

ПОВЫШЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ ЗА СЧЕТ УМЕНЬШЕНИЯ РАСХОДА ОХЛАЖДАЮЩЕГО ВОЗДУХА НА ТВД

И. Р. Валитов¹, А. В. Зырянов²

¹ dragondaron@gmail.com, ² Aleksfox@inbox.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Аннотация. Выполнен подробный расчет геометрических размеров турбины высокого давления, термогазодинамических характеристик ГТД на взлетном режиме. Смоделировано течение воздуха через систему охлаждения ТВД. Произведен анализ и расчет на прочность ТВД с учетом теплового состояния.

Ключевые слова: термогазодинамические характеристики; турбина высокого давления; система охлаждения; тепловое состояние; прочностной расчет лопаток.

ПРОБЛЕМЫ ПОВЫШЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПЕРЕД ТУРБИНОЙ

Воздействие температуры на лопатки турбины и направляющие лопатки может оказывать негативное влияние на эффективность работы турбины и, в экстремальных обстоятельствах, может приводить к возможному повреждению лопатки.

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 перекрывает выигрыш в удельных параметрах двигателя, а ресурс деталей турбины соответствует требованиям заказчиков.

ПОДГОТОВКА ДАННЫХ ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РАСЧЕТА

В качестве двигателя-прототипа был выбран *PowerJet SaM-146*. *PowerJet SaM-146* — двигатель со смешением потоков, предназначенный для установки на пассажирские региональные самолеты и в настоящее время устанавливается на самолеты семейства *Sukhoi Superjet 100*.

На основании экспериментальных данных построена математическая модель двигателя-прототипа в программе *DVIGw* на взлетном режиме, позволяющая выполнить термогазодинамический расчет всего двигателя. (рис. 1).

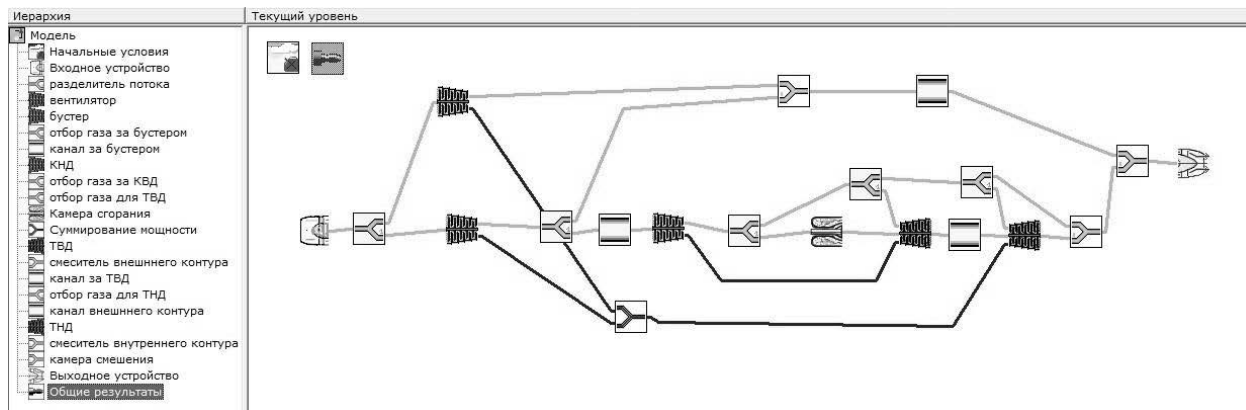


Рис. 1. Математическая модель *SaM-146*

Расход охлаждающего воздуха для ТВД составляет 2,53 кг/с, а это 6,17 % от общего расхода воздуха.

Профилирование рабочей лопатки выполнена в системе *TURBOCOM* с учетом термгазодинамического расчета, полученного ранее (рис. 2). Система охлаждения конвективно-пленочная с оребренными радиальными каналами.

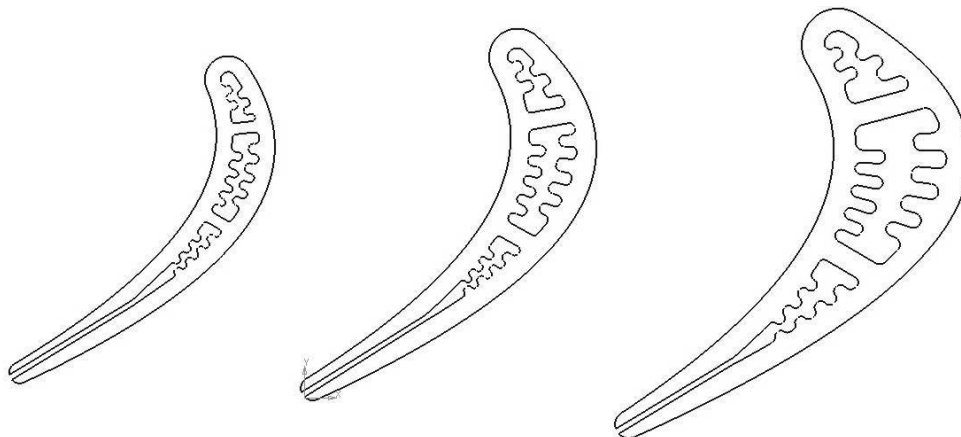


Рис. 2. Профили рабочей лопатки на концевом, среднем и втулочном радиусе

ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ РЛ ТВД

Тепловой расчет вводится в программе *Mechanical APDL* по 3 сечениям. Профиль разбивается на характерные участки (входная кромка, средняя часть профиля, выходная часть профиля и выходная кромка), на которых ищется средний коэффициент теплоотдачи и температура воздушной пленки (рис. 3).

Выполнен расчет пера рабочей лопатки на статическую прочность с учетом теплового состояния (рис.4). Минимальным коэффициентом запаса прочности является $n = 1,81$ (при выборе в качестве материала ЖС30 и предела длительной прочности $\tau = 3000$ ч). Нормированное значение коэффициента запаса прочности $[n] = 1,5 \dots 2,5$. Уменьшаем расход охлаждающего воздуха ТВД до $G_{\text{охл}} = 1,955$ кг/с.

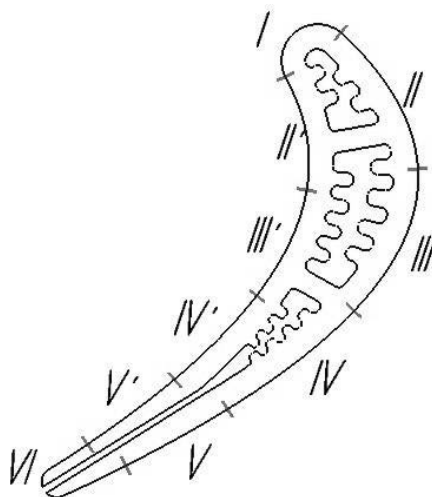


Рис. 3. Разделение профиля на участки

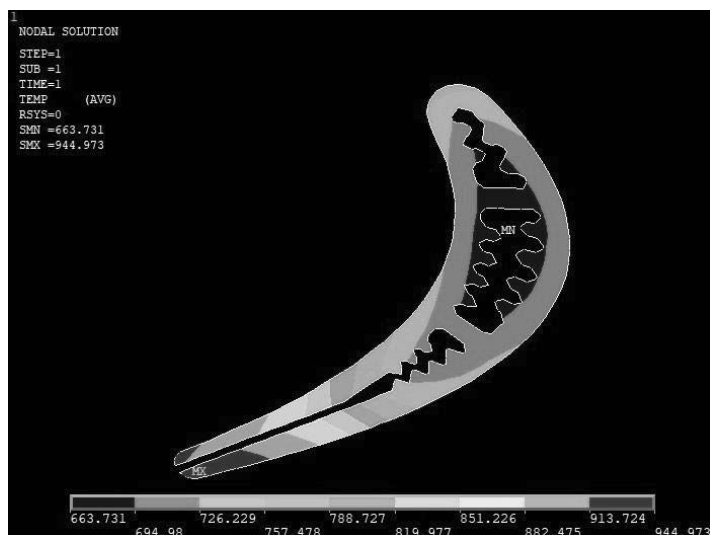


Рис. 4. Тепловое состояние среднего сечения

ГИДРАВЛИЧЕСКИ РАСЧЕТ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ

Система охлаждения газовой турбины состоит из разветвленной сети каналов, по которым протекает охлаждающий воздух. Поэтому ее можно представить в виде графа, ветви которого соответствуют характерным частям охлаждающих каналов, а узлы – местам соединения отдельных каналов в единую систему (рис. 5).

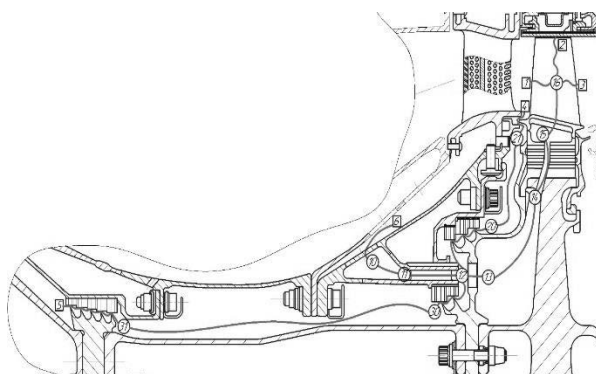


Рис. 5. Технологическая карта для гидравлического расчета

Гидравлический расчет был выполнен в *ANSYS CFX*, для чего:

1) Необходимо создать 3D модель узла. Так как в системе расчета *ANSYS* есть возможность расчета небольшого участка осесимметричной модели, то допускается для упрощения поделить модель на 24 части (область в 15 градусов) (рис.6).

2) Полученная модель разбивается на сетку, качество которой является удовлетворительной для решения данной задачи.

3) Полученная геометрия заносится в Setup модуля *CFX*. В том же разделе необходимо задать граничные условия задачи и настройки решателя.

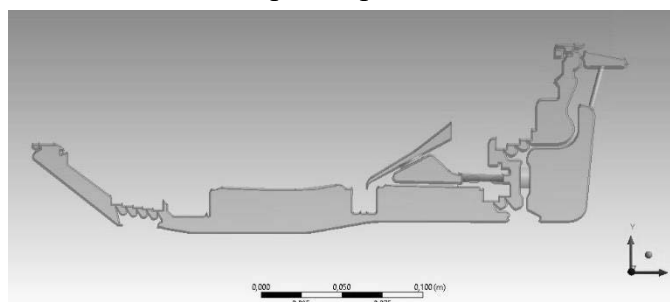


Рис. 6. Готовая модель для ANSYS

После подготовки всех исходных данных выполняется расчет системы охлаждения. Количество итераций задается в *Solver Control*. Результатом расчета является значение параметров охлаждающего воздуха на каждом участке системы (рис. 7, 8).

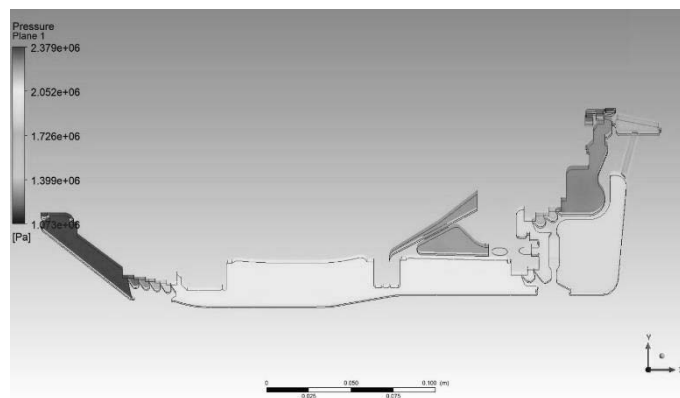


Рис. 7. Показание давления

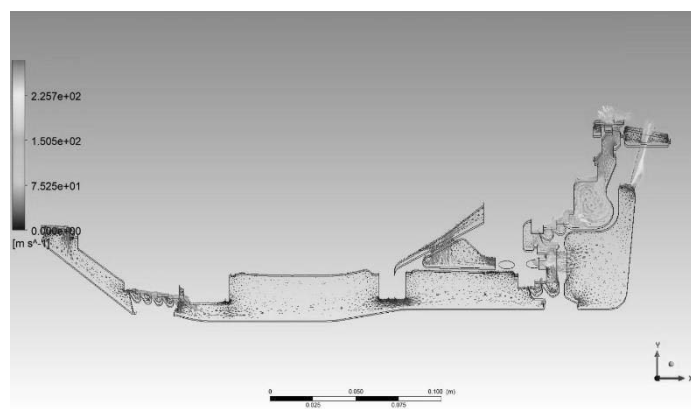


Рис. 8. Движение потока

ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ РЛ ТВД С УМЕНЬШЕННЫМ РАСХОДОМ ОХЛАЖДАЮЩЕГО ВОЗДУХА

После получения значений параметров охлаждающего воздуха при прохождении от КВД до ТВД выполнен повторный тепловой расчет лопаток (рис.9).

При расходе охлаждающего воздуха ТВД $G_{\text{охл}} = 1,955$ кг/с максимальная температура изменилась с 944,9 °С до 991,6 °С, а минимальный коэффициент запаса прочности равен 1,58 (Нормированное значение коэффициента запаса прочности $[n] = 1,5 \dots 2,5$).

РЕЗУЛЬТАТ РАБОТЫ

Расход охлаждающего воздуха изменился с 6,18 % до 4,47 % от общего расхода воздуха.

По математической модели, построенной в *DVIGw*, был произведен повторный перерасчет термогазодинамики двигателя с новыми данными. Удельный расход двигателя-прототипа *SaM-146* уменьшилось с 0,645 до 0,638 кг/(кг·ч) при сохранение тяги.

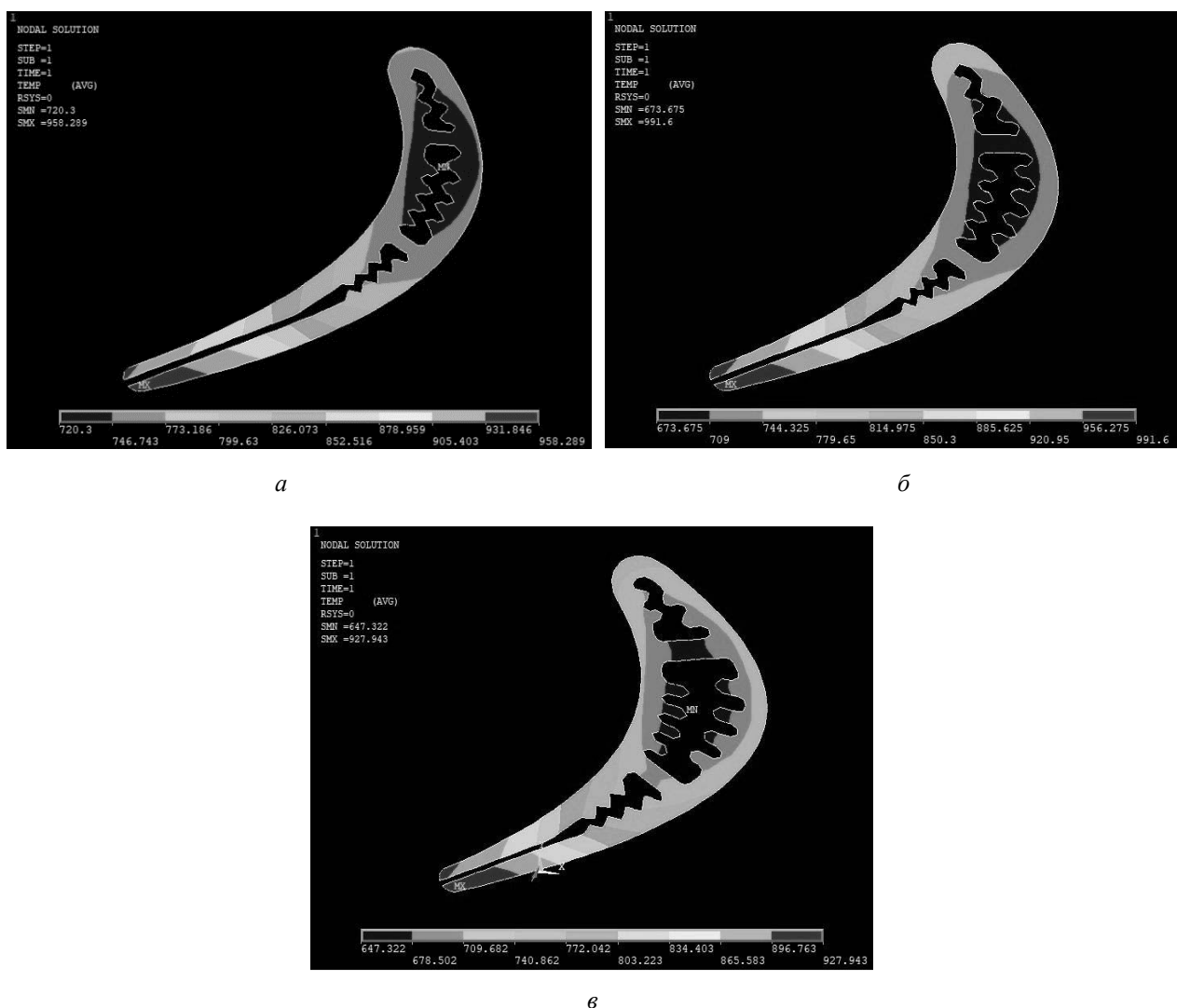


Рис. 9. Тепловое состояние лопатки

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Для повышения конкурентоспособности необходимо непрерывное улучшение всех имеющихся систем авиационного двигателя. Система охлаждения является в настоящее время неотъемлемой частью конструкции любой современной турбины.

Непрерывное повышение требований к экономичности, удельной мощности, надежности, ресурсу и стоимости ГТД выдвигает вопросы создания для них новых и усовершенствования существующих систем воздушного охлаждения. Одним из основным критерием системы охлаждения является затрата энергии. Затраты энергии на охлаждение должны быть значительно ниже дополнительной полезной энергии, вырабатываемой за счет увеличения начальной температуры рабочего тела.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Учебный материал. Technical Proposal for Russian Regional Jet Aircraft powered by SM146 Propulsion Systems. APPENDIX IV.
2. Ахмедзянов А.М., Алаторцев В.П., Гумеров Х.С., Тарасов Ф.Ф. Термогазодинамические расчеты авиационных ГТД. / Учебное пособие – Уфа, 1990. 340 с.
3. Газодинамический расчет осевого компрессора и осевой турбины в системе имитационного моделирования TURBO-COM. Методическое пособие. / УГАТУ. Сост.: А. Б. Михайлова, А. Е. Михайлов, Р. Г. Дадоян. – Уфа, 2017. 76 с.
4. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов. / В.И.Локай, М.Н.Бодунов, В.В.Жуйков, А.В.Щукин. – Москва, 1985. - 216 с.

ОБ АВТОРАХ

ВАЛИТОВ Ильдaр Рамилевич, магистрант каф. АДЭТ. Дипл. Бакалавра (УГАТУ 2019). Готовит дис. по методике первичного расчета системы охлаждения.

ЗЫРЯНОВ Алексей Викторович, к.т.н., доцент, доцент кафедры АД.

METADATA

Title: Increasing engine parameters by decreasing the cooling air flow to HPT

Authors: I. R. Valitov¹, A. V. Zyryanov²

Affiliation: Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: ¹dragondaron@gmail.com, ²Aleksfox@inbox.ru

Language: Russian.

Source: Molodezhnyj Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), no. 2 (25), pp. 11-16, 2021. ISSN 2225-9309 (Print).

Abstract: A detailed calculation of the geometrical dimensions of the high-pressure turbine, the thermogasdynamic characteristics of the gas turbine engine in the take-off mode has been carried out. The air flow through the HPT cooling system is modeled. The analysis and calculation of the strength of the theater is carried out.

Key words: thermogasdynamic characteristics, high-pressure turbine, cooling system, thermal state, strength analysis of blades.

About authors:

VALITOV, Ildar Ramilevich, undergraduate department ADET. Dipl. Bachelor (USATU 2019). Prepares dis. By the method of primary calculation of the cooling system.

ZYRYANOV, Alexey Viktorovich, K.T.N., Associate Professor, Associate Professor of the Department of AD.