

Влияние взаимного расположения отверстий двухрядной перфорации начального участка корытца сопловых лопаток на эффективность пленочного охлаждения в условиях неравномерности входного потока

В.В. ВЯТКОВ,

канд. техн. наук,

А.А. ДАВЫДОВ,

студент,

Н.Н. КОВАЛЕВА,

канд. техн. наук

(РГТУ им. П.И. Соловьева,

Рыбинск)

vvvvad76@mail.ru

Представлены результаты исследования особенностей формирования пленочного охлаждения двухрядной перфорации на корытце сопловых аппаратов в условиях неравномерного поля полного давления на входе. Показано, что при использовании двухрядной перфорации на корытце лопатки в областях градиента полного давления на входе переход к коридорному расположению отверстий рядов перфораций оказывает положительное влияние на температурное поле лопатки.

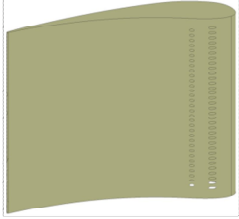
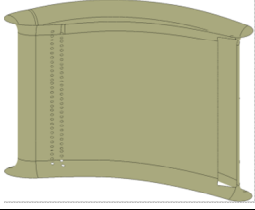
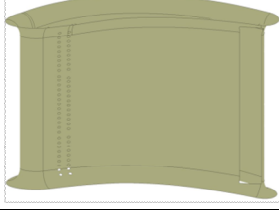
Газовая турбина, сопловой аппарат первой ступени, конвективно-пленочное охлаждение, неравномерность полного давления

Рабочие температуры современных турбин газотурбинных двигателей требуют обязательного применения системы конвективно-пленочного охлаждения сопловых аппаратов первой ступени. В настоящее время существует отработанная методология проектирования охлаждаемых лопаток, базирующаяся на теоретических аспектах формирования газовой завесы и практическом опыте проектирования, при этом используются несколько рядов перфораций на корытце и спинке лопатки. Классическая методология проектирования турбинных лопаток предполагает применение шахматного расположения рядов перфораций. Рациональным является подход, когда сопловая лопатка рассматривается в условиях равномерного потока на входе, тогда покрытие завесной пленкой горячих участков профиля получается максимальным. Выбор шага отверстий и расстояния между рядами перфорации при проектировании основывается на результатах исследования распространения затопленных полуограниченных струй [1].

Сопловой аппарат первой ступени турбины современных газотурбинных двигателей, для которого актуально использование конвективно-пленочного охлаждения, работает в условиях потока, формирующегося в камере сгорания. Камера сгорания имеет неравномерность потока на выходе как по температуре, так и по давлению [2, 3]. При проектировании турбины основное внимание уделяется входной температурной неравномерности [4, 5]. Требования по обеспечению допустимых значений температурной неравномерности потока должны обеспечивать проектировщики камеры сгорания. Однако в различных конструктивных схемах газотурбинных двигателей из-за формы камеры сгорания возможна значительная неравномерность по полному давлению. Примером могут служить турбовальные двигатели с противоточной камерой сгорания и криволинейным газосборником. Также неравномерная эпюра полного давления за камерой сгорания характерна для наклонного расположения жаровой трубы, что связано с необходимостью увеличения среднего диаметра турбины. В работе [6] показано, что характер эпюры полного давления влияет на формирование пленочного охлаждения на входных участках спинки и корытца соплового аппарата. Наблюдается эффект смещения струй охладителя в областях градиента полного давления по входу и появления областей перегрева лопаток в случае шахматного исполнения нескольких рядов перфораций.

Таким образом, следует формировать перфорации на лопатке с учетом изменения положения струи охладителя относительно основных линий тока, при этом характер искривления струй охладителя будет определяться параметрами соплового аппарата. Для выявления особенностей формирования охлаждения начальных участков корытца сопловых аппаратов при применении двухрядной перфорации на начальном участке корытца было проведено сравнительное численное исследование двух модельных лопаток при различных условиях по входу в межлопаточный канал. Рассматривались два характерных случая выполнения сопловой лопатки: 1) сопловой аппарат с профилем, характерным для одноступенчатой высокоперепадной турбины высокого давления, применение которой перспективно в конструкции двухвального турбореактивного двигателя со средней степенью двухконтурности для дозвукового самолета;

2) сопловой аппарат первой ступени двухступенчатой турбины высокого давления с докритическим перепадом в сопловом аппарате (таблица).

Профиль	Система расположения отверстий	
	исходная	альтернативная
		
		

Были рассмотрены два варианта расположения системы перфораций на корытце профиля. В качестве исходного классического варианта исследовался случай с шахматным исполнением перфораций. Для лопатки одноступенчатой высокоперепадной турбины (далее – модель 1) отверстия диаметром 0,55 мм имеют угол наклона по отношению к касательной профиля в пределах 30°. Шаг в направлении течения составляет 2,5 диаметра отверстий, вертикальное смещение рядов относительно друг друга – половина шага.

Для низкоперепадной лопатки (далее – модель 2) отверстия на начальных участках корытца наклонены под углом 40° к нормали. Диаметр отверстий в области входной кромки составляет 0,55 мм. Вертикальные ряды перфораций смещены относительно друг друга на половину шага отверстия, а шаг в направлении течения равен 2,5 диаметра отверстий.

В качестве альтернативного варианта рассматривалась система, в которой в пристеночных областях (до одной трети высоты лопатки) использовался переход к коридорному расположению отверстий при сохранении их исходного диаметра.

Анализ пленочного охлаждения осуществлялся трехмерным численным моделированием с использованием программного комплекса вычислительной газовой динамики ANSYS CFX-20 R2. Применяемые методики апробированы при изучении рабочего процесса в охлаждаемых газовых турбинах [7, 8]. Расчетная модель включает межлопаточный канал, канал подвода охлаждающего воздуха, внутренние полости лопаток. При этом для модели 1 проводился расчет без учета теплообмена, так как не моделировались внутренние полости лопатки. Для модели 2 выполнялся сопряженный расчет.

Задача решалась в условиях периодичности. Для расчета теплофизических свойств охлаждающего воздуха и газового потока использовалась формула Сазерленда [9]. Теплоемкость рассматривалась как функция температуры. Модель турбулентности – SST [10].

Конечно-элементная модель, представляющая собой неструктурированную тетрагональную сетку, генерировалась в универсальном сеточном строителе ANSYS Meshing, интегрированном в расчетную среду ANSYS Workbench. В случае модели 1 сетка состояла из 14 млн узлов. В случае модели 2 сетка газоздушного домена состояла из 18 млн узлов, а твердотельная сетка – из 4 млн. В пограничном слое для отверстий смоделировано десять призматических слоев с высотой первой ячейки 0,002 мм, коэффициент роста – 1,1; $y^+ = 1$.

При этом условия интенсификации охлаждения входной кромки не учитывались. Так как задача модельная и анализируется перфорация на корытце профиля, входная кромка исследованных моделей имеет высокую температуру.

В качестве варьируемых входных условий на входе рассматривались три варианта эпюры полного давления по входу, аналогичные эпюрам [6], – постоянное полное давление на входе, симметричная эпюра полного давления с максимумом в среднем сечении и несимметричная эпюра полного давления с максимумом во втулочной области. Данные эпюры являются в какой-то степени идеальными, но в рамках модельной задачи их использование вполне оправдано. В рассматриваемых модельных условиях результаты с эпюрой противоположного градиента будут симметричны [6]. Цель рассмотрения различных идеальных эпюр – установить взаимосвязь между областями градиента полного давления и проявлением эффектов смещения струй охладителя по высоте проточной части.

Исследования проводились без учета неравномерности температуры на входе, задавалось постоянное значение полной температуры – 1800 К для модели 1 и 1500 К для модели 2. Температура охладителя на входе в лопатку – 800 К для обеих моделей. Относительный расход охладителя через все рассматриваемые отверстия для модели 1 составлял 1,15 %, для модели 2 – 1,2 %, при этом получаемый параметр вдува по отверстиям варьировался в случае модели 1 в диапазоне 1,1...1,45, а в случае модели 2 – в пределах 0,98...1,1.

При этом эффективность пленочного охлаждения $\eta_{пл}$ определялась в каждой точке профиля лопатки по выражению

$$\eta_{пл} = (T_g^* - T_{л}) / (T_g^* - T_{в}^*),$$

где T_g^* – температура основного потока, К; $T_{в}^*$ – температура потока охлаждающего воздуха в месте вдува, К; $T_{л}$ – температура адиабатной стенки лопатки, К.

Представим распределение температуры на поверхности исследуемых лопаток для модели 1 (рис. 1, а) и модели 2 (рис. 1, б). Эффективность пленочного охлаждения при равномерном полном давлении на входе и исходном шахматном расположении перфораций в случае модели 1 демонстрирует рис. 1, в, в случае модели 2 – рис. 1, г. Изменение эффективности пленочного охлаждения по основной линии тока (линия вдоль профиля лопатки за центром рассматриваемого отверстия) за вторым отверстием по высоте лопатки в случае моделей 1, 2 приведено на рис. 1, в, за четвертым отверстием – на рис. 1, г.

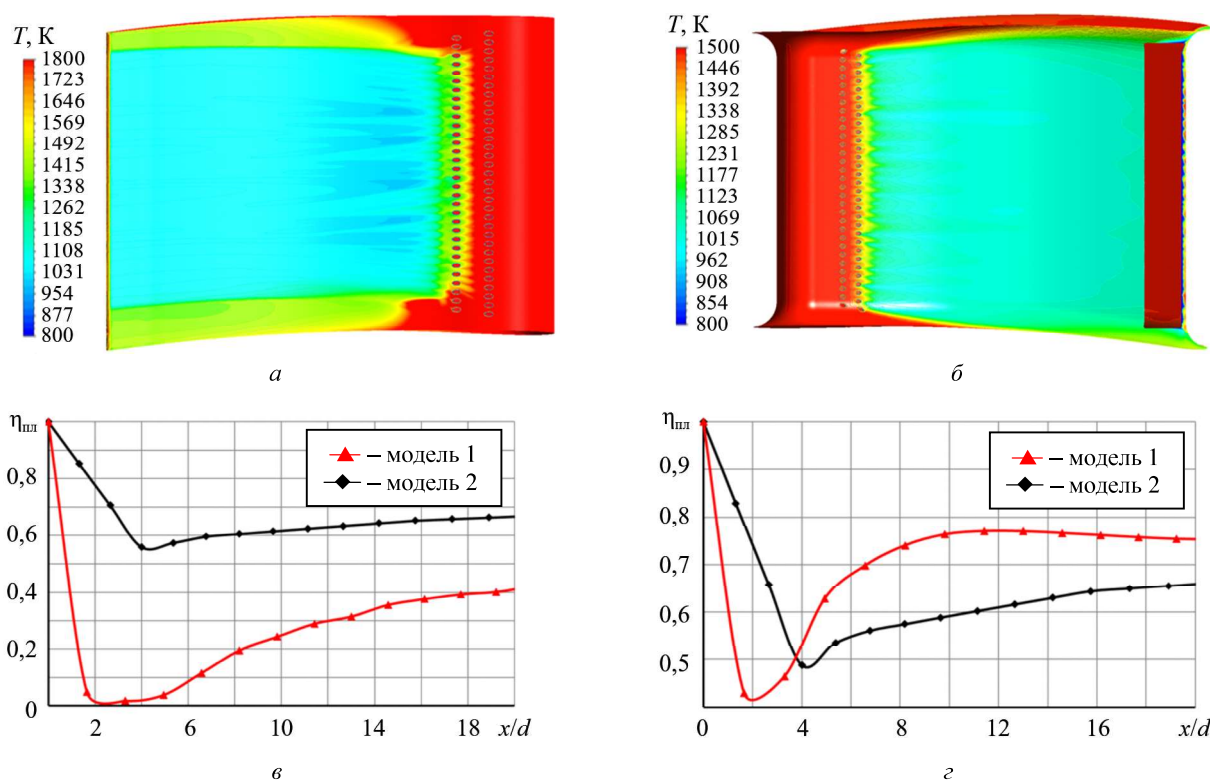


Рис. 1

В областях, примыкающих к торцевым стенкам, изменение положения струй охладителя наблюдается на лопатке соплового аппарата высокоперепадной турбины (см. рис. 1, *а*), а в сопловой решетке с дозвуковым перепадом данный эффект менее выражен.

Этот факт можно объяснить с точки зрения теории вторичных течений в решетке. Лопатка высокоперепадной турбины имеет достаточно толстую входную кромку, где формируется интенсивный входной вихрь, основная ветвь которого как раз и распространяется на начальном участке корытца вблизи входной кромки. В области распространения ветви вихря (вблизи торцевой стенки) наблюдается смещение струй охладителя от торцевой стенки, а на удалении от торцевой стенки эффект обратный (влияние входного градиента полного давления).

Распределение температуры лопатки показано на рис. 2, 3: *а* – для модели 1; *б* – для модели 2. Распределение эффективности пленочного охлаждения для симметричной эпюры полного давления на входе приведено на рис. 2, *в*, *г*, для несимметричной эпюры – на рис. 3, *в*, *г*. Рис. 2, 3, *в* демонстрируют распределение эффективности охлаждения вдоль линий тока за вторым отверстием по высоте лопатки, рис. 2, 3, *г* – за четвертым отверстием по высоте лопатки. Эффект смещения струй охладителя в областях градиента полного давления по входу проявляется для обоих исследованных случаев. При этом эффект дополнительного смещения завесы в области канального вихря у соплового аппарата с толстой входной кромкой (модель 1) сохраняется.

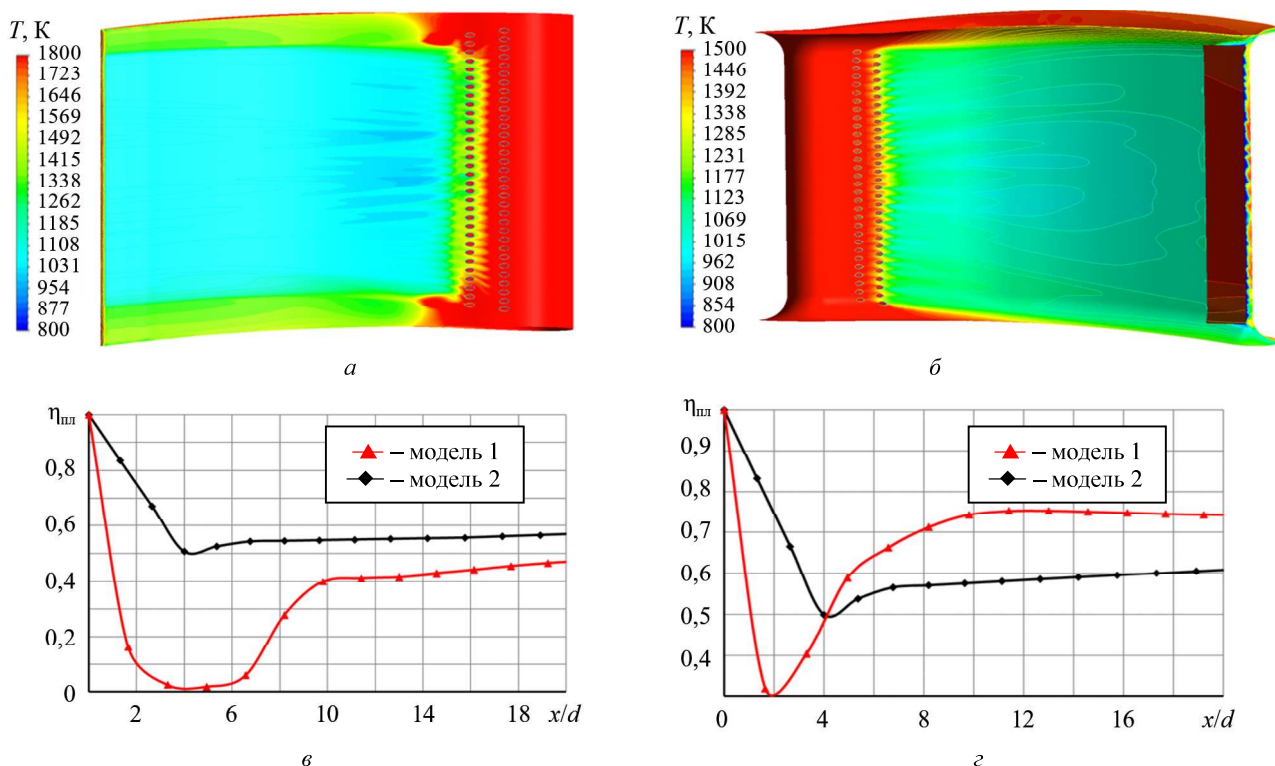


Рис. 2

При симметричной эпюре давлений зоны локального перегрева наблюдаются как у втулки, так и на периферии, но размеры таких участков меньше, чем при несимметричных эпюрах. Минимальное значение величины $\eta_{пл}$ для всех вариантов эпюр наблюдается на расстоянии от отверстия $x/d = 14$ (x – координата по оси струи вдоль профиля лопатки, мм; d – диаметр отверстия, мм).

При переходе к альтернативному исполнению системы охлаждения меняется распределение завесной пленки по поверхности корытца лопатки. Поле температур при изменении расположения отверстий для симметричной и несимметричной эпюр показано на рис. 4, 5. Наблюдается выравнивание поля температур (рис. 4, 5, *а*, *б*) и существенно уменьшается «провал» в распределении эффективности охлаждения по длине профиля в области формирования завесной пленки (рис. 4, 5, *в*, *г*). На рис. 4, 5, *в* приведено

распределение эффективности пленочного охлаждения вдоль линий тока за вторым отверстием по высоте лопатки, на рис. 4, 5, z – за четвертым отверстием по высоте лопатки. Минимальное значение величины $\eta_{пл}$ для всех вариантов эпюр наблюдается на расстоянии от отверстия $x/d = 2$, при этом в случае градиентной эпюры остаются области перегрева лопаток для модели 1. Отчетливо видны области перехода от коридорного расположения перфораций к шахматному. В этих областях лопатки эффективность пленочного охлаждения гораздо ниже. Это связано с отсутствием пленочного охлаждения в данных областях при исследуемой конфигурации расположения перфораций. При проектировании реальной лопатки данные эффекты можно исключить подбором индивидуального положения отверстий в данных областях.

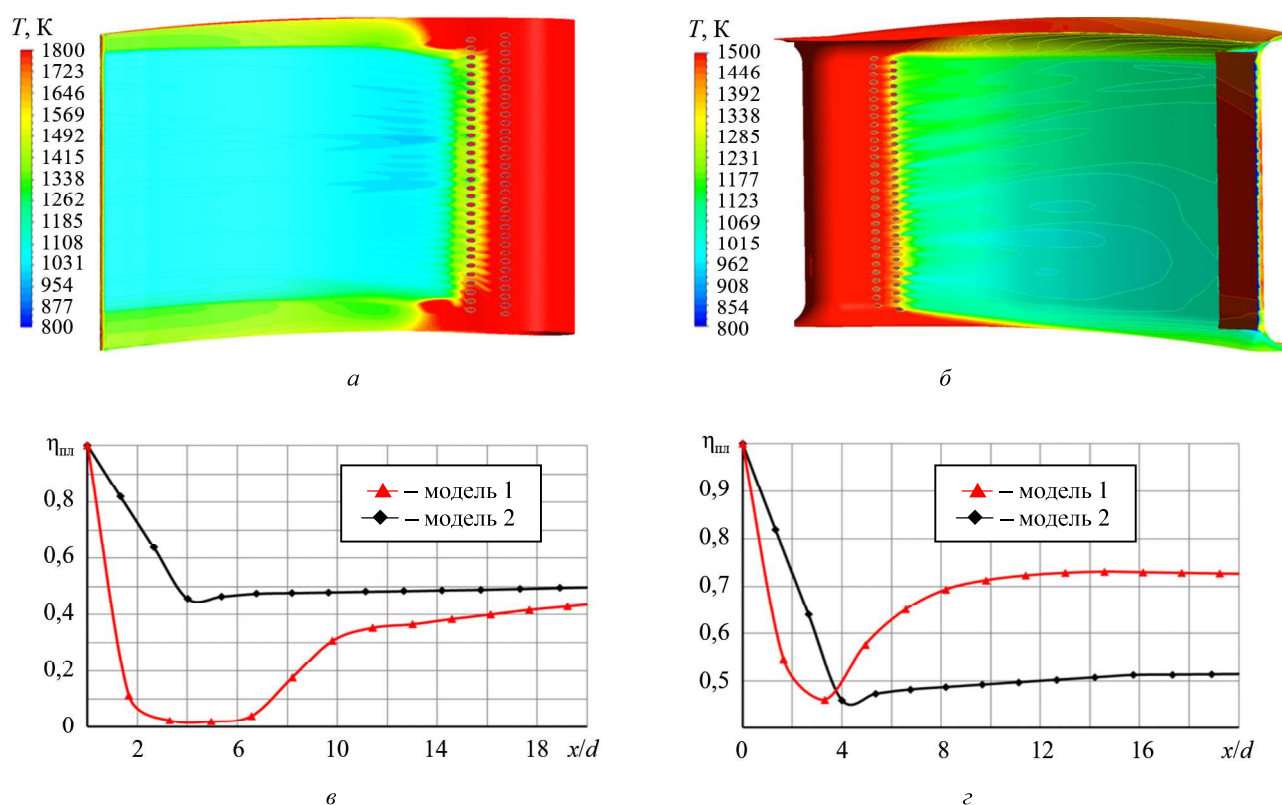


Рис. 3

Согласно полученным результатам перестройка перфораций в системе охлаждения необходима по всей области градиента полного давления на входе в лопаточный венец. Об эффективности исследуемых конструктивных мероприятий можно судить по характеру распределения эффективности охлаждения по высоте лопатки на расстоянии $x/d = 4$ для исходного шахматного расположения и $x/d = 2$ для альтернативного с частичным коридорным расположением перфораций (рис. 6). Для рассматриваемых моделей это области минимальной эффективности пленочного охлаждения. В пристеночных областях наблюдается увеличение эффективности пленочного охлаждения. В области перехода от коридорного расположения к шахматному имеется область снижения эффективности охлаждения из-за наличия промежутка между отверстиями. Наличие данного промежутка выполнено для четкого разграничения областей различной системы охлаждения.

Приведем графики изменения эффективности охлаждения по высоте модели 1 (рис. 6, а, б) и модели 2 (рис. 6, в, г) при симметричной (рис. 6, а, в) и несимметричной (рис. 6, б, г) эпюрах давления на входе на расстоянии $x/d = 4$ для шахматного расположения и $x/d = 2$ для коридорного расположения при постоянном значении давления на входе, шахматном расположении отверстий и коридорном расположении отверстий.

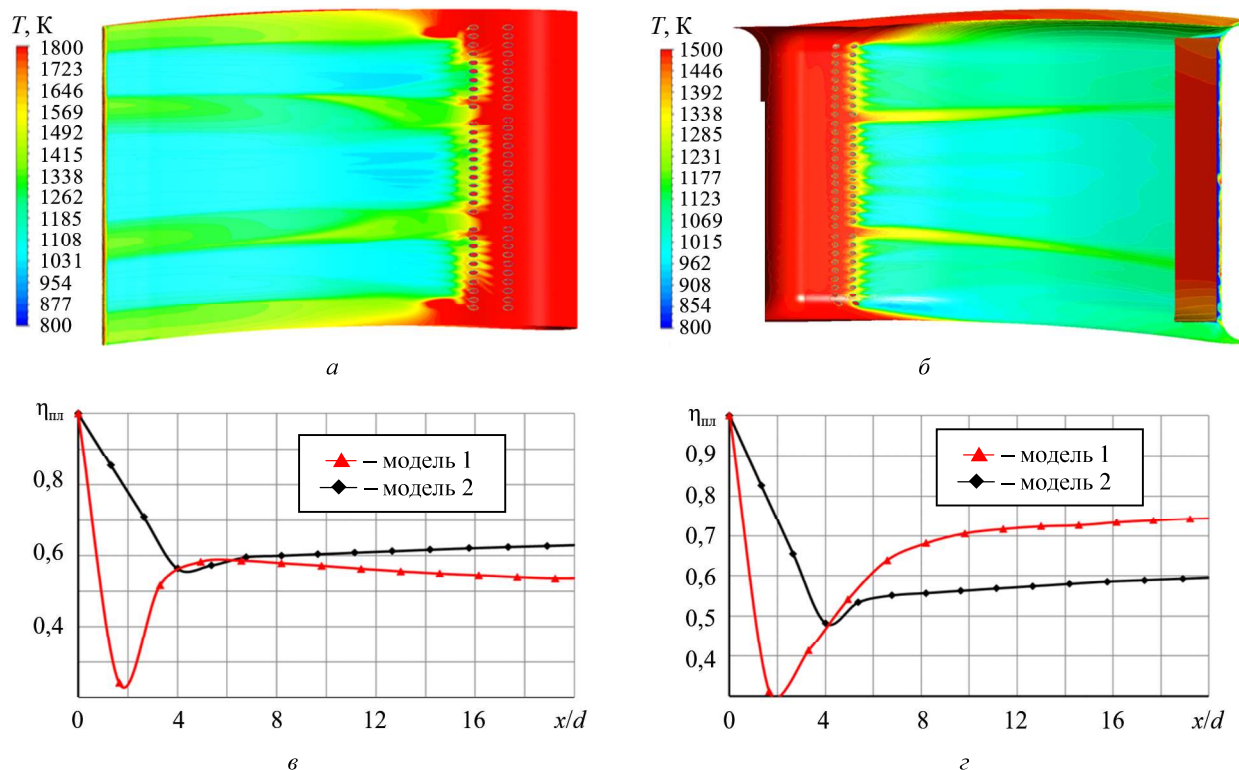


Рис. 4

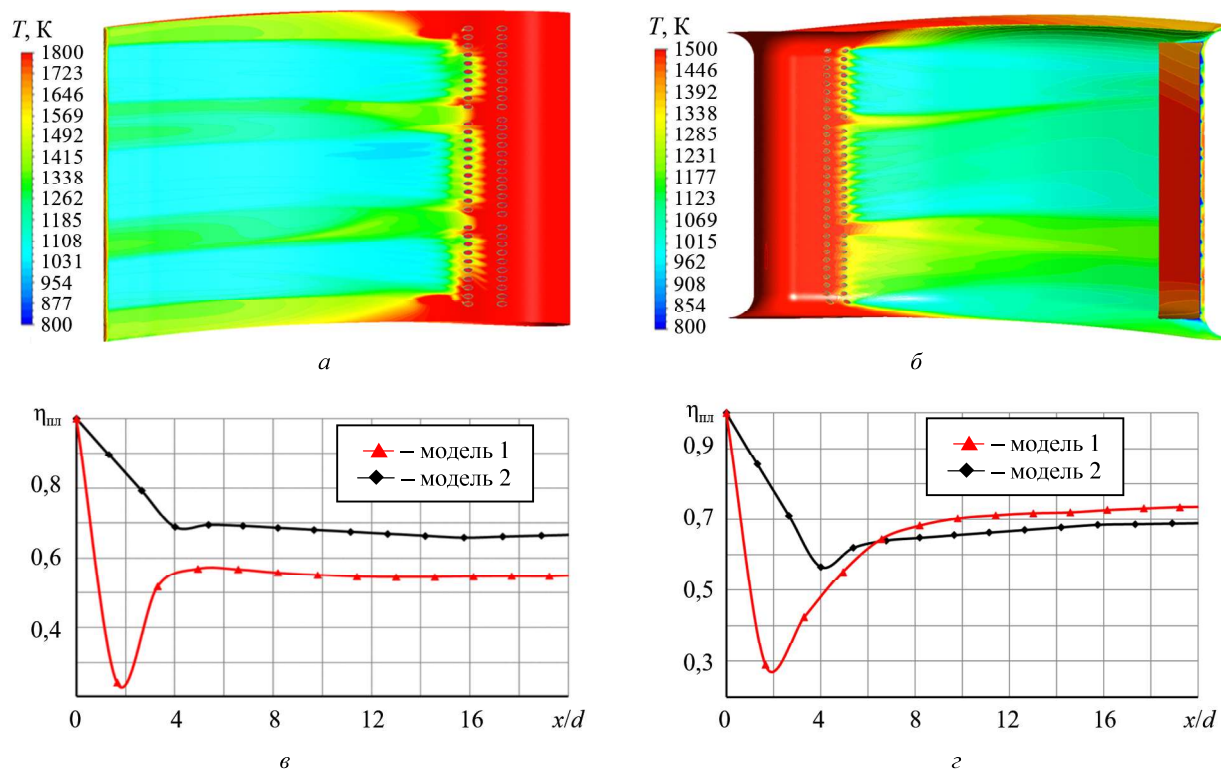


Рис. 5

Перестройка системы отверстий позволяет не только увеличить эффективность пленочного охлаждения в области минимальных его значений, но и в случае докритического соплового аппарата с относительно тонкой входной кромкой получить увеличение эффективности охлаждения на определенных участках профиля. Эффект смещения струй охладителя на корытце профиля сохраняется и для высокоперепадных сопловых аппаратов одноступенчатой высокоперепадной турбины высокого давления, при

этом возникают дополнительные пристеночные области, в которых положение струй охладителя определяется интенсивностью вторичных течений. Для организации охлаждения пристеночных участков профиля лопаток с толстой входной кромкой требуются специальные конструктивные мероприятия.

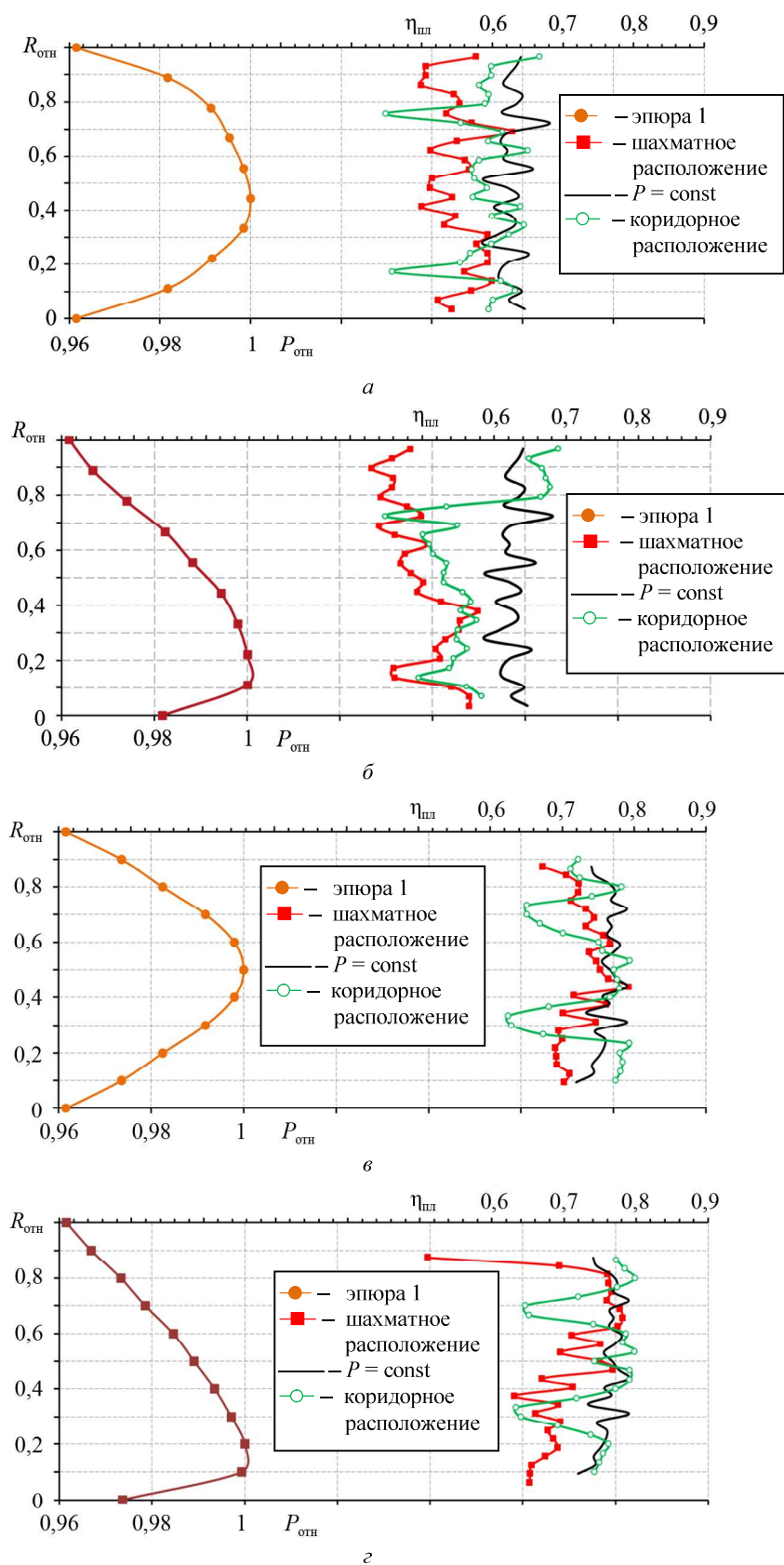


Рис. 6

Благодаря результатам проведенных исследований предполагается дальнейшая экспериментальная проверка данных эффектов и разработка методов учета поля параметров на входе при проектировании системы конвективно-плёночного охлаждения начальных участков лопаток сопловых аппаратов первых ступеней с точки зрения подбора параметров отверстий и системы их расположения, что будет реализовано в дальнейших исследованиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Богомолов Е.Н. Рабочие процессы в охлаждаемых турбинах газотурбинных двигателей с перфорированными лопатками. М.: Машиностроение, 1987. 160 с.
2. Мингазов Б.Г. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. Конструкция, моделирование процессов и расчет. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2006. 220 с.
3. Грасько Т.В., Карпенко О.Н., Трофимчук М.В. Термогазодинамическое моделирование рабочего процесса в камере сгорания газотурбинного двигателя // Воздушно-космические силы. Теория и практика. 2017. № 1. С. 193–201.
4. Горелов Ю.Г. Валидация сопряженной теплоотдачи охлаждаемых сопловых лопаток турбин газотурбинных двигателей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 111–118.
5. Агачев Р.С., Сыченко В.А., Степанов П.А. Охлаждаемая двухступенчатая турбина ГТД с трубчатой или трубчато-кольцевой камерой сгорания // Изв. вузов. Авиационная техника. 2008. № 1. С. 67–69.
6. Вятков В.В. и др. Особенности плёночного охлаждения окрестности входных кромок соплового аппарата первой ступени в условиях входной неравномерности потока // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 104–110.
7. Ремизов А.Е. и др. Совершенствование рабочего процесса в охлаждаемом сопловом аппарате турбины с несимметричными торцевыми поверхностями // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 2. С. 119–124.
8. Кортиков Н.Н., Кузнецов Н.Б., Садовникова Т.Ю. Совершенствование подходов к моделированию теплового состояния перфорированных лопаток высокотемпературных газовых турбин // Теплоэнергетика. 2012. № 1. С. 15–21.
9. Sutherland W. The Viscosity of Gas and Molecular Force // Philosophical Magazine. 1893. Ser. 5. Vol. 36. Iss. 223. P. 507–531.
10. Menter F. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32. № 8. P. 1598–1605.

Поступила в редакцию 18.01.23

После доработки 3.05.24

Принята к публикации 15.05.24

Influence of Relative Position of the Initial Region of Double-Row Perforation of the Turbine Vane Suction Side on the Film Cooling Effectiveness in Conditions of Inlet Flow Irregularity

V.V. VYATKOV, A.A. DAVYDOV, AND N.N. KOVALEVA

P.A. Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk

The paper presents the results of investigation of the film cooling formation features in the double-row perforation on the turbine vane suction side in conditions of the inlet total pressure field irregularity. It is shown, that transition to the corridor arrangement of perforation on the turbine vane suction side has a positive impact on vane temperature condition at the inlet total pressure gradient region.

Gas turbine, first stage set of nozzles, convective-film cooling, total pressure gradient