуха обеспечивает на переменных режимах интенсивное охлаждение наиболее массивной части диска, что необходимо по температурным условиям его работы. В полости (2) за диском

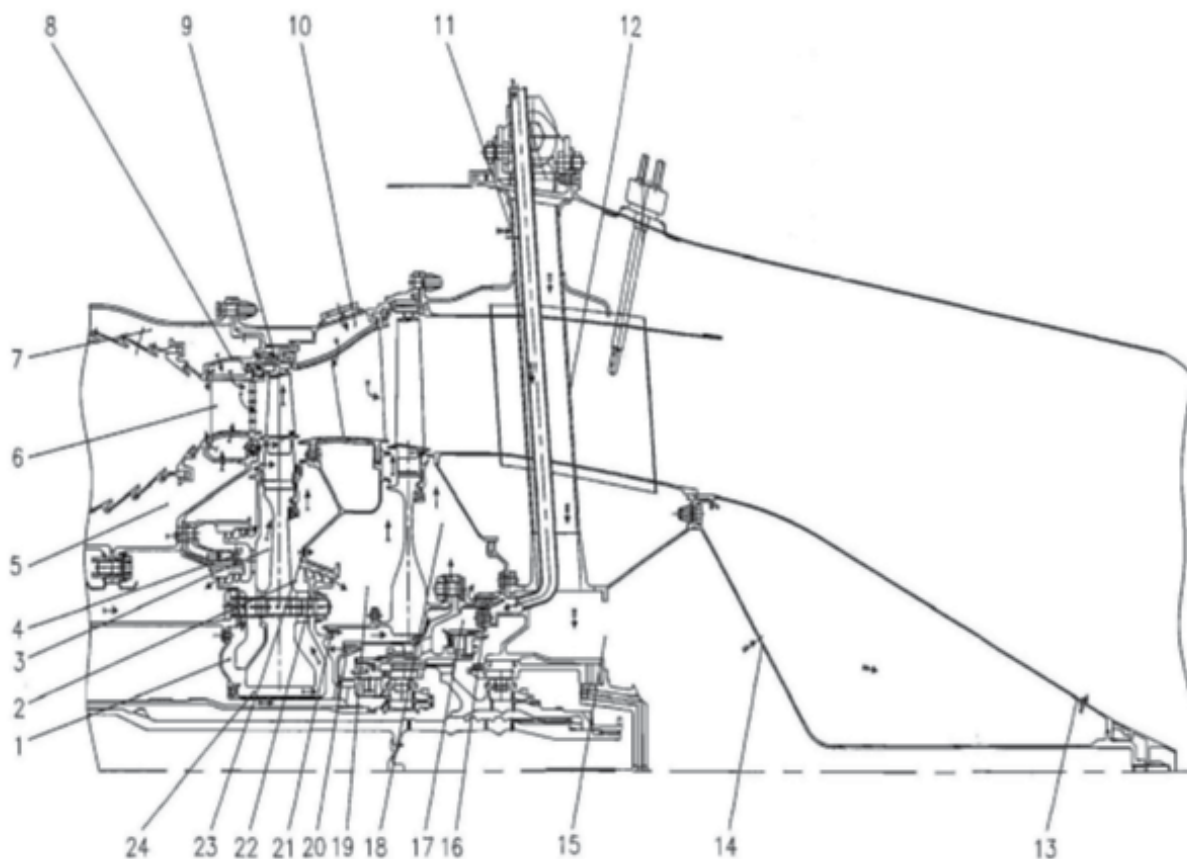


Рис. 1. Схема охлаждения турбины

ТВД поток охлаждающего воздуха разделяется на две части. Расход воздуха на охлаждение модифицированной рабочей лопатки ТВД составляет 2,5 %.

С целью определения пропускной способности и контроля стабильности изготовления модифицированной рабочей лопатки ТВД двигателя была проведена продувка охлаждаемых каналов и отверстий рядов перфорации [3].

Для проведения эксперимента необходимо следовать основным требованиям к методике контроля пропускной способности, к установкам для контроля пропускной способности, контрольным образцам, а также требованиям к метрологической аттестации методики, установок и контрольных образцов.

В соответствии с требованиями для контроля пропускной способности на экспериментальной установке устанавливаются контрольные образцы рабочих лопаток, разрабатывается технология продувки и проводится метрологическая аттестация оборудования.

В качестве контрольных образцов использовались рабочие лопатки ТВД (рис. 2).

Контроль пропускной способности рабочих лопаток производился путем измерения расхода воздуха, проходящего через лопатку, при перепаде давления на лопатке $\pi_n = 2 \pm 0,05$. На специальной установке контроль необходимо проводить дважды:

а) при открытых отверстиях рядов перфорации $\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3, \Pi_4$ (рис. 2,б) и открытых щелях в выходной кромке лопатки (определяется расход воздуха через лопатку);

б) при закрытых отверстиях ряда перфорации Π_4 и закрытых щелях в выходной кромке лопатки (определяется расход воздуха через входную кромку).

Результатом контроля пропускной способности контрольных образцов рабочих лопаток являлись приведенные расходы воздуха через входную кромку лопатки.

Допустимые приведенные расходы воздуха через лопатки при перепаде давления на лопатке $\pi_n = 2 \pm 0,05$ не должны превышать заданных значений.

На основании результатов экспериментальных исследований была спроектирована математическая модель продувочного стенда на базе пакетов ANSYS CFX, соответствующая действительным размерам.

С учетом того, что контроль пропускной способности образцов рабочих лопаток ТВД двигателя и его модификаций необходимо проводить дважды, использовались две модификации натурного стенда:

а) при открытых отверстиях рядов перфорации $\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3, \Pi_4$ и открытых щелях в выходной кромке лопатки (определяется расход воздуха через лопатку) (рис. 3);

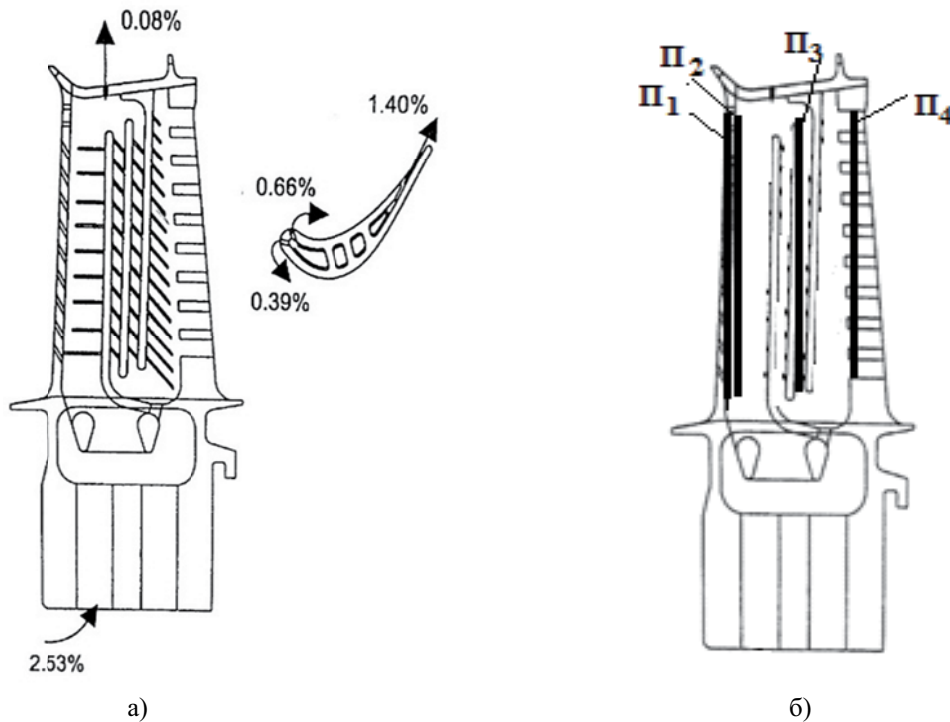


Рис. 2. Конструктивная схема рабочей лопатки ТВД и ее модификации

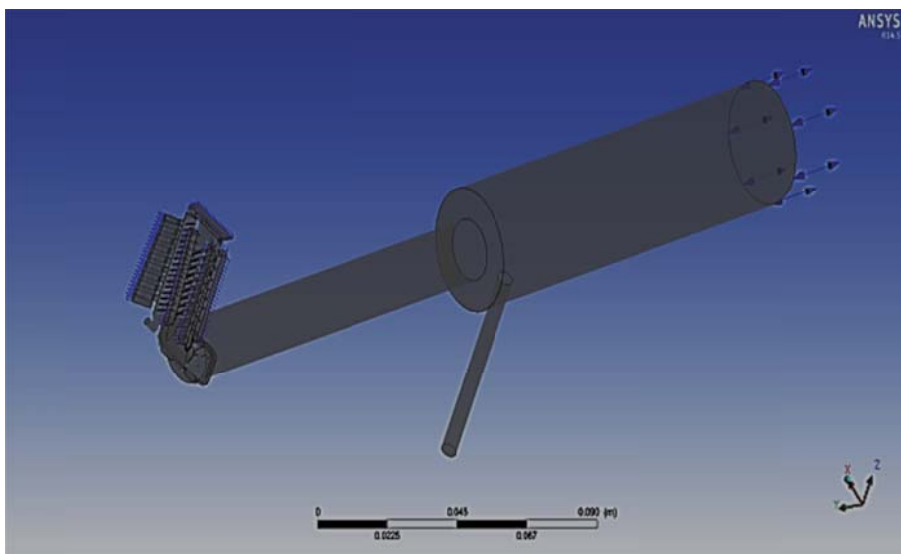


Рис. 3. Модель при открытых отверстиях рядов перфорации Π_1 , Π_2 , Π_3 , Π_4 и открытых щелях в выходной кромке лопатки

б) при закрытых отверстиях ряда перфорации Π_4 и закрытых щелях в выходной кромке лопатки (определяется расход воздуха через входную кромку) (рис. 4).

Для определения приведенного расхода через лопатку были заданы следующие параметры: $T_{в.вх}^* = 300 \text{ K}$, $P_{в.вх}^* = 0 \text{ атм}$ с учетом допустимых значений приведенных расходов.

С помощью расчетной программы CFX-Solver Manager был выполнен расчет суммарного расхода воздуха $\overline{G}_{л.сум}$ при открытых отверстиях рядов перфорации Π_1 , Π_2 , Π_3 , Π_4 и открытых щелях в выходной кромке лопатки.

Далее был произведен расчет расхода воздуха через входную кромку $\overline{G}_{вх.кр}$ при закрытых отверстиях ряда перфорации Π_4 и закрытых щелях в выходной кромке лопатки.

На следующем этапе работы был проведен перерасчет теплогазодинамических параметров рабочих лопаток и выполнена их верификация по сравнению с результатами эксплуатации и испытаний двигателя. На основании газодинамических и гидравлических расчетов проведены трехмерные тепловые расчеты в программе ANSYS с использованием граничных условий третьего рода (температура и коэффициент те-

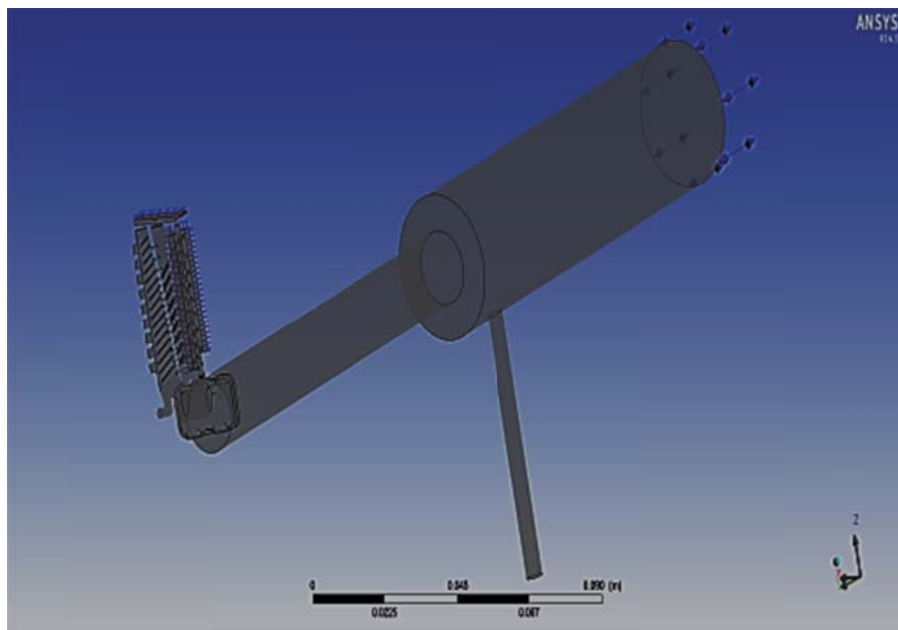


Рис. 4. Модель при закрытых отверстиях ряда перфорации Π_4 и закрытых щелях в выходной кромке лопатки

плоотдачи). Модель геометрической области расчетной сетки представлена на рисунке 5. Общая размерность сетки составляет около 20 млн элементов; для дискретизации пристеночной области толщиной 0,1 мм использовалось 15 слоев призматических элементов; модель турбулентности – модифицированная SST.

Для получения согласованных решений требовалось 1500–5000 итераций. Одна итерация выполнялась за 65 с на одном процессоре частотой 3,5 ГГц и 36 с на двух процессорах с частотой 3,2 ГГц.

Результаты расчетов и тепловые модели были идентифицированы с результатами металлографии лопаток ТВД в эксплуатации и данными испытаний газогенератора на полноразмерном

газовом стенде, где температура рабочих лопаток определялась термопарами, измерителями максимальной температуры кристаллическими (ИМТК) и термокрасками [4, 5]. Полученные в результате расчета поля эффективности охлаждения рабочей лопатки со средними значениями по площади сечения $\theta_{срF}$ наружного профиля представлены на рисунках 6–8.

Результаты расчета эффективности охлаждения рабочей лопатки ТВД, полученные с помощью пакета ANSYS ICEM CFD и с использованием экспериментальных данных по определению температуры и замеру параметров среды в проточной части и в полостях турбины, а также расчетное распределение температур,

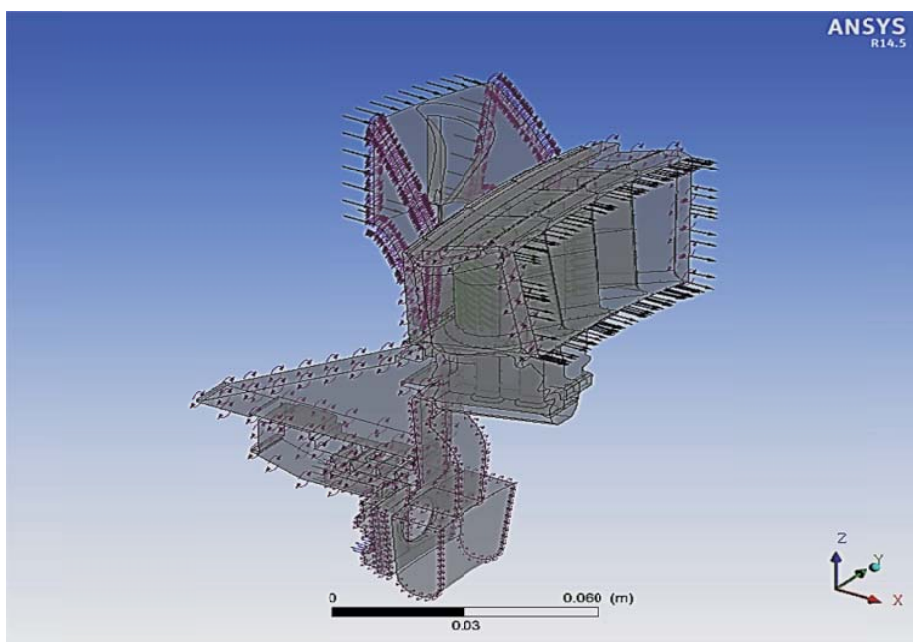


Рис. 5. Расчетные области для выпуклой и вогнутой поверхностей

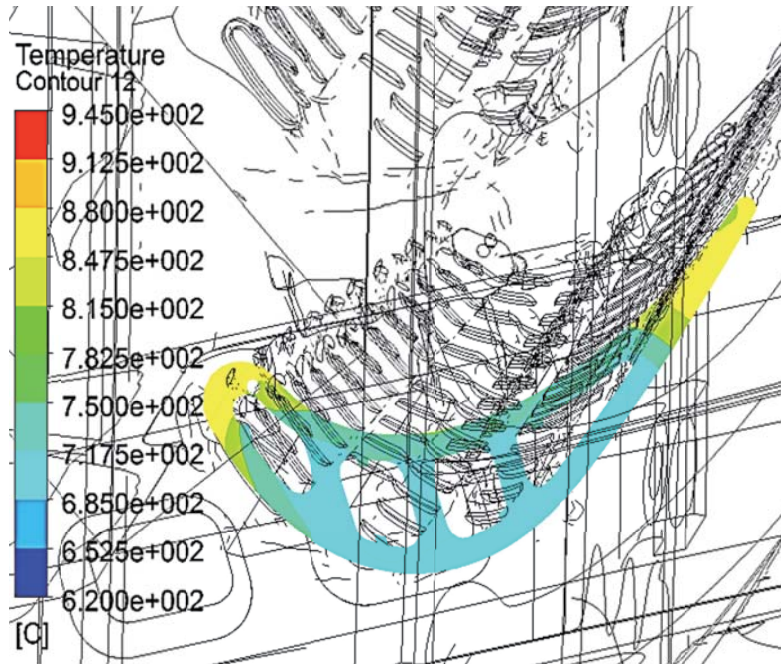


Рис. 6. Эффективность охлаждения корневого сечения рабочей лопатки с учетом экспериментальных данных по тепловому состоянию

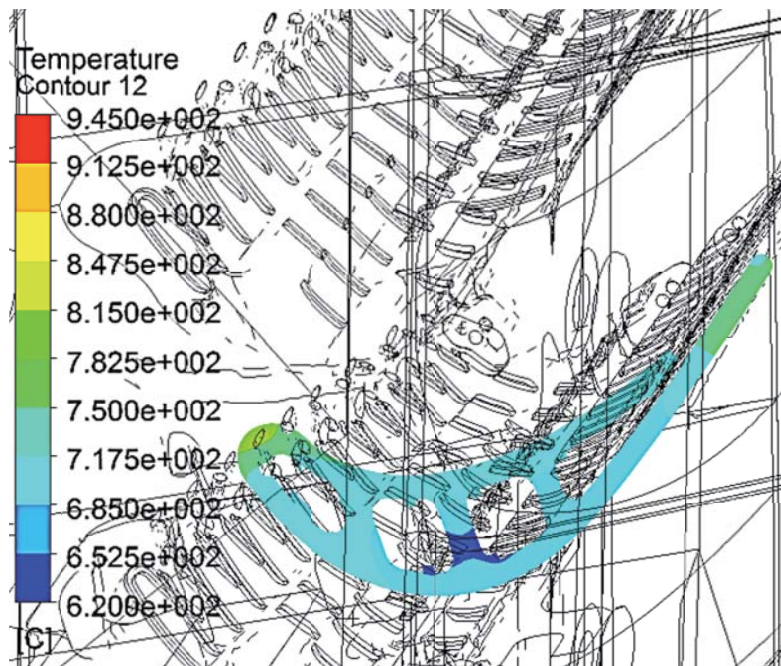


Рис. 7. Эффективность охлаждения среднего сечения рабочей лопатки с учетом экспериментальных данных по тепловому состоянию

полученное как по критериальным, так и по связанным расчетам, с высокой точностью описывает распределение температур металла лопатки в эксплуатации (рис. 9).

Проведена верификация теплового состояния лопатки по отдельным сечениям рабочей лопатки первой ступени ТВД на основании результатов замера температур на максимальных режимах испытаний газогенератора для получения полей эффективности их охлаждения.

Окончательное заключение о качестве и эксплуатационных характеристиках лопатки

можно сделать на основании натурных испытаний на работающем двигателе, однако в связи с большими экономическими и техническими затратами такого рода испытания должны быть сведены к минимуму и не всегда себя оправдывают при конструкторско-технологической доводке [6]. В свою очередь, результаты эксперимента позволяют повысить точность аналитического прогнозирования, т.е. приблизить расчетную модель к условиям эксплуатации.

При сравнении расчетных данных была получена хорошая сходимость с данными экс-

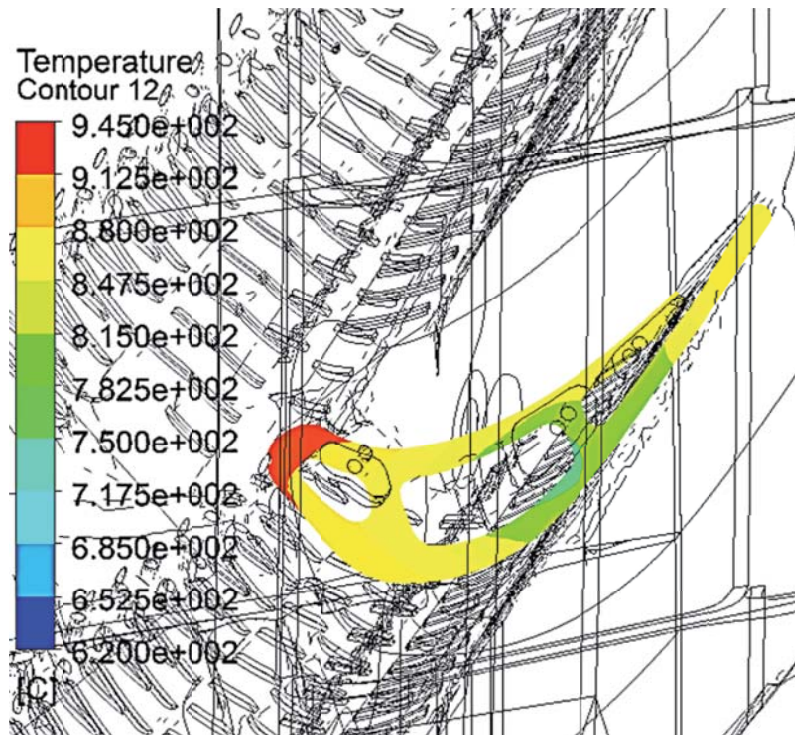


Рис. 8. Эффективность охлаждения периферийного сечения рабочей лопатки с учетом экспериментальных данных по тепловому состоянию

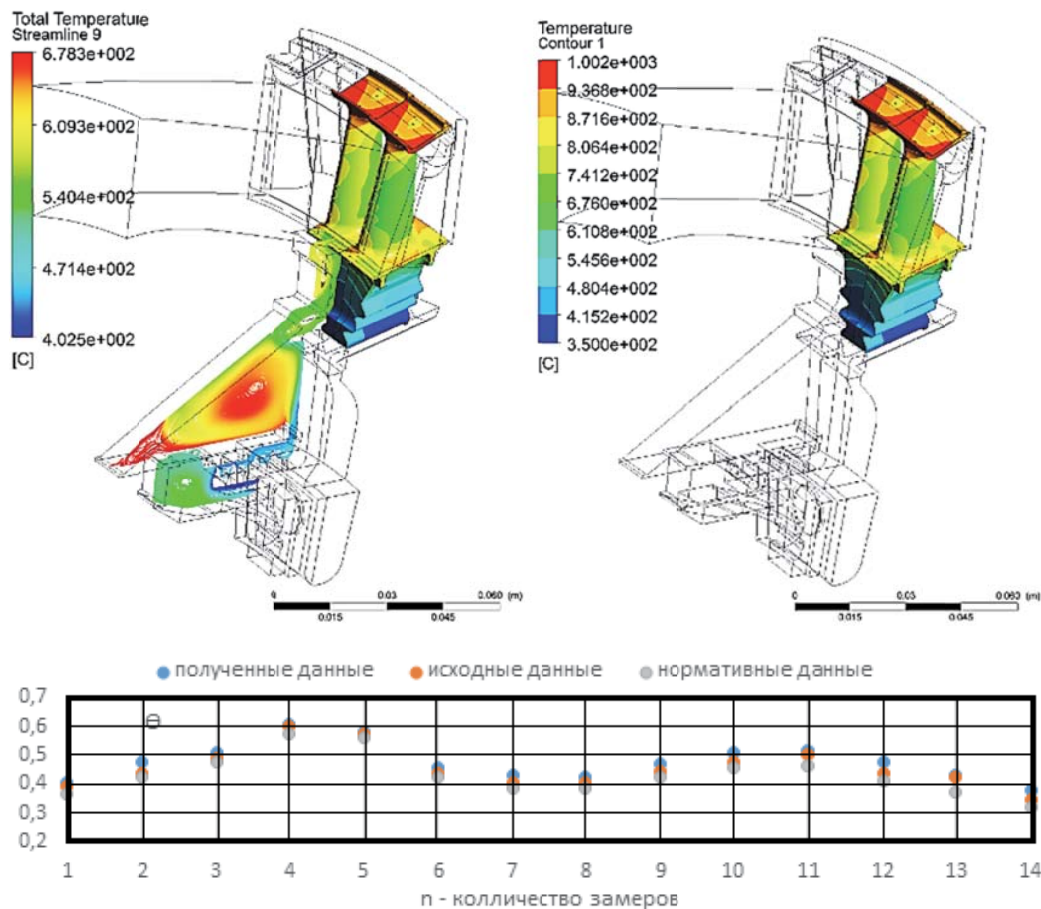


Рис. 9. Сравнение расчетных результатов и результатов эксперимента

перимента, что показывает высокую достоверность метода и позволяет расширить его применение, в частности, на расчет пленочной

системы охлаждения на криволинейной поверхности и, в дальнейшем, в составе системы охлаждения лопатки.

Усовершенствованная инженерная методика расчета теплового состояния лопатки при высоких параметрах вдува позволяет учесть струйный характер течения вблизи места вдува и уточнить прогнозирование теплового состояния для плоского сечения лопатки современного газотурбинного двигателя.

Разработанные численные модели на основе полусопряженного и сопряженного подходов позволяют получать локальные распределения расходов во внутренней системе охлаждения лопатки, а также трехмерное тепловое состояние лопатки. Повышение точности расчетов и учет локальных характеристик теплообмена позволяет проектировать более гибкую систему охлаждения, обеспечивающую работоспособность турбины, а значит, увеличивать ресурс турбины [7].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А. Методология теплового проектирования охлаждаемых лопаток газовых турбин газотурбинных двигателей и газотурбинных установок // Научная мысль. 2016. № 1. С. 86-105.
2. Сендюрев С.И., Тихонов А.С. Проектирование систем охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин пятого поколения // Тез. докл. LVII науч.-техн. конф. Уфа: Комиссия по газ. турбинам РАН, Ассоциация газотурбинных технологий, 2010. С. 159–164.
3. Анализ возможности расширения диапазона регулирования пропускной способностью каналов сложной конфигурации теплонапряженных конструкций / А.В. Викулин, В.Г. Попов, Н.Л. Ярославцев, В.А. Чеснова // Авиационная промышленность. 2013. № 2. С. 20-28.
4. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Земляная В.А. Исследование теплообмена в системах охлаждения теплонапряженных конструкций // Теплоэнергетика. 2017. № 1. С. 39-44.
5. Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А. Диагностика эффективности системы охлаждения малогабаритных теплообменников с компланарными каналами // Известия Вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 94-99.
6. Калориметрический метод теплового контроля теплонапряженных деталей ГТД и ГТУ / В.Г. Попов, А.В. Викулин, Н.Л. Ярославцев, А.А. Сундуков, В.А. Чеснова, Е.В. Побежимовский // Научные труды (Вестник МАТИ). 2011. № 18 (90). С. 50-56.
7. Викулин А.В., Попов В.Г., Чеснова В.А. Совершенствование конструкции охлаждаемых лопаток высокотемпературных газовых турбин с целью повышения надежности и ресурса работы современных авиационных ГТД и энергетических ГТУ // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2012. № 2 (23). С. 7-11.

DEVELOPMENT OF THE COOLING SYSTEM AND VERIFICATION OF RESULTS OF THE MODELING OF THE TEMPERATURE STATE OF THE GAS TURBINE BLADE

© 2018 A.V. Vikulin, V.A. Zemlyanaya, E.N. Zhiltsova

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The article presents a complex of calculation and design works on the development of a highly efficient cooling system for blades of high-temperature gas turbines for modern gas turbine engines. The analysis of the results of experimental studies on the efficiency of the convective-film cooling system of the blades is carried out, as well as the fault deflection of these blades, during which multiple cracks on the exit edge are revealed. Therefore the design of the blade of the high-pressure turbine has been modified, during this a three-dimensional approach to modeling the thermal state of the blade with the solution of the coupled interfaced heat conduction problem is proposed for use. For the purpose of determination of throughput capacity and control of stability of the production of the modified blade, the purge of the cooled channels and openings of the perforation rows is carried out. On the basis of the results of experimental studies, a mathematical model of the purge test stand based on ANSYS CFX packages corresponding to the actual dimensions is designed. The total air flow rate at the open and closed openings of the perforation rows, as well as at the open and closed slots in the exit edge of the blade is calculated in the CFX-Solver Manager program. On the basis of gas-dynamic and hydraulic calculations, three-dimensional thermal calculations using boundary conditions of the third kind are performed in the ANSYS ICEM CFD package and the thermal models of the blades are obtained. Also the fields of cooling efficiency for separate sections of the blade of the first stage of the high-pressure turbine are obtained. The verification of the thermal state of this blade on the cross sections is carried out on the basis of the results of temperature measurement at the maximum modes of the gas generator tests on the gas test stand. The improved engineering calculating method allows to refine the prediction of the thermal state of the blade and also to carry out design of cooling systems of the gas turbine blades for modern gas turbine engines. *Keywords:* gas turbine, blade, cooling system, thermal state, throughput capacity, three-dimensional modeling, gas-dynamic calculation, cooling efficiency.

Alexander Vikulin, Candidate of Technics, Associate Professor, Professor at the Department "Technology of Production and Operation of Aircraft Engines". E-mail: vav106@yandex.ru
Victoria Zemlyanaya, Senior Lecturer at the Department "Technology of Production and Operation of Aircraft Engines". E-mail: chesnovava@mail.ru
Ekaterina Zhiltsova, Design Engineer. E-mail: keyt12021994@gmail.com