

## 3D ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛООБМЕНА И ГИДРОДИНАМИКИ ТРАКТОВЫХ ПОЛОК СОПЛОВЫХ БЛОКОВ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ С РАЗЛИЧНЫМИ СХЕМАМИ ОХЛАЖДЕНИЯ

© 2022

**Ю. Г. Горелов** кандидат технических наук, заместитель начальника отдела;  
АО «Объединённая двигателестроительная корпорация», Москва;  
[Yury.Dina@gmail.com](mailto:Yury.Dina@gmail.com)

**В. В. Ананьев** главный специалист;  
АО «Объединённая двигателестроительная корпорация», Москва;  
[vit-ananьев@yandex.ru](mailto:vit-ananьев@yandex.ru)

**Д. А. Золотухина** начальник конструкторского бюро;  
АО «Объединённая двигателестроительная корпорация», Москва;  
[galenrant@gmail.com](mailto:galenrant@gmail.com)

В результате испытаний сопловых блоков турбины были выявлены проблемы растрескивания нижней полки соплового блока. В ходе работы исследованы возможные варианты охлаждения полков сопловых блоков турбины высокого давления. По результатам 3D-расчёта в ANSYS CFX проведено сравнение эффективности охлаждения трактовых полков сопловых блоков турбины высокого давления с конвективным и конвективно-плёночным охлаждением. Проведены исследования для ликвидации дефекта растрескивания нижней трактовой полки с конвективным охлаждением. Внесены необходимые изменения в конструкцию, в результате которых охлаждающий воздух из вторичной зоны камеры сгорания был перераспределён по поверхности нижней полки соплового блока турбины. Для режима форсирования газотурбинного двигателя до температуры газа перед турбиной 1800 К и более и увеличении расхода охлаждающего воздуха на полки показаны области полков при конвективном способе их охлаждения, не требующие развитого оребрения и струйного охлаждения, а также области, требующие незначительной интенсивности охлаждения.

*Трактовая полка; эффективность охлаждения; целевой вдув охлаждающего воздуха; плёночное охлаждение; сопловой блок; турбина высокого давления*

---

**Цитирование:** Горелов Ю.Г., Ананьев В.В., Золотухина Д.А. 3D исследования теплообмена и гидродинамики трактовых полков сопловых блоков турбины высокого давления с различными схемами охлаждения // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 2. С. 16-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-2-16-27

На большинстве двигателей четвёртого и пятого поколений не удается отказаться от традиционно используемого плёночного охлаждения полков сопловых блоков турбины высокого давления (СБ ТВД), по-прежнему используются три-четыре ряда цилиндрических отверстий на полках [1]. Существенные потребные расходы воздуха для обеспечения допустимых температур полков приводят к необходимости высокой потребной эффективности плёночного охлаждения. Выполнено множество исследований для обеспечения наибольшей выгоды от использования плёночного охлаждения. В настоящее время наиболее эффективными перспективными схемами охлаждения трактовых полков СБ ТВД являются способы: 1) с применением конвективного, преимущественно струйного охлаждения (рис. 1); 2) с использованием конвективно-плёночного охлаждения (рис. 2).

При использовании профиля лопатки GE-E<sup>3</sup> продолжают исследования влияния на эффективность охлаждения полки с четырьмя рядами веерных отверстий – «фантомного» охлаждения из выходной кромки и щели на выходе из камеры сгорания [2], влияния вращающегося против часовой стрелки потока на входе при различных синхронных позициях на плёночное охлаждение полков [3], влияние геометрического и струйного воздействия на вторичные течения и тепловое состояние полков [4].

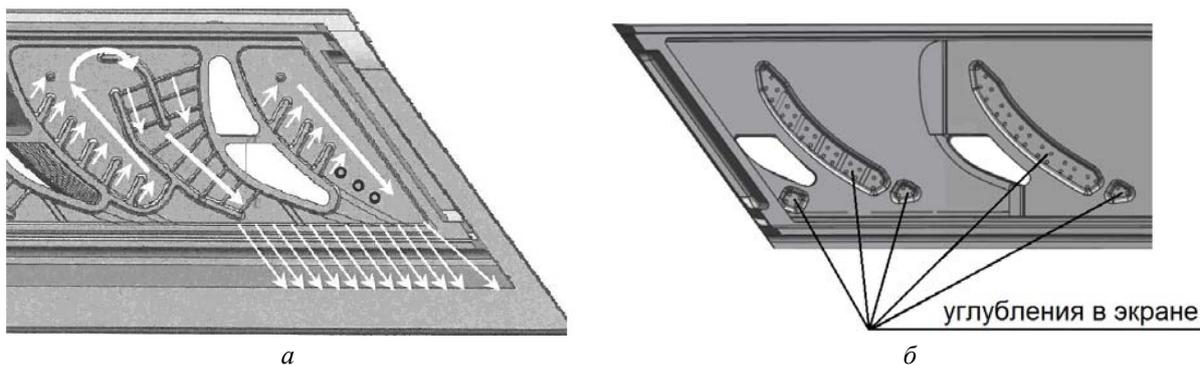


Рис. 1. Схема охлаждения полки с конвективным охлаждением:  
 а – схема течения охлаждающего воздуха внутри полки СБ ТВД;  
 б – углубление в экране СБ ТВД и отверстия в них, через которые охлаждающий воздух поступает к внутренней стенке малой полки СБ ТВД

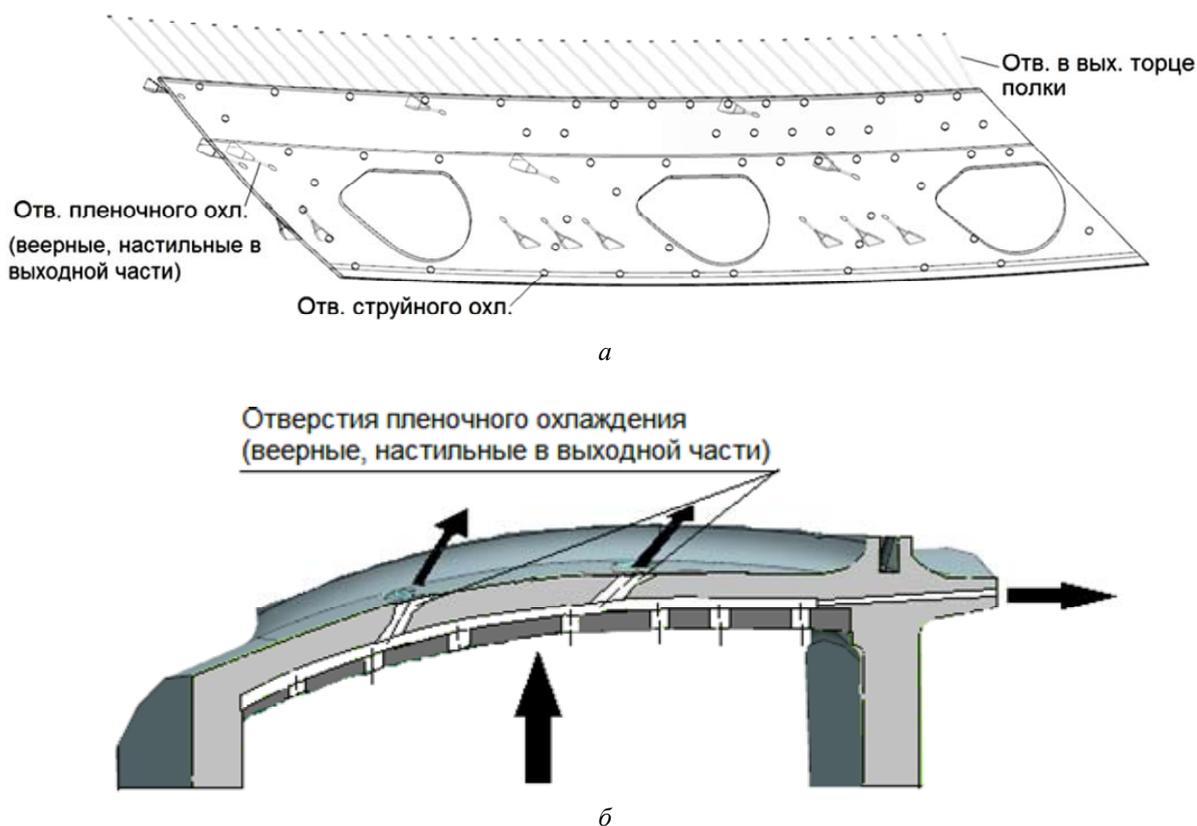


Рис. 2. Схема охлаждения полки при конвективно-плёночном охлаждении:  
 а – схема расположения отверстий на полке СБ ТВД;  
 б – схема течения охлаждающего воздуха в продольном сечении полки СБ ТВД

Для типичной конфигурации полки с пятью рядами плёночного охлаждения проведено исследование влияния RANS моделей турбулентности на эффективность охлаждения полки, валидация алгебраической анизотропной модели турбулентности при сравнении с экспериментальными измерениями [5].

В работе [6] выполнено сравнительное трёхмерное расчётное исследование известных, используемых в настоящее время на современных ГТД, схем охлаждения нижних трактовых полок СБ ТВД с конвективным (рис. 1) и конвективно-плёночным

охлаждением (рис. 2). По результатам расчёта оценивалась  $\theta$  – эффективность охлаждения полки СБ ТВД в соответствии со следующей зависимостью:

$$\theta = \frac{T_{\Gamma_{\max i}}^* - T_{n,i}}{T_{\Gamma_{\max i}}^* - T_{\text{охлэкp}}^*}, \quad (1)$$

где  $T_{n,i}$  – температура в  $i$ -й точке полки СБ ТВД;  $T_{\Gamma_{\max i}}^*$  – максимальная температура газа перед сопловым аппаратом ТВД в нижнем и верхнем поясе при продувке камеры сгорания;  $T_{\text{охлэкp}}^*$  – температура охлаждающего воздуха на входе в отверстия экранов. Здесь  $T_{\Gamma_{\max i}}^* = \theta_{\max i} (T_{\text{сp.масс.к.с.}}^* - T_{\text{охл}}^*) + T_{\text{охл}}^*$ , где  $T_{\text{сp.масс.к.с.}}^*$  – среднемассовая температура газа на выходе из камеры сгорания;  $T_{\text{охл}}^*$  – температура охлаждающего воздуха;  $\theta_{\max i}$  – коэффициент окружной неравномерности температурного поля камеры сгорания.

$\Theta_{\text{конв.н.п., i}} / \Theta_{\text{конв.ср.Ф}}$



Рис. 3. Относительная эффективность конвективного струйного (душевого) охлаждения при конвективно-плёночном охлаждении

$\Theta_{\text{н.п., i}} / \Theta_{\text{ср.Ф}}$

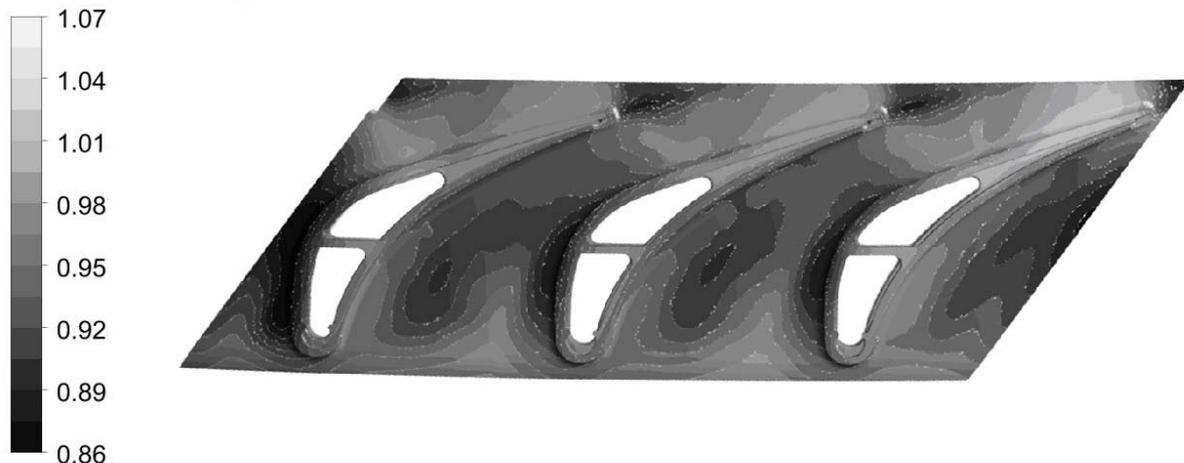


Рис. 4. Относительная эффективность конвективного охлаждения

Установлено, что осреднённая по поверхности полки эффективность конвективного струйного (душевого) охлаждения (рис. 3) при конвективно-плёночном охлаждении несколько выше эффективности конвективного охлаждения (на  $\Delta\Theta_{срF} = 0,007$  (рис. 4)), при этом суммарная эффективность конвективно-плёночного охлаждения (рис. 5) за счёт дополнительного плёночного охлаждения (рис. 6) превышает эффективность конвективного способа охлаждения на  $\Delta\Theta = 0,05...0,098$ . Кроме того, распределение суммарной эффективности охлаждения при конвективно-плёночном охлаждении более равномерно по поверхности нижней полки по сравнению с конвективным способом охлаждения. Несмотря на очевидные, хоть и несущественные, достоинства конвективной схемы охлаждения – отсутствие плёночной завесы и, как следствие, увеличение коэффициента полезного действия (КПД) ТВД за счёт снижения профильных потерь в 1,16 раза, данная схема имеет свои недостатки.

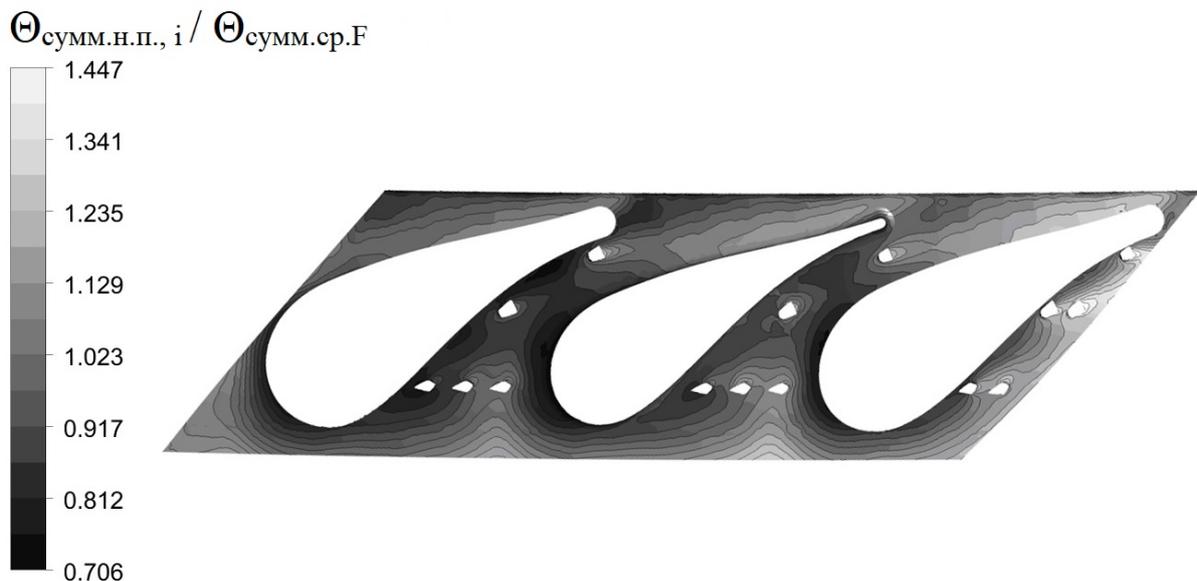


Рис. 5. Относительная суммарная эффективность конвективно-плёночного охлаждения

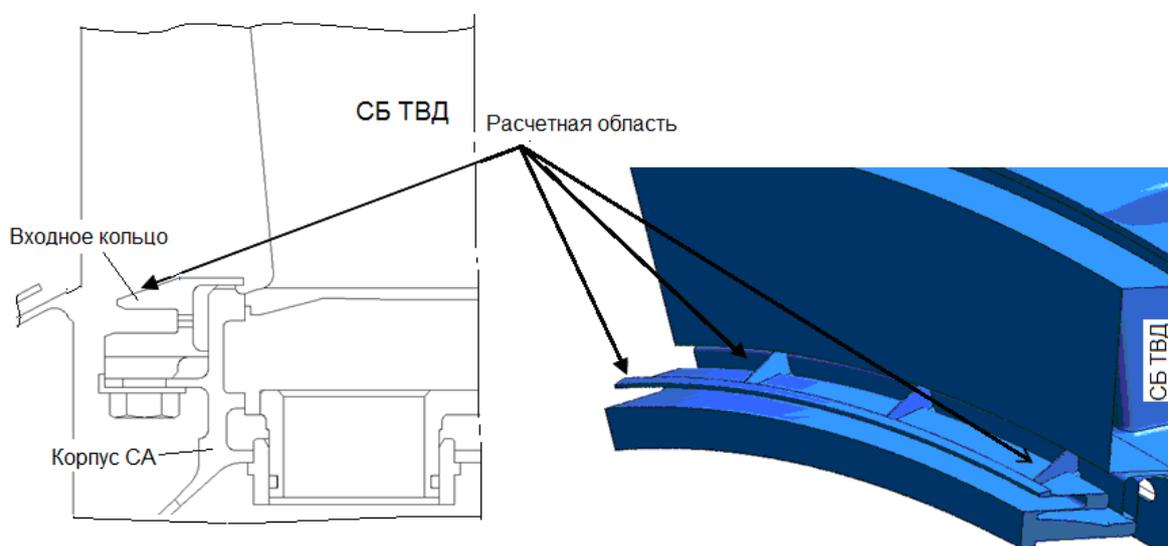


Рис. 6. Относительная эффективность дополнительного плёночного охлаждения при конвективно-плёночном охлаждении

Так, в связи с локальными перегревами, суммарный расход охлаждающего воздуха в конвективной схеме охлаждения пришлось увеличить на 0,49% в варианте с дополнительными разделительными рёбрами по сравнению с исходным вариантом. Из

этого расхода 70% воздуха подаётся из внутреннего контура камеры сгорания на вход в нижнюю полку и 30% – через отверстия в выходном торце полки, в отличие от схемы с конвективно-плёночным охлаждением, где  $G_{\text{охл сумм}}$  в 1,37 раза меньше (при этом 54% этого расхода подаётся из внутреннего контура камеры сгорания, 36% – через отверстия в выходном торце полки и 10% – через отверстия плёночного охлаждения). Следует отметить, что в схеме с конвективно-плёночным охлаждением за «горловое» сечение СБ ТВД сбрасывается на 0,1% меньше воздуха, чем в конвективной схеме, что более выгодно с точки зрения термодинамического цикла ГТД.

Таким образом, для представленной схемы конвективного охлаждения (см. рис. 2) при большем расходе воздуха эффективность охлаждения ниже на 0,098...0,05 суммарной эффективности конвективно-плёночной схемы охлаждения, полученной при меньшем расходе воздуха. Однако в связи с заманчивостью экономии охлаждающего воздуха и повышения КПД ТВД в 1,16 раза конвективная схема охлаждения используется на некоторых ГТД при умеренных температурах газа в горле соплового аппарата (СА) ТВД.



*Рис. 7. Расчётная область сопловых блоков турбины высокого давления*

В процессе доводочных испытаний СБ ТВД для таких ГТД выявился повторяющийся дефект – растрескивание нижней трактовой полки соплового блока в районе стыка полок со стороны корытца пера сопловой лопатки в области примерно от середины хорды до выходной кромки (рис. 8). Исследование возможных причин образования трещин показало, что наибольшее влияние на тепловое состояние нижней полки оказывает негативное воздействие расположения пазов, образованных на стыке входного кольца и корпуса СБ ТВД (рис. 7), влияющих на равномерность распределения защитной пелены охлаждающего воздуха на входе в полки СБ ТВД (рис. 8). 3D расчётные исследования показали (рис. 8, а), что преграда на пути охлаждающего воздуха в виде сегментного ребра формирует неравномерное заполнение полости охлаждающим воздухом выше ребра. Полученное поле скоростей характеризуется низкими скоростями над ребром и высокими скоростями между соседними рёбрами. Направление потока воздуха в полости, образованной между кольцами, имеет веерообразный вид, что указывает на неравномерное распределение воздуха перед щелями, организующими защитную пелену. Отрицательное влияние сегментных рёбер на равномерное распределение воздуха оказывает неравномерное размещение рёбер по окружности, которое не

соответствует размещению межлопаточных каналов сопловых лопаток. Соотношение межлопаточных каналов с количеством сегментных рёбер составляет 1,5. В этом случае основной особенностью линий тока на поверхности нижней полки является наличие со стороны корытца сопловой лопатки зон, где отсутствует защитная пелена. Зоны без защитной пелены находятся в следе парного выступа со стороны корытца (рис. 8, а), при этом протяжённость и конфигурация зон неодинакова, что является следствием влияния сегментных рёбер из-за их нецелочисленной кратности.

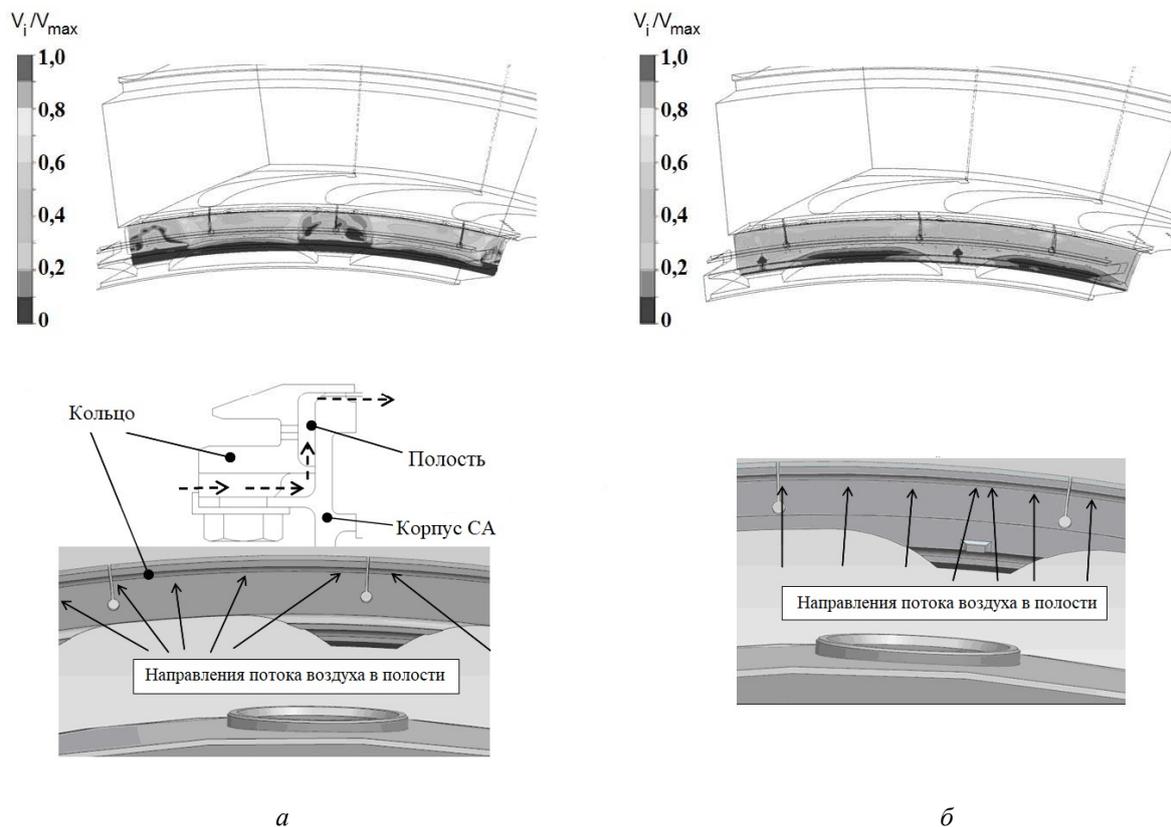


Рис. 8. Поле скоростей и направление потока в полости между кольцом и корпусом соплового аппарата: а – исходный вариант; б – вариант с изменённым подводом

Для изменённого подвода при более равномерной подаче воздуха к нижней полке СА были выполнены следующие мероприятия:

- для кольца в  $L_1/L_2 = 9,5$  раз уменьшена длина сегментного ребра в окружном направлении (рис. 9), ребро уменьшено симметрично относительно его середины, размещение ребра не менялось;
- компенсационная прорезь в кольце СА (рис. 9, поз. 5) передвинута таким образом, чтобы щель размещалась посередине между парными выступами кольца;
- один из парных выступов, имеющих на внешней поверхности торца корпуса (рис. 9, поз. 3), формирующих при сборке дискретные щели для выпуска охлаждающего воздуха на поверхность нижней полки СБ ТВД, перемещён в окружном направлении на угол  $\gamma$  по часовой стрелке (рис. 9, поз. 3, 4).

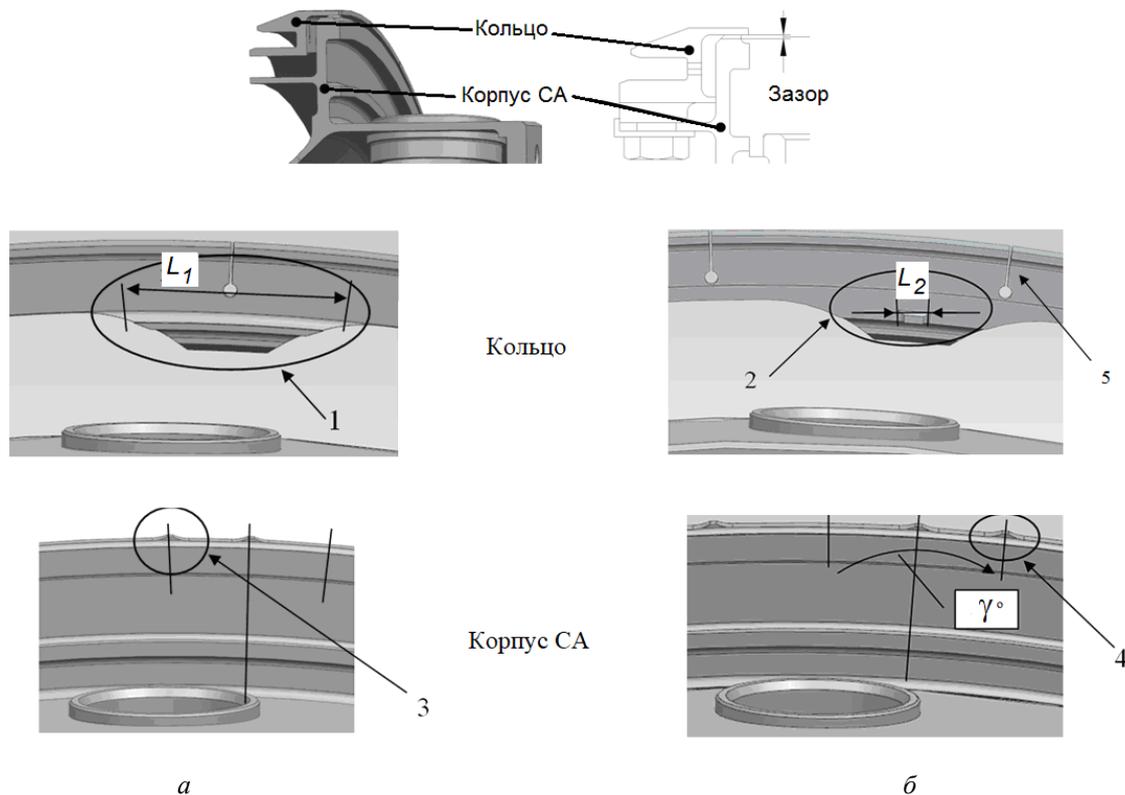


Рис. 9. Корпус соплового аппарата и кольцо, организующие защитную пелену на поверхности нижней полки:  
 а – исходный вариант; б – вариант с изменённым подводом;  
 1 – исходное сегментное ребро; 2 – изменённое сегментное ребро; 3 – исходный вариант конструкции парного выступа; 4 – передвинутый на угол  $\gamma^\circ$  парный выступ; 5 – компенсационная прорезь в кольце СА;  
 $L_1$  – длина сегментного ребра исходного варианта;  $L_2$  – длина сегментного ребра изменённого варианта;  $\gamma^\circ$  – угол перемещения выступа

Результаты расчёта для варианта с изменённым подводом при моделировании уменьшения длины сегментного ребра в окружном направлении (рис. 8) показали, что снизились гидравлические потери в полости (рис. 8) за счёт уменьшения размеров препятствия на пути охлаждающего воздуха, идущего в направлении выпускных щелей. При этом поле скоростей, представленное на рис. 8, б, характеризуется более равномерным распределением в сравнении с исходным вариантом (рис. 8, а), также в отличие от веерообразного направления (рис. 8, а) более равномерным стало направление потока (рис. 8, б). Снижение гидравлических потерь влечёт за собой увеличение расхода охлаждающего воздуха на 9% по отношению к исходной конструкции. Перенос выступа на угол  $\gamma^\circ$  позволил устранить зоны, не омываемые защитной пеленой со стороны корытца. Линии тока со стороны корытца рис. 10 в отличие от исходного варианта со стороны спинки СЛ, где имеется разряжение, «схлопываются» на расстоянии трёх калибров от выступов (рис. 8) за счёт разгона и поворота потока в отличие от области с повышенным давлением, где «тень» от выступа сохраняется до выходного участка СА.

Из-за уменьшенной длины сегментного ребра отсутствует влияние кратности количества межлопаточных каналов СА и сегментных рёбер (1,5) на распределение защитной пелены в окружном направлении. Результаты исследования показали увеличение площади, омываемой холодным воздухом в области со стороны корытца в варианте с изменённым подводом (рис. 10), при этом средняя по площади нижней полки температура металла для варианта с изменённым подводом получена ниже средней по площади температуры полки исходного варианта на  $\sim 80^\circ\text{C}$ .

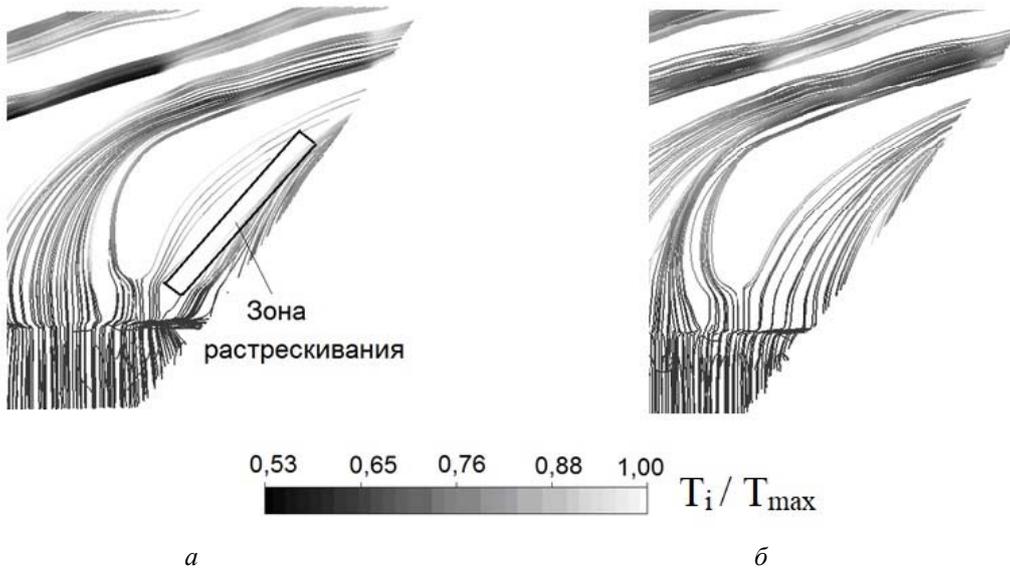


Рис. 10. Температуры воздуха на линиях тока воздушной пелены, обдувающей поверхности нижней полки соплового блока турбины высокого давления: а – исходный вариант; б – вариант с изменённым подводом

Однако при форсировании ГТД до температуры газа перед турбиной  $\geq 1800$  К более выгодным с точки зрения КПД турбины ВД является увеличение расхода охлаждающего воздуха из вторичной зоны камеры сгорания на полки при полностью конвективном способе их охлаждения. В этом случае расходы охлаждающего воздуха  $G_1$  и  $G_2$  (рис. 11) увеличиваются по сравнению со схемами, приведёнными на рис. 1, 2, примерно в 1,65 раза – на нижнюю полку и в 1,75 раза – на верхнюю. Расчётные 3D исследования показали, что в этом случае в передней части полок практически не требуется развитого конвективного охлаждения (струйного обдува полок, развитого оребрения).

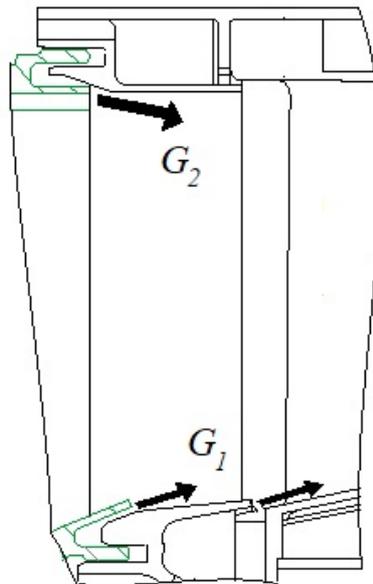


Рис. 11. Подача плёночных струй из вторичной зоны камеры сгорания на полки соплового блока турбины высокого давления

Относительная эффективность охлаждения в передней части нижней и верхней трактовой полки (рис. 12) составляет 0,990 – 1,102 и 1,023 – 1,155 соответственно. В этой части полки практически не требуется развитого конвективного охлаждения. Далее на выходных участках относительная эффективность охлаждения снижается до 0,600 – 0,788 на нижней полке и до 0,669 – 0,838 – на верхней, здесь уже требуется незначительный струйный обдув и оребрение.

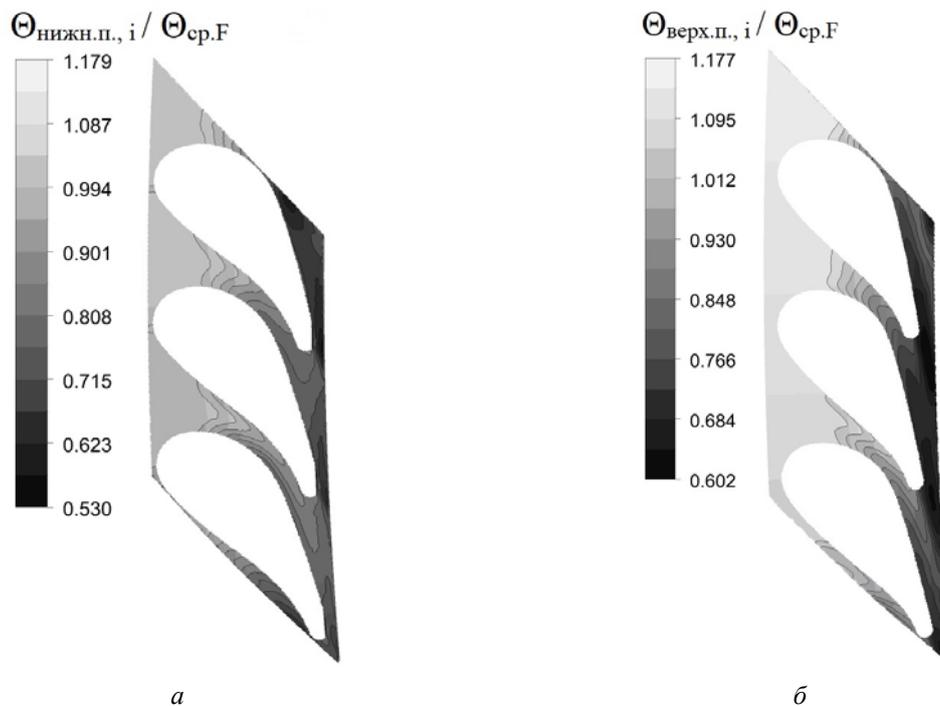


Рис. 12. Относительная эффективность охлаждения нижней и верхней полок соплового блока турбины высокого давления: а – исходный вариант; б – вариант с изменённым подводом

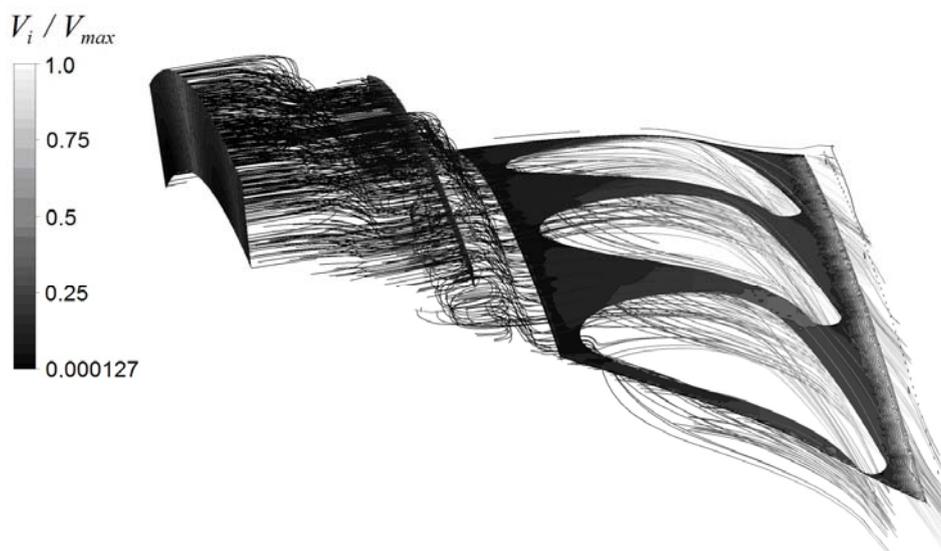


Рис. 13. Распределение относительных скоростей по верхней полке соплового блока турбины высокого давления

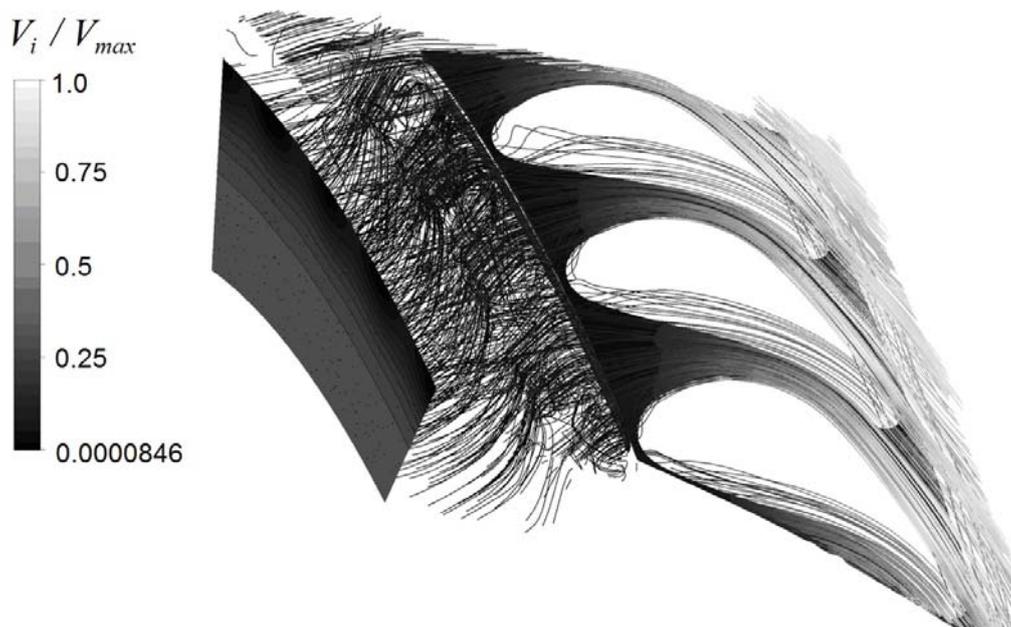


Рис. 14. Распределение относительных скоростей по нижней полке соплового блока турбины высокого давления

Также визуализация скоростей при увеличенных расходах охлаждающего воздуха из вторичной зоны камеры сгорания показала увеличение скоростей и, следовательно, чисел Рейнольдса, коэффициентов теплоотдачи от газа в выходной части лопаток (во второй половине хорды), что также приводит к необходимости введения развитого конвективного охлаждения в выходной части полок под экранами (рис. 13, 14).

Таким образом, сравнительные исследования конвективной и конвективно-плёночной схемы охлаждения трактовых полок СБ ТВД показали, что для представленной схемы конвективного охлаждения при большем на 0,59% расходе воздуха эффективность охлаждения ниже суммарной эффективности конвективно-плёночной схемы охлаждения на 0,05 – 0,098.

Проведённые исследования показали, что дефект растрескивания нижней трактовой полки с конвективным охлаждением (см. рис. 1) соплового блока в районе стыка полок со стороны корытца пера сопловой лопатки в области примерно от середины хорды до выходной кромки возможно ликвидировать за счёт перераспределения пазов на входе в нижнюю трактовую полку и более равномерной подачи воздуха на нижнюю полку СБ ТВД.

Установлено, что при форсировании ГТД до температуры газа перед турбиной до  $\geq 1800$  К и более выгодным с точки зрения КПД турбины ВД является увеличение расхода охлаждающего воздуха из вторичной зоны камеры сгорания на полки при полностью конвективном способе их охлаждения. В этом случае в передней части полок под экранами практически не требуется развитого конвективного охлаждения.

### Библиографический список

1. Горелов Ю.Г., Матвеев А.С. Результаты экспериментального исследования перспективных способов охлаждения бандажа рабочих и трактовых полок сопловых лопаток высокотемпературных ГТД // Сб. тезисов докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения в Поволжском регионе» (17-18 сентября 1997 г., Самара). Т. 2. Самара: СГАУ, 1997. С. 12-18.

2. Zhang Y., Yuan X. Experimental investigation of turbine phantom cooling on endwall with trailing edge discharge flow // Proceedings of the ASME Turbo Expo (June 16-20, 2014, Düsseldorf, Germany). V. 5B. DOI: 10.1115/GT2014-26781

3. Zhang Y., Yuan X. Experimental investigation of nonperiodic endwall film cooling in neighboring passages with upstream rotating flow // Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 16-20, 2014, Düsseldorf, Germany). V. 5B. DOI: 10.1115/GT2014-26824

4. Полетаев В.А., Ремизов А.Е., Вятков В.В., Лебедев В.В. Особенности аэродинамического и теплового совершенствования сопловых аппаратов турбин перспективных газотурбинных двигателей // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 81-86.

5. Li X., Ren J., Jiang H. On the reliability of RANS turbulence models for endwall cooling prediction // Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 26-30, 2017, Charlotte, NC, USA). V. 5A-2017. DOI: 10.1115/GT2017-65207

6. Горелов Ю.Г., Ананьев В.В. 3D исследования конвективного и конвективно-плёночного охлаждения трактовых полок сопловых блоков турбины высокого давления // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2018. № 3. С. 126-132.

### **3D INVESTIGATION OF HEAT EXCHANGE AND HYDRODYNAMICS OF HIGH PRESSURE TURBINE NOZZLE BLOCK PLATFORMS WITH DIFFERENT COOLING SCHEMES**

© 2022

**Yu. G. Gorelov** Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Department;  
JSC Joint Propulsion Engineering Corporation, Moscow, Russian Federation;  
[Yury.Dina@gmail.com](mailto:Yury.Dina@gmail.com)

**V. V. Ananyev** Chief Specialist;  
JSC Joint Propulsion Engineering Corporation, Moscow, Russian Federation;  
[vit-ananev@yandex.ru](mailto:vit-ananev@yandex.ru)

**D. A. Zolotuhina** Head of Design Bureau;  
JSC Joint Propulsion Engineering Corporation, Moscow, Russian Federation;  
[galenrant@gmail.com](mailto:galenrant@gmail.com)

Turbine nozzle blocks were tested and, as a result, problems of nozzle block lower platform alligating were detected. In the course of the research possible variants of cooling high pressure turbine nozzle block vane platforms were investigated. According to the results of 3D ANSYS CFX calculation the cooling efficiency of high pressure turbine vane platforms with film cooling and convective-film cooling were compared. Research was carried out to eliminate the alligating defect of the lower vane platform with convective cooling. Necessary changes in the design were made due to which the cooling air from the secondary combustion chamber area was redistributed over the surface of the turbine nozzle block lower platform. To force the gas turbine engine to the inlet gas temperature to 1800 K and more, and to increase the cooling air mass flow from the secondary combustion chamber area over the platforms using convective cooling methods not requiring developed ribbing and impingement cooling, areas of the platforms, as well as zones demanding insignificant intensity of cooling are shown.

*Vane platform; cooling efficiency; slot injection of cooling air; film cooling; nozzle block; high pressure turbine*

---

**Citation:** Gorelov Yu.G., Ananyev V.V., Zolotuhina D.A. 3D investigation of heat exchange and hydrodynamics of high pressure turbine nozzle block platforms with different cooling schemes. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022. V. 21, no. 2. P. 16-27. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-2-16-27

## References

1. Gorelov Yu.G., Matveev A.S. Rezul'taty eksperimental'nogo issledovaniya perspektivnykh sposobov okhlazhdeniya bandazha rabochikh i traktovykh polok soplovykh lopatok vysokotemperaturnykh GTD. *Sb. tezisov dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i Perspektivy Razvitiya Dvigatelistroeniya v Povolzhskom Regione» (September, 17-18, 1997, Samara)*. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 1997. V. 2. P. 12-18. (In Russ.)
2. Zhang Y., Yuan X. Experimental investigation of turbine phantom cooling on endwall with trailing edge discharge flow. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (June 16-20, 2014, Düsseldorf, Germany)*. V. 5B. DOI: 10.1115/GT2014-26781
3. Zhang Y., Yuan X. Experimental investigation of nonperiodic endwall film cooling in neighboring passages with upstream rotating flow. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 16-20, 2014, Düsseldorf, Germany)*. V. 5B. DOI: 10.1115/GT2014-26824
4. Poletaev V.A., Remizov A.E., Vyatkov V.V., Lebedev V.V. Special features of aerodynamic and thermal improvement of turbine nozzles for advanced gas turbine engines. *Russian Aeronautics*. 2016. V. 59, Iss 1. P. 89-94. DOI: 10.3103/S1068799816010141
5. Li X., Ren J., Jiang H. On the reliability of RANS turbulence models for endwall cooling prediction. *Proceedings of the ASME Turbo Expo (June, 26-30, 2017, Charlotte, NC, USA)*. V. 5A-2017. DOI: 10.1115/GT2017-65207
6. Gorelov Y.G., Anan'ev V.V. 3D Investigations of the high pressure turbine vane platform convection cooling and convection-film cooling. *Russian Aeronautics*. 2018. V. 61, Iss. 3. P. 452-459. DOI: 10.3103/S1068799818030200