

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ОХЛАЖДАЕМОЙ ЛОПАТКИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

К.Д. Андреев, канд. техн. наук, доцент

Р.А. Шилов, магистрант

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого  
(Россия, г. Санкт-Петербург)

DOI:10.24412/2500-1000-2023-5-1-34-39

**Аннотация.** В статье представлены результаты проектирования системы охлаждения сопловой лопатки первой ступени турбины компрессора установки ГТН-6У и моделирования её теплового состояния. Были получены результаты распределения температуры и охлаждающей плёнки по внешней поверхности лопатки. Получены распределения температур по характерным продольным сечениям лопатки и определена глубина охлаждения.

**Ключевые слова:** система охлаждения, температура, расчётная модель, граничные условия, глубина охлаждения.

Как известно, удельная мощность и термический КПД газотурбинной установки в большей степени определяется двумя характеристиками цикла: степенью сжатия в компрессоре и температурой продуктов сгорания перед турбиной [1].

Лопатки газовых турбин подвергаются воздействию высокотемпературного газа. Также лопатки подвержены вибрации, термической усталости, газовой коррозии и эрозии, действию газовых нагрузок [1].

Для обеспечения надежности лопаточного аппарата в течении заданного ресурса применяют различные методы:

- применение специальных жаропрочных, жаростойких и коррозионно-стойких сплавов;
- производство лопаток методом направленной кристаллизации;
- нанесение специальных жаростойких покрытий на поверхность лопатки;
- теплозащитные покрытия из материалов с низкой теплопроводностью;
- системы воздушного охлаждения.

Однако применяемые при изготовлении материалы сопловых лопаток начинают плавиться при температурах около 1200 °С. Поэтому элементы высокотемпературного газового тракта следует охлаждать для поддержания температуры материала значительно ниже его температуры плавления [2].

Целью работы является определить и проанализировать тепловое состояние сопловой лопатки. Предметом исследования является сопловая лопатка первой ступени турбины компрессора. Исходными данными для построения геометрии лопатки были координаты точек профиля сопловой лопатки первой ступени турбины установки ГТН-6У.

Сопловая лопатка турбины компрессора является незакрученной. Лопатка спроектирована двухполостной с заградительным воздушно-плёночным охлаждением входной кромки. Во второй полости установлен дефлектор, осуществляющий душирование внутренних поверхностей спинки и корыта лопатки, с выпуском воздуха на корыто. Число лопаток – 59 шт. Материалом лопатки является жаропрочный сплав ЖС6У. На рисунке 1 представлен общий вид конструкции. Подвод воздуха в первую полость лопатки осуществляется с двух сторон (сверху и снизу). Конструкция плёночного охлаждения насчитывает 3 ряда отверстий по 28 штук с диаметром 0,4 мм непосредственно у входной кромки и 2 ряда отверстий по 27 с диаметром 0,36 мм, лежащие на удалении от входной кромки. Всего отверстий – 137 шт. Также в спроектированной системе охлаждения имеется вихревая матрица и два ряда штырей-турбулизаторов.

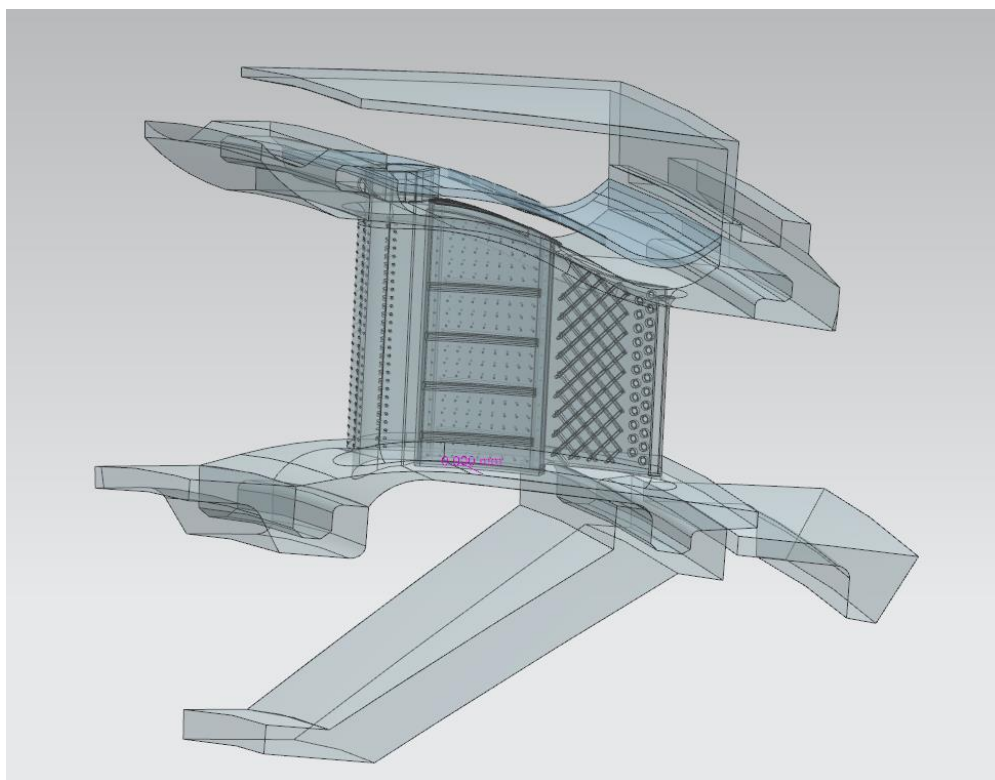


Рис. 1. Общий вид исследуемой конструкции

Всего отверстий – 137 шт. Также в спроектированной системе охлаждения имеется вихревая матрица и два ряда штырей-турбулизаторов. Построение расчётной сетки проводилось в модуле ANSYS 16.1 ICEM CFD. Расчётная сетка была сгущена к профилю лопатки для более качественного моделирования пленки охлаждения. Итоговая сетка насчитывает 16,3 миллионов ячеек.

Моделирование воздушной пленки проведено с использованием модели турбулентности SST со значением параметра турбулентного числа Прандтля  $Pr_t=0.5$ . Расчёт проводился в CFX 16.1 в стационарной постановке.  $G_{вх.к} = 33$  кг/с.

Задание граничных условий:

Для моделирования радиальной неравномерности температуры из камеры сгорания, температура была задана эпюрой, представленной в таблице 1.

Таблица 1. Эпюра температур за КС

| R, м  | T, К |
|-------|------|
| 296,7 | 1080 |
| 310   | 1393 |
| 320   | 1393 |
| 330   | 1393 |
| 346,2 | 1080 |

- Давление продуктов сгорания перед сопловым аппаратом составляет 12,8 МПа;

- Температура охлаждающего воздуха составляет 660 К.

- Давление охлаждающего воздуха составляет 13,08 МПа

- Расход воздуха через компрессор  $G_{вх.к}$  составляет 33 кг/с.

- Через верхние отверстия в первой полости лопаток сопловой решетки проходит 1.91% от  $G_{вх.к.}$ , что составляет 0,63 кг/с.

- Через нижние отверстия в первой полости лопаток сопловой решетки проходит 0,005% от  $G_{вх.к.}$ , что составляет 0,017 кг/с.

- Через отверстия на вторую полость лопаток сопловой решетки подается 3% от  $G_{вх.к.}$ , что составляет 1 кг/с.

Итого на охлаждение соплового аппарата заложено:

$$G_{\text{лоп}} = 3 + 1,91 + 0,005 = 4,92\%$$

Общий вид задания граничных условий приведен на рисунке 2.

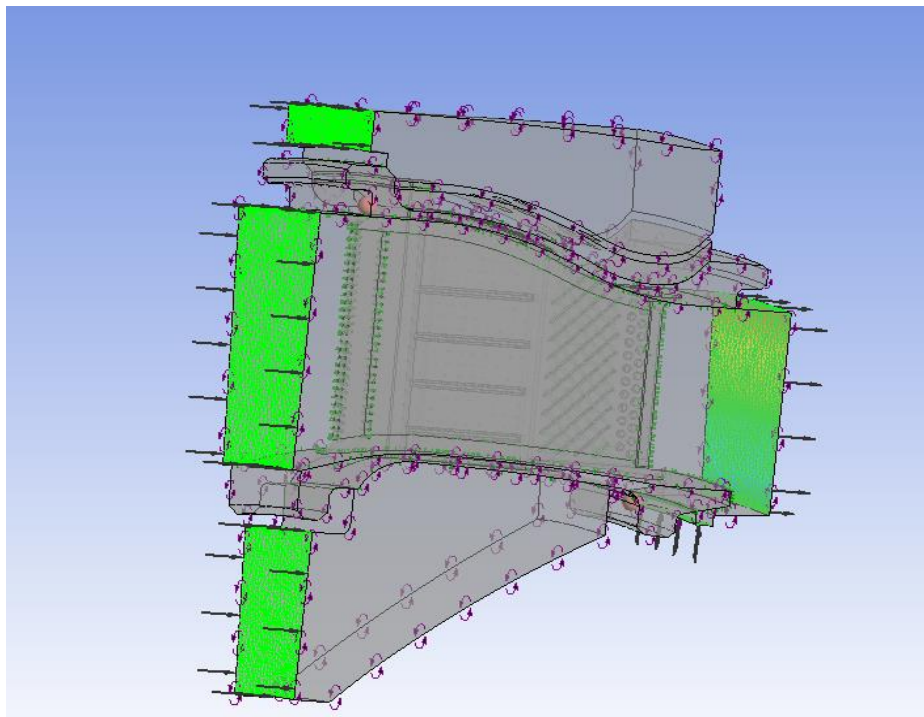


Рис. 2. Задание граничных условий

Тепловое состояние соплового аппарата турбины компрессора СА ТК со стороны корыта и спинки показано на рисунке 3. Как видно из рисунка 3, перо лопатки на периферии охлаждается интенсивнее. Это может быть связано с тем, что количество охлаждающего воздуха через первую полость на периферии подается значительно больше, чем через корень. Это обстоятельство позволяет создавать у периферии более устойчивую и более холодную пленку. Также во вторую полость охладитель подается только через отверстие на периферии лопатки.

На рисунке 4 показано распределение массовых долей охлаждающего воздуха по поверхности корыта и спинки лопатки. Охлаждающая пленка равномерно распре-

делена по высоте лопатки СА и постепенно уменьшается по ходу течения газа в межлопаточном канале. В зоне выходной кромки пленка практически отсутствует.

Тепловое состояние СА ТК со стороны корыта и спинки показано на рисунке 3. Как видно из рисунка 3, перо лопатки на периферии охлаждается интенсивнее. Это может быть связано с тем, что количество охлаждающего воздуха через первую полость на периферии подается значительно больше, чем через корень. Это обстоятельство позволяет создавать у периферии более устойчивую и более холодную пленку. Также во вторую полость охладитель подается только через отверстие на периферии лопатки.

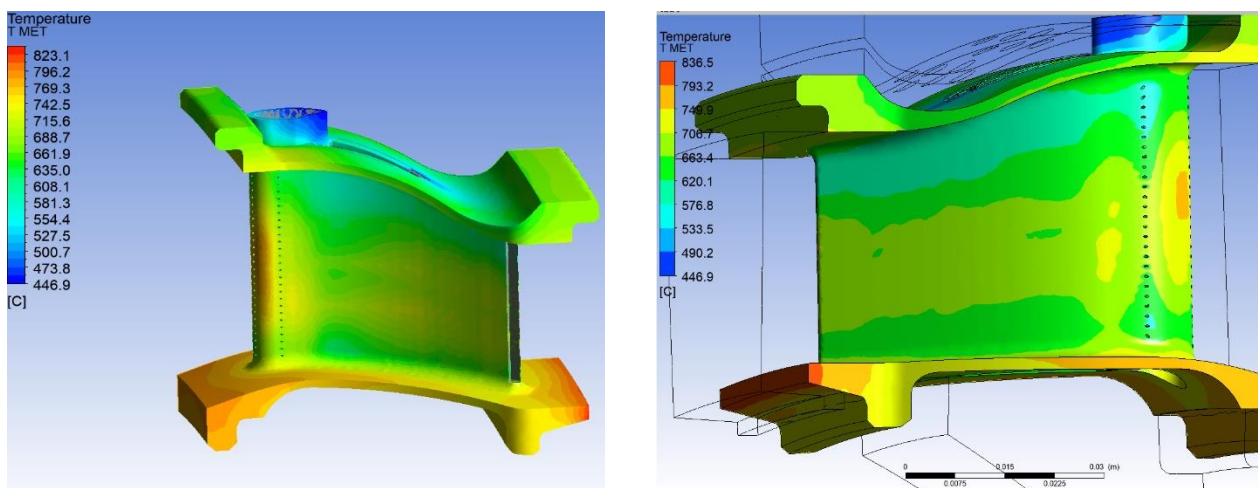


Рис. 3. Тепловое состояние корыта и спинки

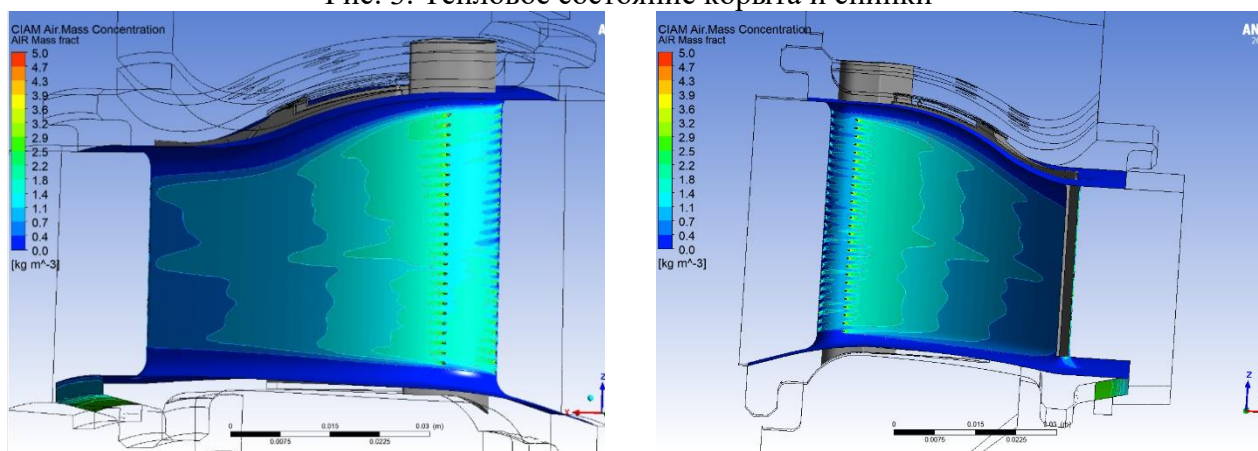


Рис. 4. Распределение массовых долей воздуха на спинке и корыте

На рисунке 4 показано распределение массовых долей охлаждающего воздуха по поверхности корыта и спинки лопатки. Охлаждающая пленка равномерно распределена по высоте лопатки СА и постепенно уменьшается по ходу течения газа в межлопаточном канале. В зоне выходной кромки пленка практически отсутствует.

Заметим, что охлаждающая пленка сохраняется практически до выходной кромки в зоне между средним сечением и верхней полки лопатки.

На рисунке 5 изображено поле температур в среднем сечении ( $R = 321$  мм). Поле температур указано по шкале local для определения максимальной температуры. В таблице 2 указаны максимальные и минимальные значения температуры в контрольных сечениях. Исходя из рассчитанных данных, можно определить глубину охлаждения лопатки в каждом сечении. На рисунке 6 приведены распределения различных температур (средней и максимальной) в сечениях в зависимости от высоты лопатки.

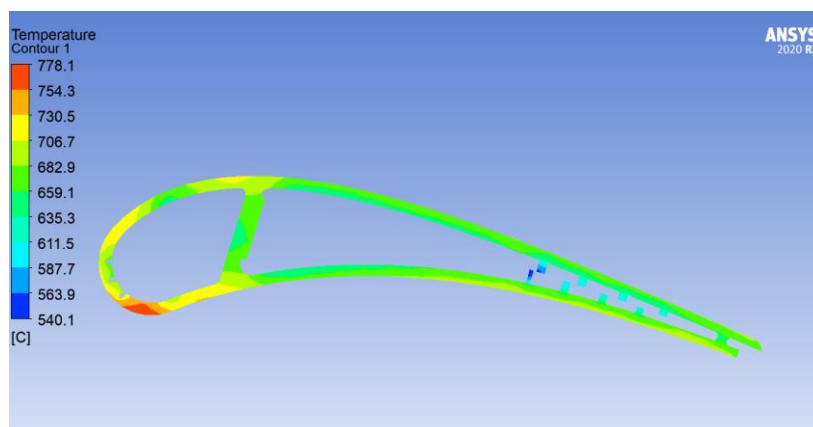


Рис. 5. Тепловое состояние среднего сечения лопатки

Таблица 2. Максимальные и минимальные температуры в сечениях

|                      | $T_{\max}, ^\circ\text{C}$ | $T_{\min}, ^\circ\text{C}$ | $T_{\text{ср}}, ^\circ\text{C}$ | $\theta$ |
|----------------------|----------------------------|----------------------------|---------------------------------|----------|
| Корневое сечение     | 695                        | 518                        | 606,5                           | 0,7      |
| Среднее сечение      | 778                        | 540                        | 659                             | 0,63     |
| Периферийное сечение | 765                        | 538                        | 651,5                           | 0,64     |

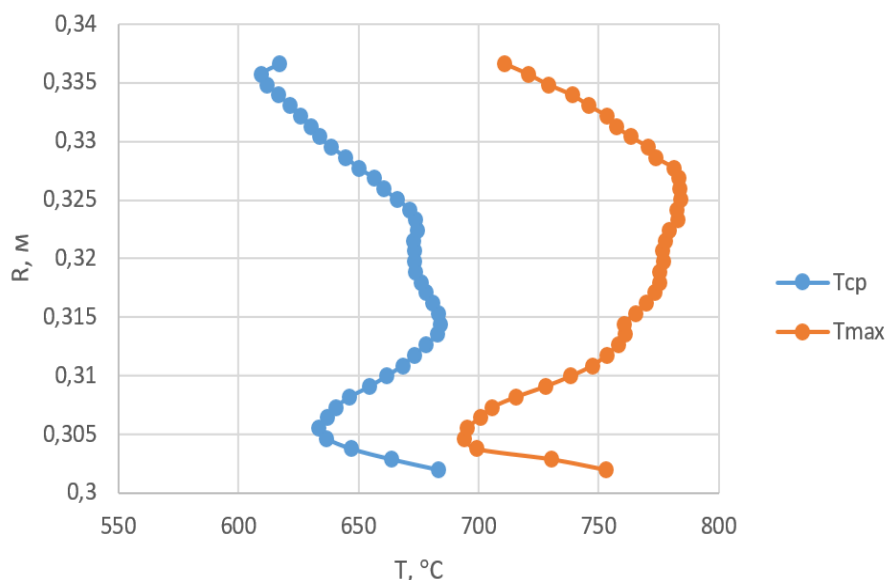


Рис. 6. Распределение температур по высоте

**Выводы:**

1. Проведено моделирование теплового состояния СА ТК;

2. Температура пера СА ТК и глубина охлаждения  $\theta$  составила:

- в корневом сечении -  $T_{\text{ср}}=606,5$  °C;  
 $T_{\max}=695$  °C;  $T_{\min}=518$  °C;  $\theta = 0,7$

- в среднем сечении -  $T_{\text{ср}}=659$  °C;  
 $T_{\max}=778$  °C;  $T_{\min}=540$  °C;  $\theta = 0,63$

- в периферийном -  $T_{\text{ср}}=651,5$  °C;  
 $T_{\max}=765$  °C;  $T_{\min}=538$  °C;  $\theta = 0,64$

3. Исходя из полученных результатов выявлена зона повышенных температур на входной кромке и зона пониженных тем-

ператур в периферийном сечении по всему профилю лопатки;

4. Моделирование выявило, что на спинке пленка сохраняется лучше, чем на корыте;

5. Итоговый расход охлаждающего воздуха через все элементы конструкции составил 4,92%.

6. Рассчитанная эпюра теплового состояния лопатки СА, а соответственно и глубина охлаждения лопатки, позволяет уменьшить количество подаваемого воздуха на охлаждение.

### Библиографический список

1. Шляхтенко С.М. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей. Учебник для вузов – 2-е изд. Перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
2. Богомолов Е.Н. Рабочие процессы в охлаждаемых турбинах газотурбинных двигателей с перфорированными лопатками. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.

### COOLING BLADE TEMPERATURE STATE STUDY OF A HIGH-TEMPERATURE GAS TURBINE

**K.D. Andreev**, *Candidate of Technical sciences, Associate Professor*

**R.A. Shilov**, *Graduate Student*

**Peter the Great Saint-Petersburg, Polytechnic University**  
(Russia, Saint-Petersburg)

***Abstract.** The article presents GTN-6U unit first stage nozzle blade cooling system design results and its thermal state. The temperature and cooling film distribution results on the outer blade surface were obtained. Temperature distributions along the blade characteristic sections were obtained and the cooling depth was determined.*

***Keywords:** cooling system, temperature, calculation model, boundary conditions, cooling depth.*