

МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ СЕКЦИИ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТВД ПЕРСПЕКТИВНОГО ТРДД

Коннов И.А., Ефремов Д.В., Лаврушин М.В., Ненашев Д.А.
ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, suprisecool@ya.ru

Ключевые слова: секция сопловых лопаток, профилированные отверстия перфорации, пленочное охлаждение, U-образные подканалы, тепловое состояние.

Разработка турбины высокого давления (ТВД) современного авиационного газотурбинного двигателя требует принципиально новых подходов к организации высокоэффективной системы охлаждения, позволяющих обеспечивать приемлемое тепловое состояние ее составных частей и деталей при минимальных затратах охлаждающего воздуха и, тем самым, способствующих повышению топливной экономичности двигателя.

Обеспечение эффективного охлаждения и долговечной работы сопловых лопаток ТВД представляет собой сложную инженерную задачу, обусловленную экстремальными условиями их работы, а именно: обтеканием лопаток потоком высокоскоростного агрессивного газа экстремальной температуры (среднемассовая температура газа на входе в турбину $T_{Гср}^*$ на 800 °C превышает предельные рабочие температуры современных жаропрочных сплавов; максимальная радиальная неравномерность составляет +3...5% от $T_{Гср}^*$, окружная – превышает $T_{Гср}^*$ на 10% и более [1]), воздействием газовых и термоциклических нагрузок, а также нестационарным характером теплового воздействия на переходных режимах работы двигателя. Помимо этого, задача усложняется ограниченным перепадом давления между охлаждающим воздухом и потоком высокотемпературного газа и дефицитом воздуха большого давления, а также потребностью наличия частичного отключения охлаждающего воздуха для повышения экономичности ГТД на пониженных режимах его работы.

Объектом исследования является тепловое состояние секции сопловых лопаток ТВД перспективного ТРДД (рис. 1).

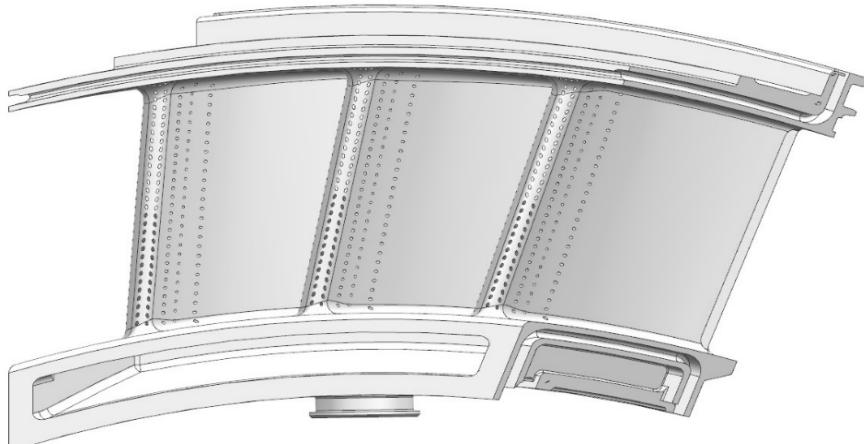


Рис. 1 – Исходная конструкция секции сопловых лопаток ТВД ТРДД

В рамках работы была поставлена задача определения теплового состояния секции сопловых лопаток с целью определения ее работоспособности по критерию жаростойкости материала в условиях повышенной окружной неравномерности температуры с дополнительной прибавкой по температуре газа с последующим проведением дополнительных расчетов секций с мероприятиями по улучшению ее теплового состояния.

С этой целью были подготовлены трехмерные геометрические и конечно-элементные модели твердотельной сопловой секции и газовоздушной области, а также сформированы соответствующие расчетные модели.

Формирование трехмерных геометрических моделей осуществлялось по номинальным размерам сборочных единиц ТВД и камеры сгорания. Для корректного задания граничных условий в расчетную модель включен подвод воздуха через последний ряд отверстий в жаровой трубе. На рис. 2 представлен общий вид газовоздушной области для проведения сопряженного теплогидравлического расчета.

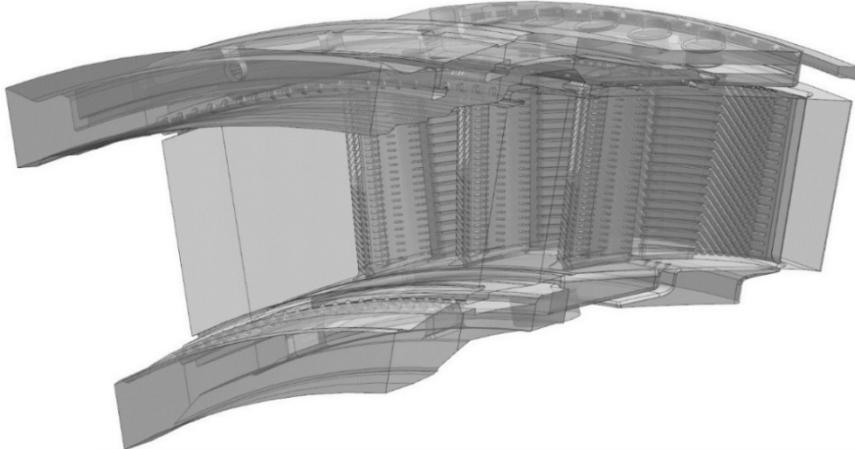


Рис. 2 – Общий вид газовоздушной области для определения теплового состояния секции сопловых лопаток ТВД

Конечно-элементная сетка газовоздушной области содержит 25 призматических слоев с коэффициентом роста $1,2\dots1,28$. Толщина первого слоя подбиралась из условия $y^+ \leq 1$. Согласно работе [2], данные настройки сеточной модели позволяют более точно моделировать рабочий процесс в турбинах с пленочным охлаждением их лопаток. Размер сеточной модели составляет 420 миллионов элементов.

Модель турбулентности $k-\omega$ SST. На входе в сопловой аппарат задавались полное давление газа и эпюра окружной неравномерности температуры, на выходе – радиальная эпюра статического давления. На границах подвода охлаждающего воздуха задавались температура и давление торможения, а на границах выхода охладителя – значения массовых расходов воздуха. На боковые поверхности газовоздушной области наложено условие периодичности. На поверхности, не контактирующие с газовоздушной областью, наложены граничные условия 1-го и 3-го рода. Боковые поверхности твердотельной секции в данной работе были приняты адиабатными. Это связано с тем, что соседние секции соплового аппарата разделены уплотнительными элементами и не имеют прямого контакта.

В процессе расчета были приняты следующие допущения:

- расчет проводился без учета излучения;
- втекания воздуха через стыки лопаток и через стык жаровой трубы отсутствуют;
- влияние вращения рабочей лопатки не учитывалось;
- поток на всем своем участке турбулентный.

На рис. 3 представлены результаты расчета исходной конструкции секции. Учитывая, что расчет проводился без учета излучения, которое дает прибавку по температуре на $30\dots40^\circ\text{C}$, представленный уровень температур не удовлетворяет требованиям по жаростойкости материала ЖС32-ВИ, поскольку максимальная температура секции, достигаемая на спинке лопаток в зоне выходной кромки с учетом излучения, будет превышать 1100°C .

Таким образом, представленная секция нуждается в доводке по тепловому состоянию.

Одним из способов улучшения теплового состояния секции является использование профилированных ("веерных") отверстий перфораций (рис. 4) на трактовых поверхностях лопаток. В работах [3–6] показано, что использование таких отверстий позволяет существенно повысить эффективность пленочного охлаждения за счет наличия диффузорного участка на выходе из отверстий. Этот участок позволяет снизить скорость охлаждающего воздуха,

предотвращает срыв струи охладителя и способствует равномерному распределению пелены охлаждающего воздуха вдоль поверхности лопатки.

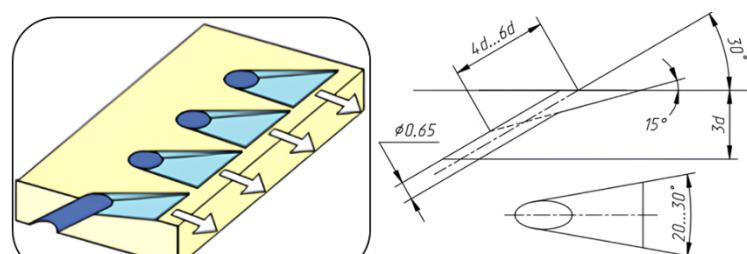
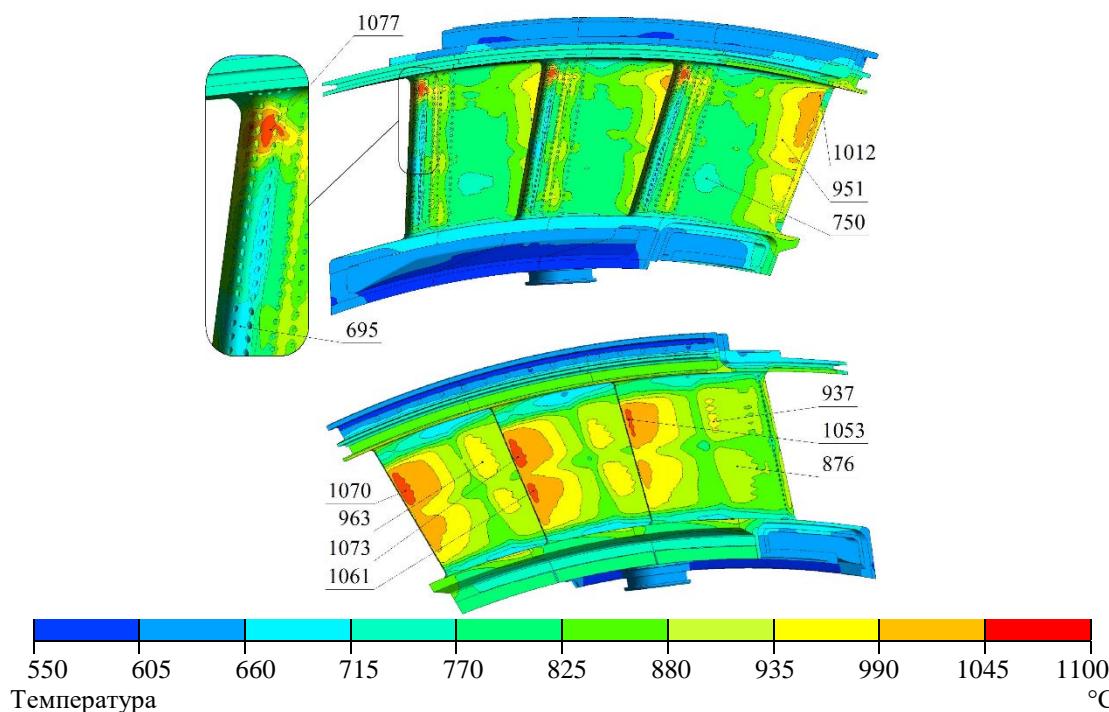
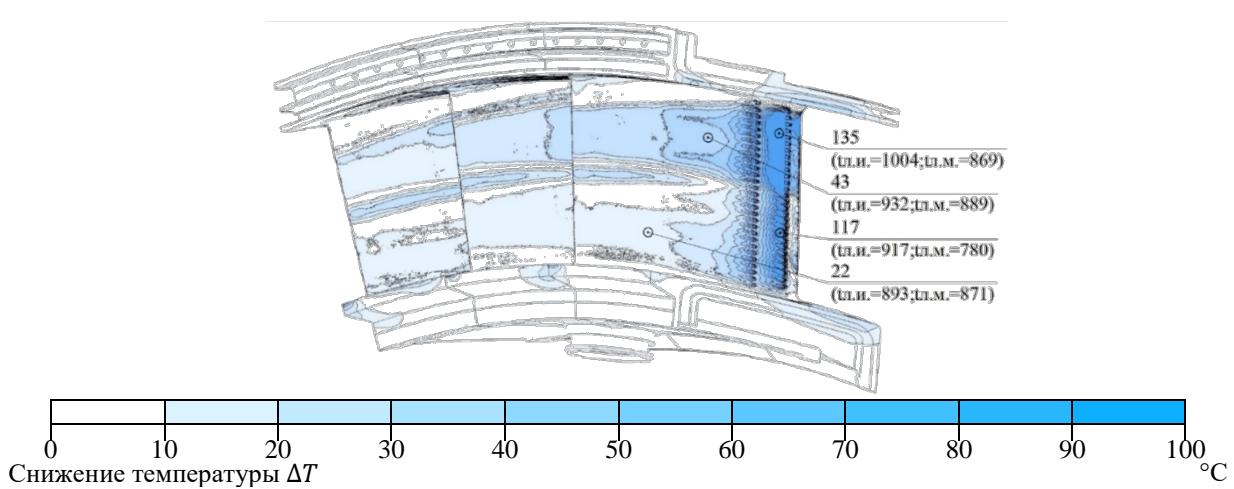


Рис. 4 – Общий вид “веерных” отверстий перфорации

На рис. 5 представлено сравнение теплового состояния исходной конструкции секции с вариантом модернизации ее системы пленочного охлаждения.



Наблюдается снижение уровня температур секции. Вблизи “веерных” отверстий температура лопаток снизилась более, чем на 100°C , что обусловлено лучшим прилеганием пелены охлаждающего воздуха. Несмотря на снижение эффективности пленочного охлаждения при отдалении от зоны выпуска, в данном варианте удалось снизить температуру на спинках лопаток в зоне выходной кромки на 20°C .

Представленный вариант является перспективным, поскольку позволяет значительно улучшить тепловое состояние секции при сохранении затрат на охлаждение (табл. 1).

Табл. 1. Сравнение затрат воздуха на охлаждение для двух вариантов исполнения секции

Затраты воздуха, %	Исходная конструкция секции	Вариант модернизации системы пленочного охлаждения
на пленочное охлаждение секции	6,04	6,07
на конвективное охлаждение секции	2,10	2,09
суммарные затраты (без учета утечек)	8,14	8,16

С целью дополнительного улучшения теплового состояния секции необходимо применение перспективных интенсификаторов теплообмена во внутренних полостях лопаток, примером которых являются U-образные подканалы в вихревой матрице (рис. 6, а). В работе [7] показано, что каналы U-образной формы работают как вихревые генераторы и обеспечивают наиболее равномерную теплопередачу как в осевом, так и в поперечном направлении. Помимо этого, показано, что такие углубления обеспечивают дополнительную интенсификацию теплообмена. Так, среднее число Нуссельта в вихревых матрицах с углублениями на 16% выше, чем в обычной вихревой матрице (рис. 6, б).

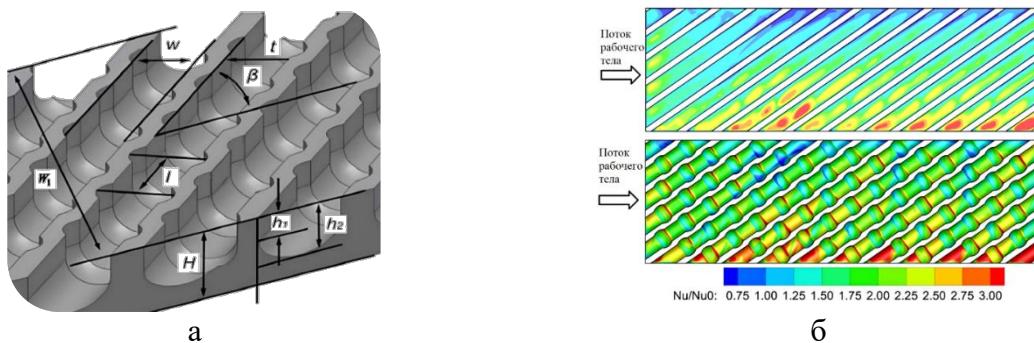


Рис. 6 – Общий вид вихревой матрицы с U-подканалами (а) и тепловизионные картины теплообменных поверхностей (б)

На рис. 7 представлено поле разности температур исходной конструкции секции с вариантом модернизации ее системы конвективного охлаждения.

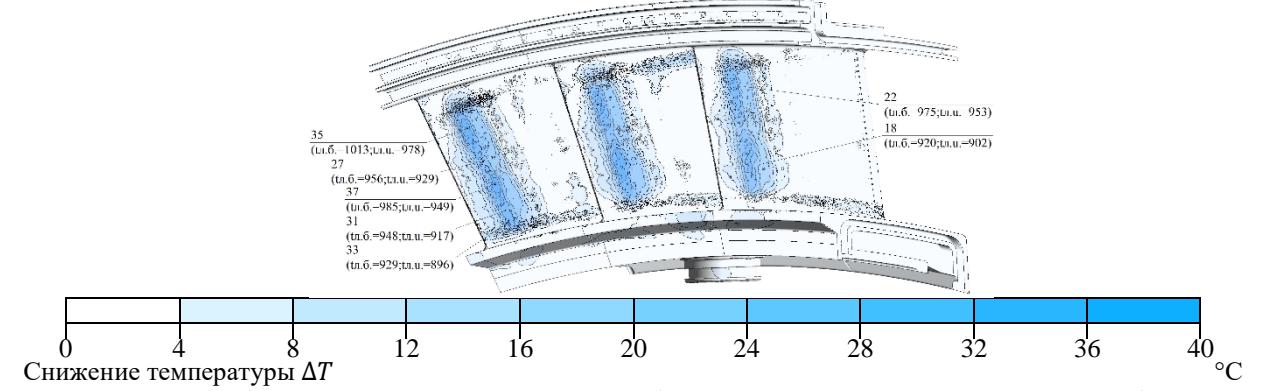


Рис. 7 – Поле распределения разности температур исходной конструкции секции с вариантом модернизации ее системы конвективного охлаждения

Внедрение данных подканалов позволило снизить температуру в зоне вихревой матрицы на 20...40°C в наиболее теплонапряженной зоне секции. U-образные подканалы являются удачным решением, позволяющим снизить температуру на вихревой матрице при сохранении затрат охлаждающего воздуха.

Проведена работа по модернизации пленочной и конвективной системы охлаждения секции сопловых лопаток ТВД перспективного ТРДД. Внедрение “веерных” отверстий перфорации и U-образных подканалов в вихревую матрицу позволит значительно улучшить и в дальнейшем оптимизировать тепловое состояние секции по расходу охлаждающего воздуха, что позволит повысить топливную эффективность разрабатываемого двигателя.

Список литературы

1. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / В.П. Данильченко, С.В. Лукачев, Ю.Л. Ковылов [и др.]. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. - 620 с.: ил.
2. А.А. Волков, Г.М. Попов, О.В. Батурина, В.М. Зубанов, С.А. Мельников Рациональные настройки численной модели для моделирования рабочего процесса лопатки осевой турбины с пленочным охлаждением // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2022 № 70 С.74-86.
3. Takeishi Kenichiro, Krewinkel Robert «Advanced gas turbine cooling for the carbon-neutral era» Int. J. Turbomach. Propuls. Power 2023, 8 (3), 19.
4. Сендюров С.И. Влияние отношения разностей давлений охлаждающего воздуха на дефлекторе и стенке сопловой лопатки на тепловое состояние входной кромки: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05 / Сендюров Станислав Игоревич. – Пермь, 2010. – 151 с.
5. А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов. Анализ использования профилированных отверстий перфорации для повышения качества пленочного охлаждения спинки сопловых лопаток турбин // Вестник УГАТУ. – 2012. – Т.16, №5 (50). – с. 20-27.
6. К.А. Виноградов, И.С. Добровольский, К.Р. Пятунин, В.П. Крупин, С.М. Пиотух Комплексная модель для оценки теплового состояния 1-й ступени турбины ГТД-110// Турбины и дизели. – 2017. – с. 4-7.
7. Rao Yu, Zhang Xiang, Zang Shusheng (2013) «Flow and heat transfer characteristics in lattice work cooling channels with dimple vortex generators» ASME GT2013-95237.

Сведения об авторах

Коннов Иван Алексеевич, инженер-конструктор отдела турбин ОКБ СГК ПАО «ОДК-Кузнецов». Область научных и профессиональных интересов: Методология проектирования авиационных газотурбинных двигателей, исследование тепловых процессов в турбинах и охлаждения деталей горячей части

Ефремов Дмитрий Васильевич, начальник отдела турбин СГК ПАО «ОДК-Кузнецов». Область научных и профессиональных интересов: Методология проектирования авиационных газотурбинных двигателей

Лаврушин Михаил Владимирович, начальник бригады охлаждения отдела теплофизики и газодинамики ОКБ СГК ПАО «ОДК-Кузнецов». Область научных и профессиональных интересов: Исследование тепловых процессов в турбинах и охлаждения деталей горячей части.

Ненашев Дмитрий Александрович, инженер-конструктор 2-ой категории отдела теплофизики и газодинамики ОКБ СГК ПАО «ОДК-Кузнецов». Область научных и профессиональных интересов: Исследование тепловых процессов в турбинах и охлаждения деталей горячей части.

MODERNIZATION OF COOLING SYSTEM OF HPT NOZZLE BLADE SECTION OF ADVANCED TURBOFAN JET ENGINE

Konnov I.A., Efremov D.V., Lavrushin M.V., Nenashev D.A.
JSC Kuznetsov, Samara, suprisecool@yandex.ru

Key words: nozzle blade section, shaped film cooling holes, thermal condition

Nozzle blades of the first stages of modern GTE turbines are streamlined by the flow of high-speed gas with high temperature and are under the action of gas and thermocycles loads. Taking into account that the capabilities of the best modern heat-resistant alloys are limited to the working temperature of 1150...1250 °C, which is 800 °C less than the local gas temperature, the organization of cooling and ensuring the performance of nozzle blades in such severe operating conditions is a complex and nontrivial task. The article presents variants of solving the problem of providing the modern level of efficiency of turbine nozzle blades cooling at a minimum cooling air flow rate.