

УДК 004.65

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ НА ТЕМПЕРАТУРУ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

Н. С. СЕНЮШКИН¹, В. А. ЗАМУРАГИНА², И. И. САЛИМОВА³

¹aviastar-ufa@mail.ru, ²viktoriazamuragina@gmail.com, ³ufapoit@mail.ru

¹⁻³ ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий» (УУНИТ)

Поступила в редакцию 17.03.2022

Аннотация. Турбина – очень теплонапряженный узел, и от правильно организованного охлаждения зависит надежность и срок эксплуатации турбины. В данной работе исследовано влияние системы охлаждения на температуру лопатки турбины низкого давления. Выполнен газодинамический и тепловой расчет лопатки в системе ANSYS CFX с оценкой теплового состояния. Расчет выполнен на трех режимах: при полном форсажном, взлетном и крейсерском режиме. По результатам расчета можно сказать, что максимальная температура лопатки для трех режимов работы двигателя с нарушенным охлаждением меняется незначительно, для второго расчетного режима повышение относительной температуры составило 1,4%.

Ключевые слова: лопатка, форсажный режим, крейсерский режим, турбина низкого давления, система охлаждения, газодинамический расчет, пограничный слой, сетка.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, для обеспечения максимальных КПД и высоких удельных параметров работы авиационных двигателей и наземных энергетических установок, исходя из соображений термодинамики процесса – повышается температура газов на выходе камеры сгорания, а значит и температура рабочего тела на входе в турбину. Это приводит к уменьшению запасов прочности и повышает требования к системе охлаждения турбины. Работа данной системы имеет критическое значения для ресурса и надежности газотурбинного двигателя, что обуславливает необходимость иметь отработанную методику оценки состояния рабочих лопаток турбины при работающей и частично отказавшей системой управления.

Система охлаждения является в настоящее время неотъемлемой частью конструкции любой современной турбины. В турбинах низкого давления охлаждаются роторы, корпуса и достаточно часто – лопатки первых ступеней. Непрерывное совершенствование и усложнение технологий охлаждения является обязательным условием реализации конкурентоспособной конструкции турбины – конструкции, в которой при увеличении температуры перед турбиной расход воздуха на охлаждение не прикрывает выигрыш в удельных параметрах двигателя, а ресурс деталей турбины соответствует требованиям заказчиков [2].

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ РД-33

Турбина низкого давления (ТНД) двигателя РД-33 – одноступенчатая, с охлаждаемыми рабочими и сопловыми лопатками. Она состоит из соплового аппарата, ротора турбины и задней опоры. На рис. 1 показан разрез турбины НД (низкого давления).

Ротор турбины состоит из диска, вала, 94 лопаток, и лабиринтных уплотнений. На штампованном диске есть фланец, которым диск соединяется с валом и прикрепляется двадцатью

призонными болтами с гайками. На ободу диска выполнены пазы типа “елочка” для крепления лопаток и радиальные наклонные отверстия, по которым подается охлаждающий воздух.

Сопловой аппарат состоит из наружного корпуса, 53 сопловых лопаток, трех внутренних стенок лабиринтов, переднего фланца и уплотнений [1].

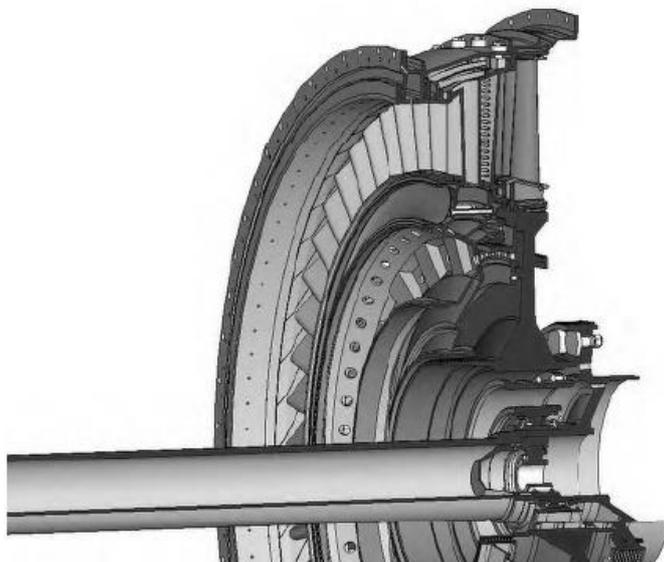


Рис. 1. Турбина низкого давления РД-33

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ТУРБИНЫ НД

Был выполнен газодинамический расчет турбины НД двигателя РД-33 в программе научно-производственного предприятия на трех различных режимах:

- полный форсажный боевой режим;
- взлетный при $H=0$, $M=1,13$;
- крейсерский при $H=13000$ м, $M=1,98$.

Результаты приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры двигателей РД-33 и Р25-300

Название	Обозначение	Двигатель РД-33	Двигатель Р25-300
Полное давление за форсажной камерой	$P_{\text{полн.ф.}}$	8300 кгс	7100 кгс
Давление на бесфорсажном режиме	$P_{\text{макс.б/ф}}$	5040 кгс	4105 кгс
Удельный расход топлива на бесфорсажном режиме	$C_{\text{уд.макс.б/ф}}$	0,77 кг/кгс·ч	0,96 кг/кгс·ч
Расход воздуха через двигатель	$G_{\text{в}}$	77 кг/с	68,5 кг/с
Степень повышения давления в компрессоре	$\Pi_{\text{к}}$	21	9,55
Максимальная температура газа на входе в турбину	$T_{\text{Г макс}}$	1680 К	1087 К
Диаметр двигателя	$D_{\text{дв}}$	1040 мм	907 мм
Длина двигателя	$L_{\text{дв}}$	4230 мм	4615 мм
Масса двигателя	$M_{\text{дв}}$	1055 кг	1215 кг

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАСЧЁТ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ НД РД-33 В СИСТЕМЕ ANSYS CFX С ОЦЕНКОЙ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ

По результатам двумерных газодинамических расчетов была рассчитана рабочая лопатка турбины низкого давления в системе *ANSYS CFX* на трех различных режимах работы двигателя, а также при нарушенном охлаждении пера лопатки.

В качестве исходных данных была взята рабочая лопатка ТНД (турбины низкого давления) авиационного двигателя, и вокруг нее построена газовая область и сгенерирована расчетная сетка (рис. 2). В области с возможным повышенным градиентом температур была сгущена сетка. Вдоль стенок лопатки сформирован пограничный слой сетки.

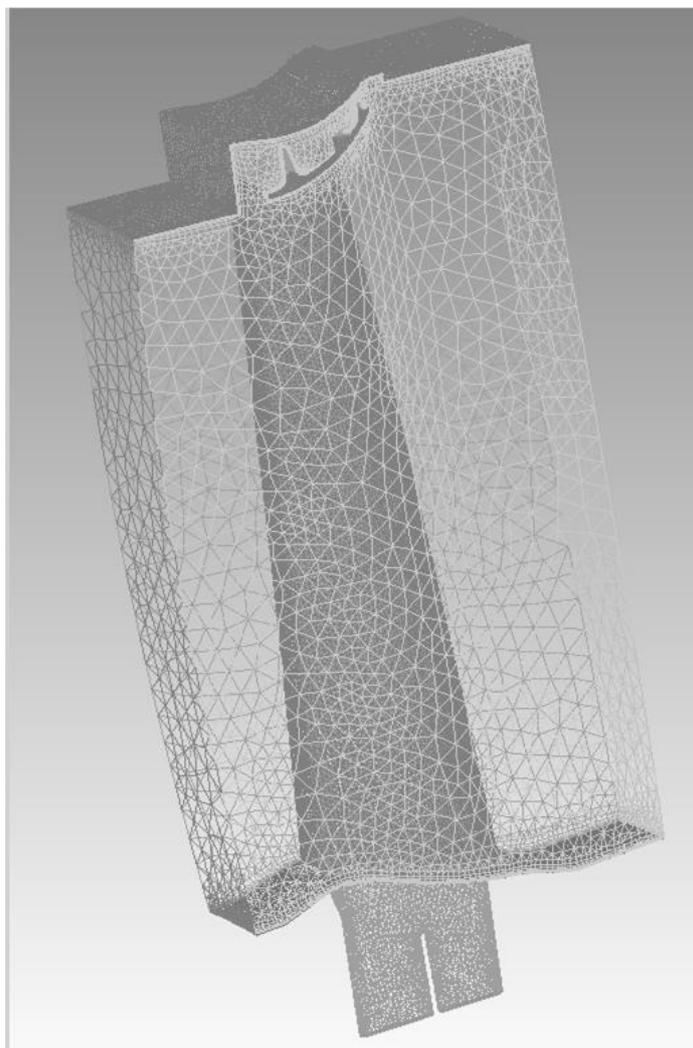


Рис. 2. Сетка газовой области

Задаем граничные условия: на входе задано полное давление с учетом эпюры радиальной неравномерности, угол потока на входе в рабочую лопатку, статическая температура с учетом радиальной неравномерности. На выходе задано статическое давление. Также были заданы частота вращения ротора, расход и температура охлаждающего воздуха, теплофизические свойства материала. Для варианта с нарушенным охлаждением был задан расход охлаждающего воздуха, уменьшенный на 40%.

Для других двух режимов менялись только заданные эпюры температур, давления и угла потока на входе в рабочую лопатку, которые были рассчитаны в двумерном газодинамическом расчете.

На рисунках ниже представлены результаты расчетов.

1. Результаты расчета при полном форсажном режиме ($H=0$, $M=0$):

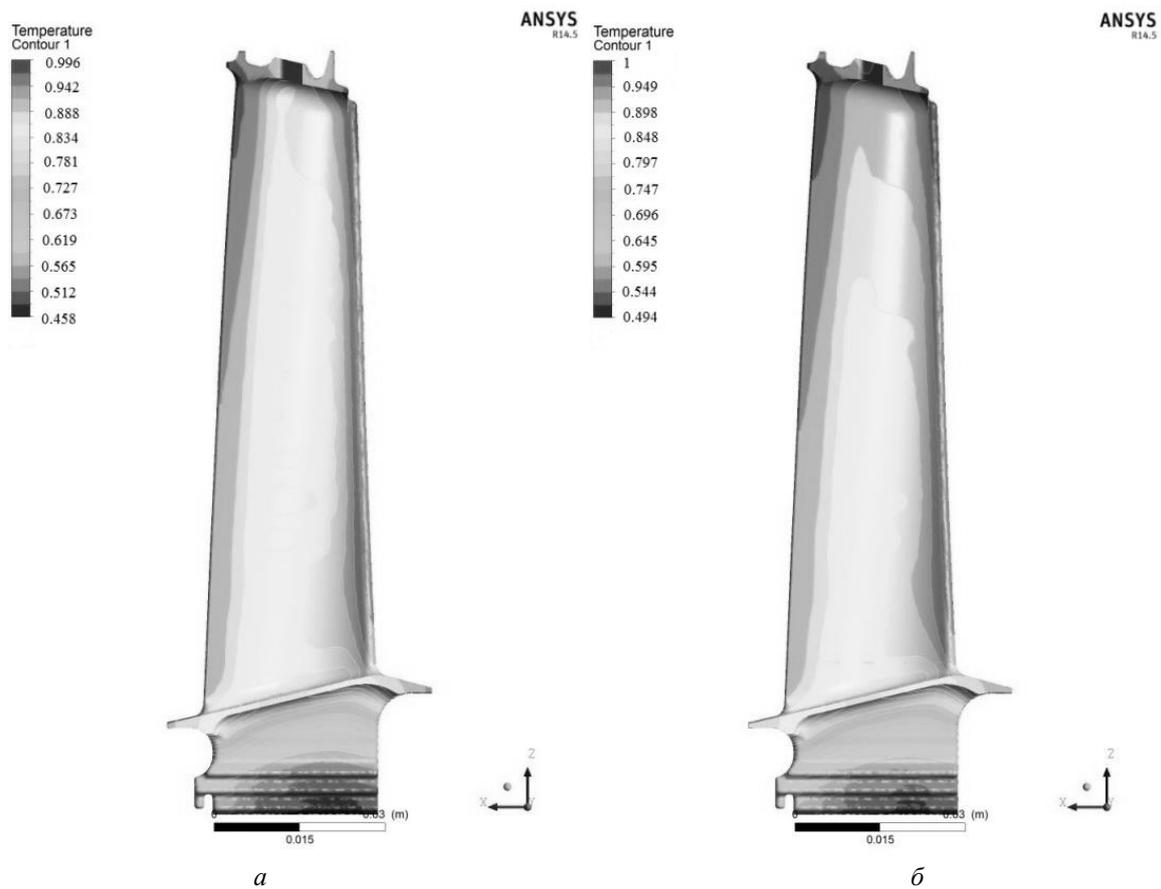
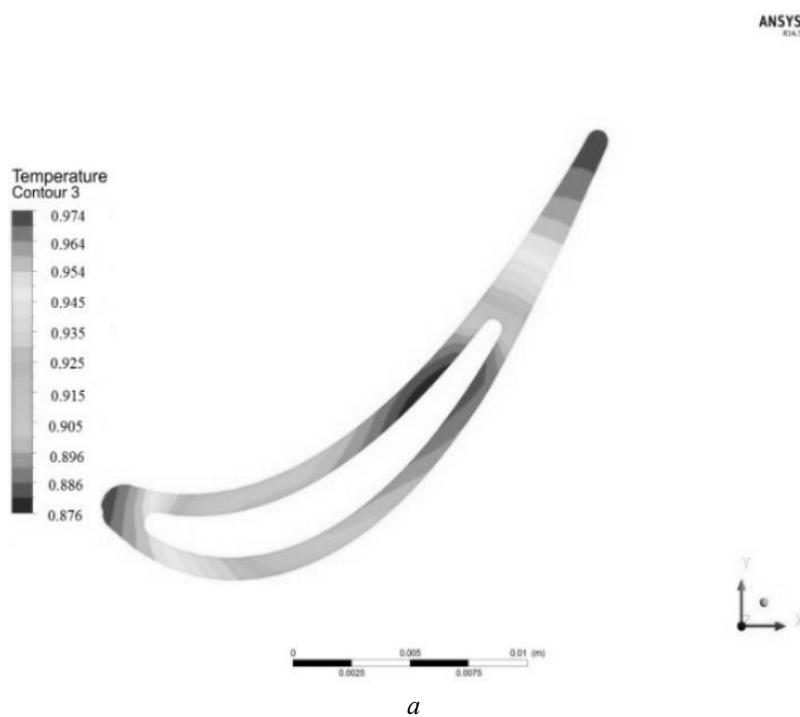


Рис. 3. Корыто пера лопатки: *a* – с нормальным охлаждением; *б* – с нарушенным охлаждением



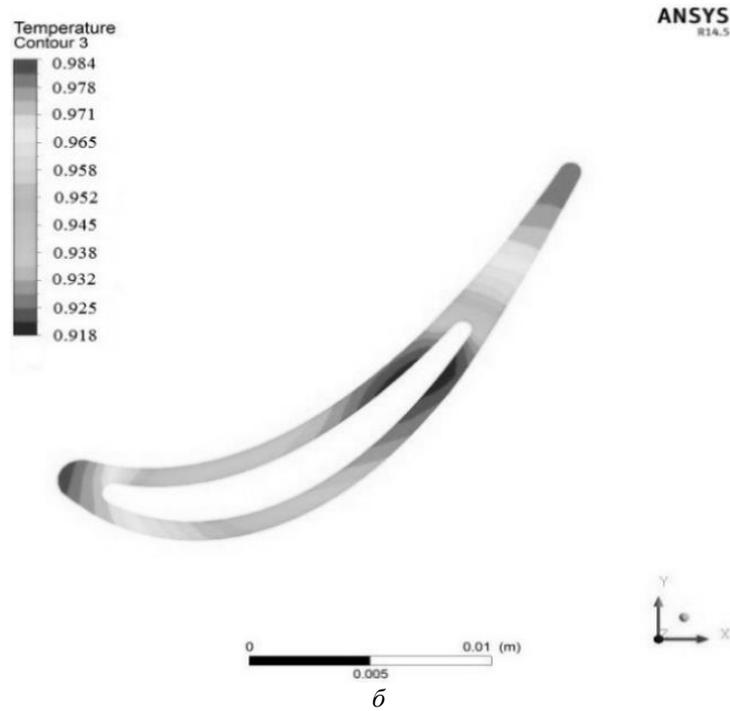


Рис. 4. Температурное поле в периферийном сечении лопатки:
а – с нормальным охлаждением; *б* – с нарушенным охлаждением

2. Результаты расчета для взлетного режима при $H=0$, $M=1,13$:

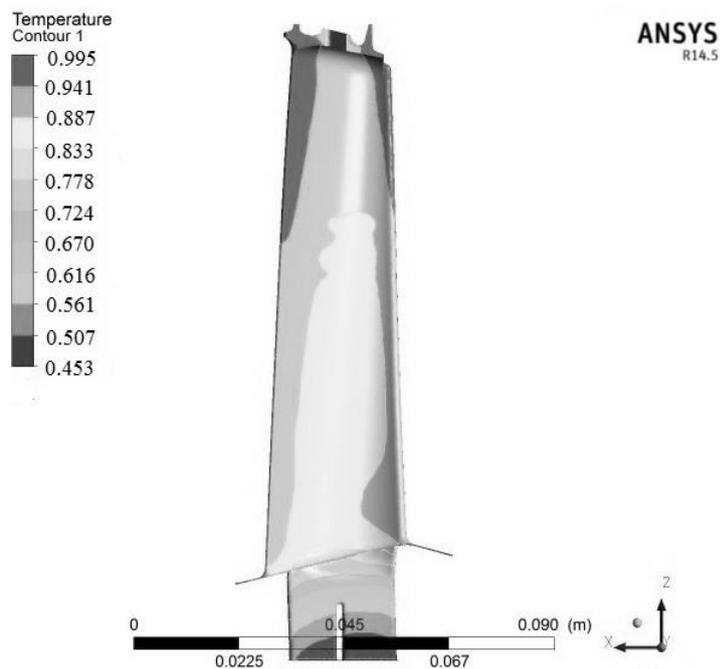


Рис. 5. Корыто пера лопатки с нормальным охлаждением

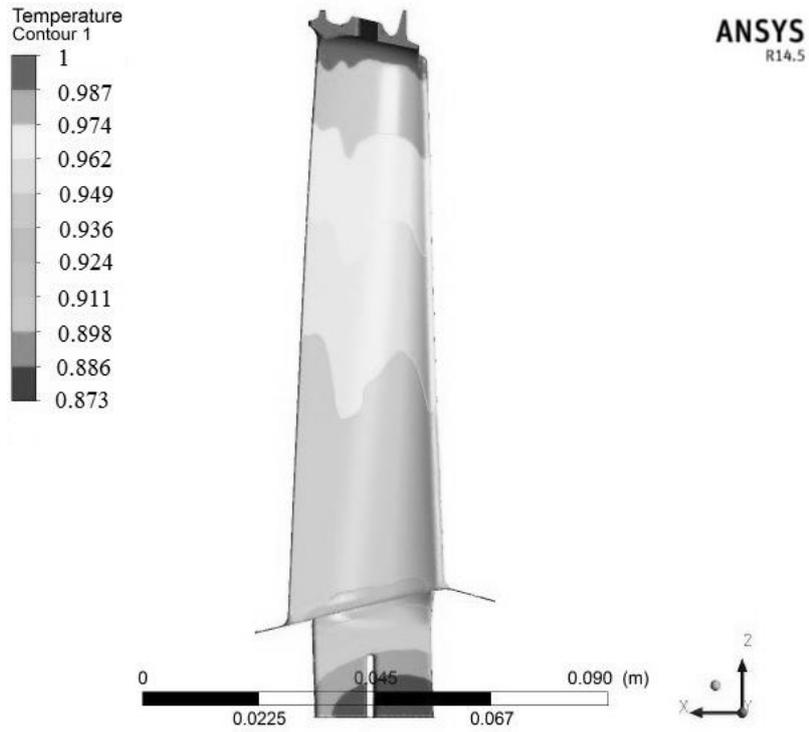
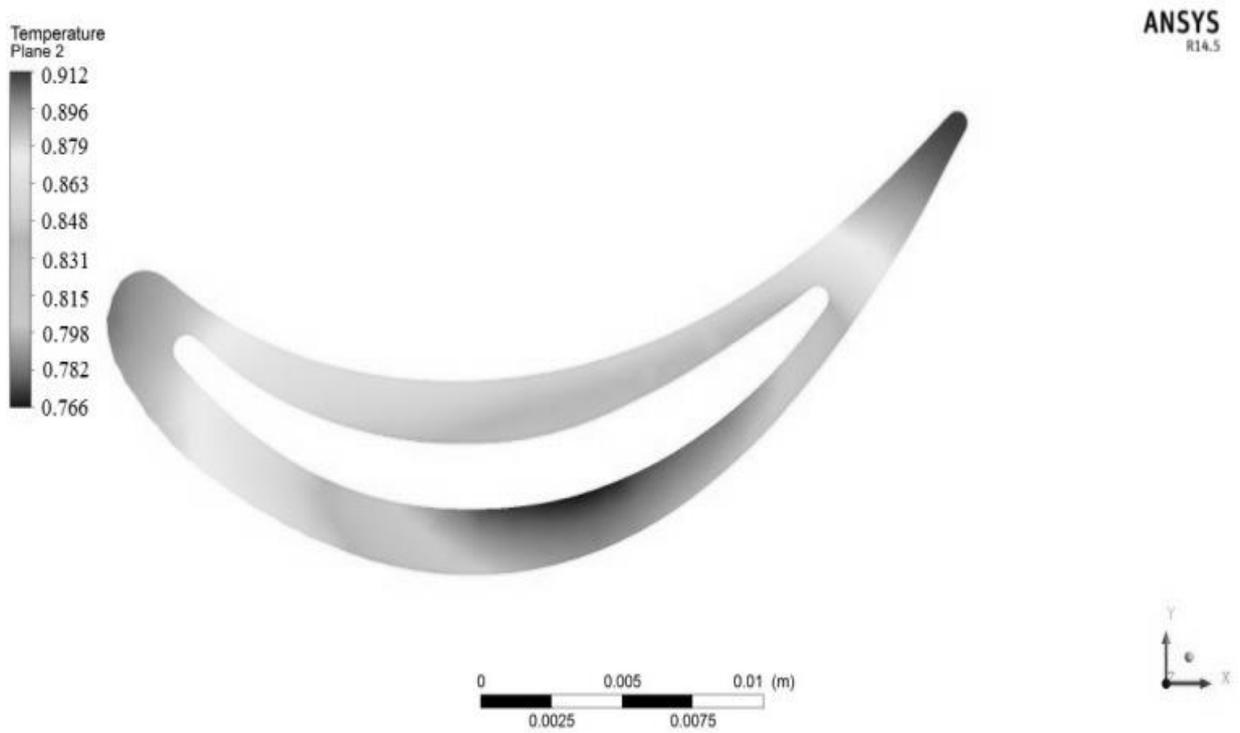
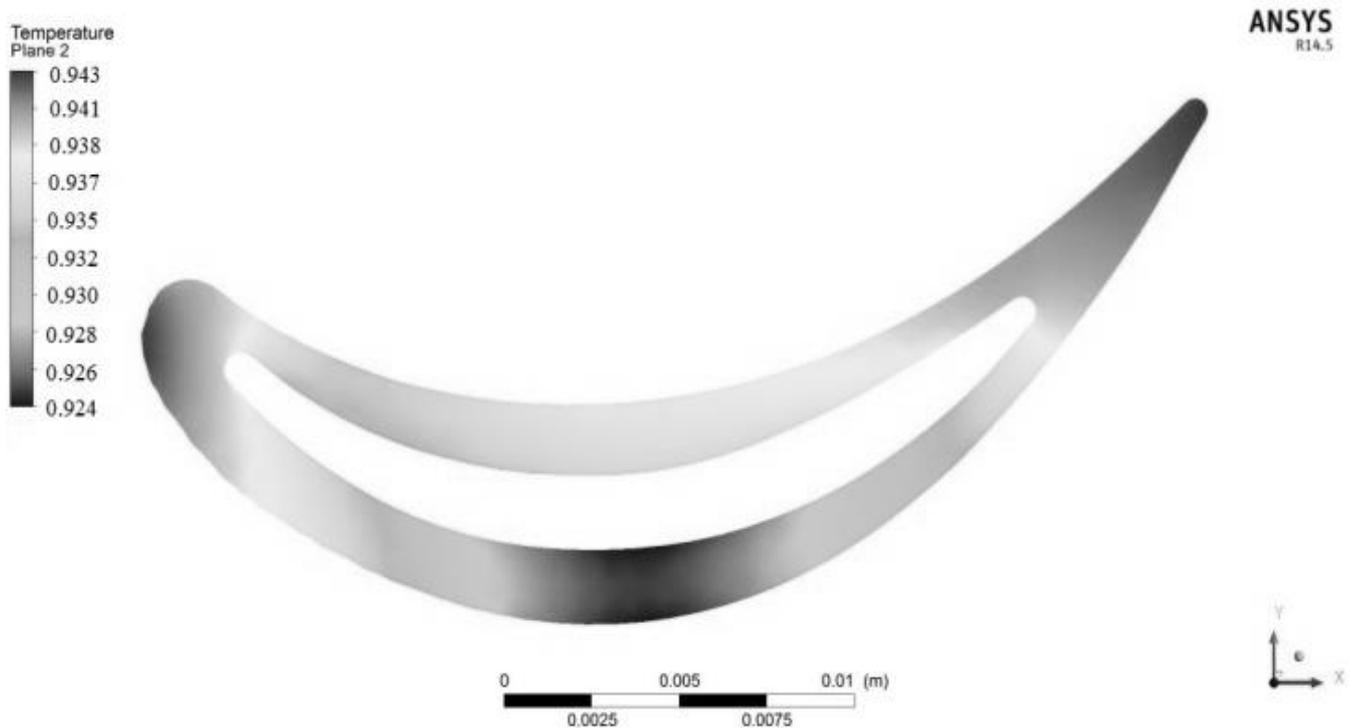


Рис. 6. Корыто пера лопатки с нарушенным охлаждением



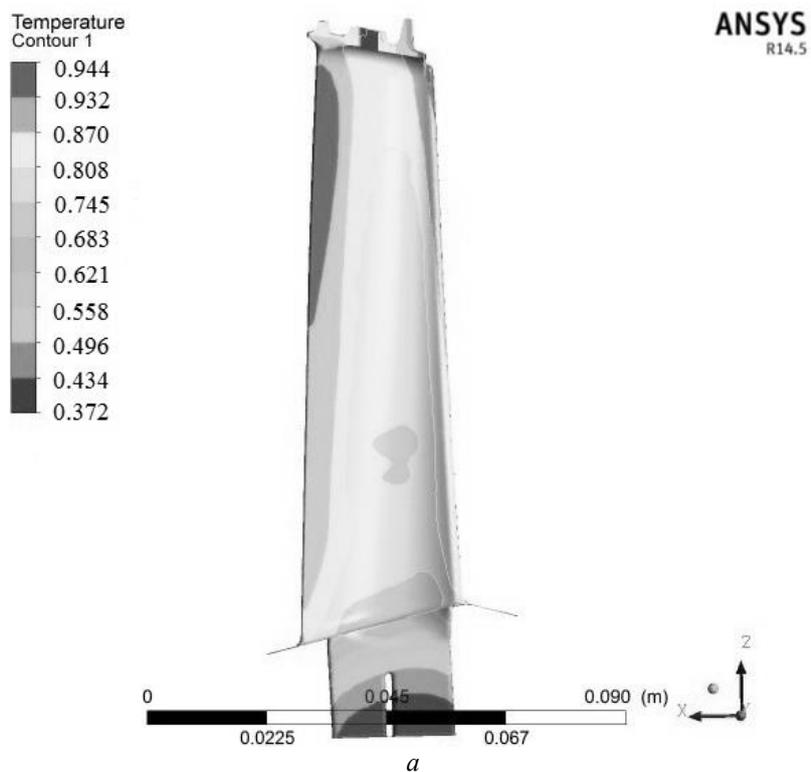
a



б

Рис. 7. Температурное поле в корневом сечении лопатки:
а – с нормальным охлаждением; б – с нарушенным охлаждением

3. Результаты расчета для крейсерского режима при $H=13000\text{м}$, $M=1,98$:



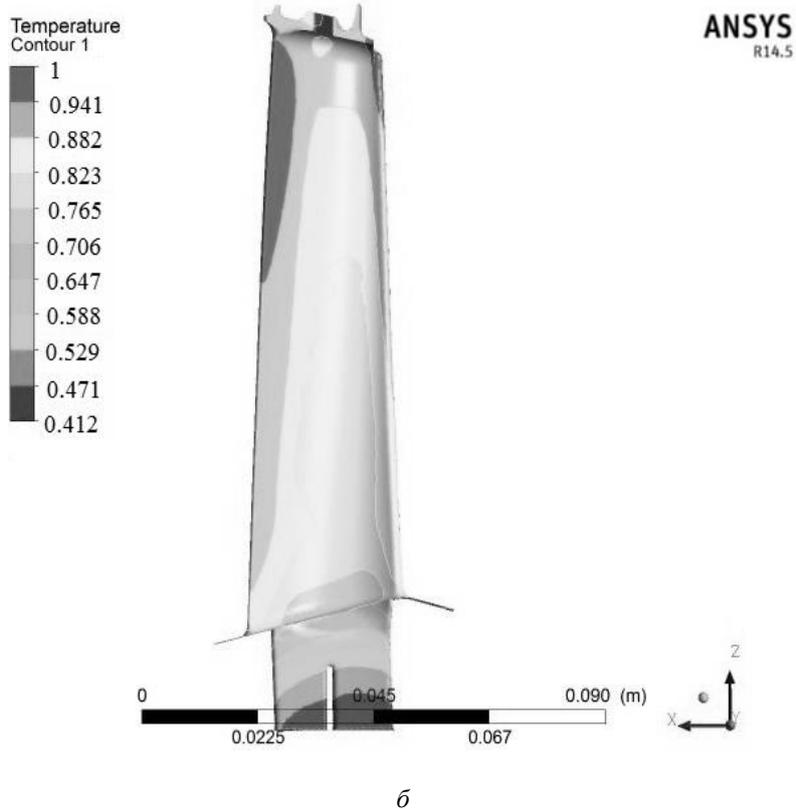


Рис. 8. Корыто пера лопатки: а – с нормальным охлаждением; б – с нарушенным охлаждением

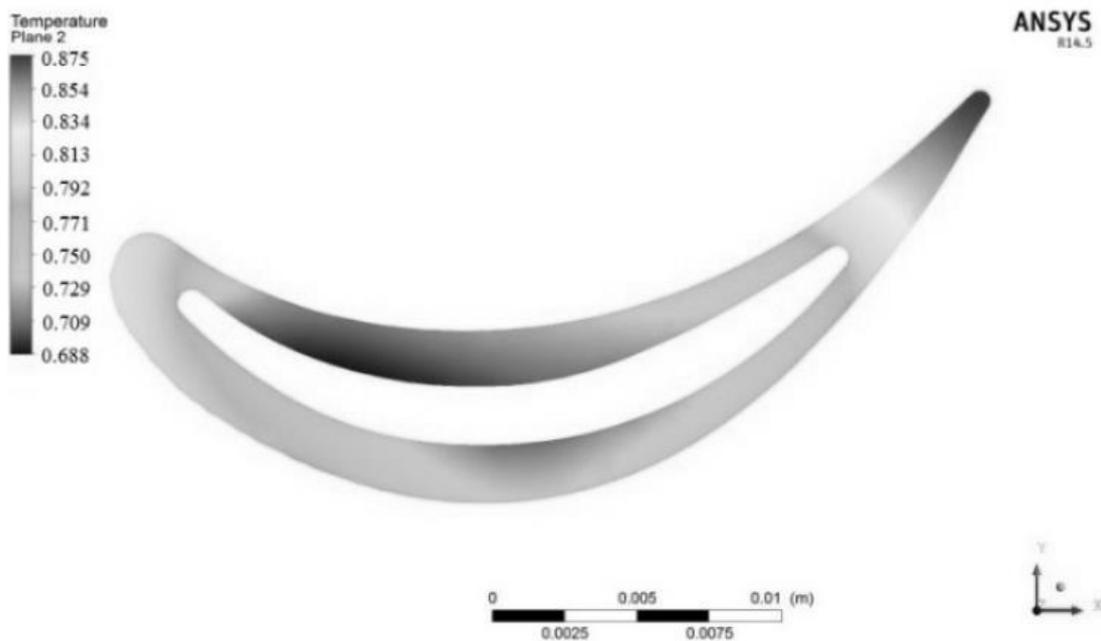


Рис. 9. Температурное поле в корневом сечении лопатки с нормальным охлаждением

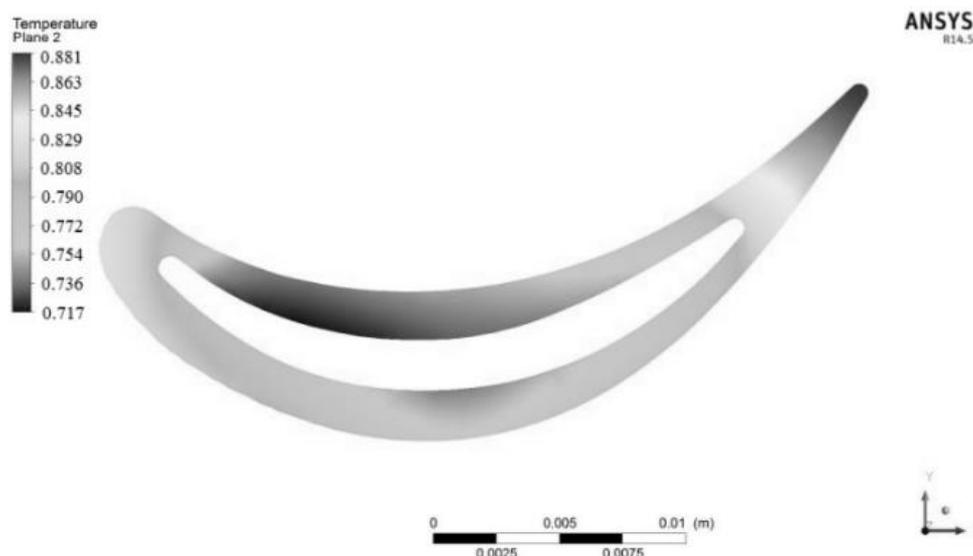


Рис. 10. Температурное поле в корневом сечении лопатки с нарушенным охлаждением

В результате расчета рабочей лопатки ТНД получены следующие результаты: наибольший градиент относительных температур в корневом сечении изменяется от 0,974 до 0,988 на втором режиме, в периферийном сечении изменяется от 0,912 до 0,943. Результаты приведены в таблице 2. При уменьшении расхода охлаждающего воздуха на 40% (нарушенного охлаждения) температура пера лопатки повышается на 4,3%. Минимальная температура лопатки повышается на 3,4%.

Таблица 2

Результаты расчета

Относительная температура	Периферийное сечение		Корневое сечение	
	Исходная лопатка	Лопатка с нарушенным охлаждением	Исходная лопатка	Лопатка с нарушенным охлаждением
1 режим	0,974	0,984	0,938	0,943
2 режим	0,974	0,988	0,912	0,943
3 режим	0,966	0,977	0,875	0,881

Анализируя данные таблицы, можно сказать, что максимальная температура лопатки для трех режимов работы двигателя с нарушенным охлаждением меняется незначительно, для второго расчетного режима повышение относительной температуры составило 1,4%.

ВЫВОДЫ

Таким образом, охлаждение лопаток турбины играет важную роль в ее конструкции и дальнейшей работе. Чем интенсивнее происходит охлаждение лопаток, тем дольше будет находиться в эксплуатации турбина без ремонта и замены составных частей, что в свою очередь приводит к уменьшению финансовых затрат.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Виноградов А. С.** / Конструкция ТРДДФ РД-33: Учебное пособие. Самара, 2012 г., 99с. [A. S. Vinogradov, "The design of the RD-33 turbofan engine: A textbook", (in Russian), Samara, 2012].
2. [Электронный ресурс] URL: <http://flightcollege.com.ua/library/> (дата обращения 27.12.2021).

ОБ АВТОРАХ

СЕНЮШКИН Николай Сергеевич, заместитель декана факультета авиационных двигателей, энергетики и транспорта (УУНИТ), и.о. заведующего кафедрой авиационной теплотехники и теплоэнергетики, кандидат технических наук, доцент.

ЗАМУРАГИНА Виктория Алексеевна, магистрант кафедры авиационной теплоэнергетики и теплотехники, дипломированный бакалавр – теплоэнергетик (УГАТУ, 2016).

САЛИМОВА Ирина Ильинична, дипломированный специалист (УГАТУ, 2015).

METADATA

Title: Investigation of the influence of the operation of the cooling system on the temperature of the low-pressure turbine blade

Authors: N. S. Senyushkin¹, V. A. Zamuragina², I. I. Salimova³

Affiliation:

^{1,2,3} Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

Email:¹aviastar-ufa@mail.ru, ²viktoriazamuragina@gmail.com, ³ufapoit@mail.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 1(99), pp. 3-12, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The turbine is a very heat-stressed unit, and the reliability and service life of the turbine depend on properly organized cooling. In this work, the influence of the cooling system on the temperature of the low-pressure turbine blade is investigated. The gas-dynamic and thermal calculation of the blade was performed in the ANSYS CFX system with an assessment of the thermal state. The calculation was performed in three modes: with full afterburner, takeoff and cruising mode. Based on the calculation results, it can be said that the maximum blade temperature for three modes of operation of the engine with impaired cooling changes insignificantly, for the second design mode, the relative temperature increase was 1.4%.

Key words: blade, afterburner, cruising, low-pressure turbine, cooling system, gas-dynamic calculation, boundary layer, grid.

About authors:

SENYUSHKIN Nikolai Sergeevich, Deputy Dean of the Faculty of Aircraft Engines, Energy and Transport (UUST), Acting Head of the Department of Aviation Thermal Power Engineering and Thermal Engineering, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor.

ZAMURAGINA Viktoria Alekseevna, master student of the Department of Aviation Thermal Power Engineering and Thermal Engineering, certified bachelor - thermal power engineer (UGATU, 2016).

SALIMOVA Irina Ilyinichna, graduate (UGATU, 2015).