

А.В. ИЛЬИНКОВ,

канд. техн. наук,

А.В. ЩУКИН,

д-р техн. наук,

В.В. ТАКМОВЦЕВ,

канд. техн. наук,

В.Б. ЯВКИН,

канд. техн. наук

(КНИТУ-КАИ, Казань),

А.В. СТАРОДУМОВ

(ОКБ им. А.Люльки – филиал

ПАО «ОДК-УМПО», Москва)

a.v.shchukin@rambler.ru

Особенности организации тепловой завесы на участке входной кромки турбинной лопатки с пульсирующим вдувом

Рассматриваются вопросы повышения эффективности пленочного охлаждения участка входной кромки сопловой лопатки с пульсирующим вдувом через цилиндрические отверстия. Проанализированы различные комбинации параметра вдува и угла атаки в характерных точках обвода входной кромки. Экспериментальные исследования подтверждают рациональность применения пульсирующего режима вдува исключительно при конкретных значениях угла атаки.

Физический эксперимент, эффективность тепловой завесы, пояска отверстий вдува, входная кромка лопатки, пульсирующий вдув, угол атаки

Входная кромка турбинной лопатки является наиболее теплонапряженным участком профиля [1–5], поскольку в области передней критической точки входной кромки происходит практически лобовое натекание потока горячего газа на ее поверхность. Кроме этого, толщина пограничного слоя на поверхности входной кромки очень мала, что увеличивает теплоотдачу от основного потока к стенке лопатки. Негативно влияющим на организацию системы охлаждения участка входной кромки фактором является также небольшой перепад значений полных давлений охлаждающего воздуха и горячего потока газа $P_{\text{вт}}^*/P_{\text{осн}}^*$. По этой причине используемые эффективные интенсификаторы охлаждения на участке входной кромки лопатки часто не могут обеспечить необходимый уровень интенсификации охлаждения.

При конструировании системы пленочного охлаждения участка входной кромки возникают дополнительные сложности из-за больших углов вдува α через цилиндрические отверстия в области передней критической точки, где значения α находятся в области 90° [4, 5].

Указанные неблагоприятные условия, способствующие усилению теплового воздействия горячего газа на область входной кромки турбинной лопатки, в сочетании с ограниченными возможностями проектирования эффективных систем охлаждения из-за стесненности внутренней полости обуславливают необходимость дальнейшего поиска и разработки более совершенных систем пленочного охлаждения участка входной кромки турбинных лопаток для высокотемпературных газотурбинных двигателей и газотурбинных установок.

В то же время отмечается положительный фактор, повышающий эффективность тепловой завесы на участке входной кромки, – консервативное воздействие центробежных массовых сил при обтекании выпуклой поверхности участка входной кромки непосредственно за передней критической точкой. В результате пристенное течение стабилизируется, снижая интенсивность отрывных течений, возникающих при вдуве охлаждающего воздуха под большими углами α , как это происходит на поверхности участка входной кромки.

Наряду с этим положительное воздействие на эффективность пленочного охлаждения на этом участке профиля происходит по причине ускорения основного потока, обтекающего профиль турбинной лопатки. Действительно, в области передней критической точки скорость основного потока, натекающего на входную кромку лопатки, низка, однако до перехода на участки спинки и корытца она многократно возрастает.

Как показали многочисленные эксперименты, процесс ускорения потока способствует в пристенном течении подавлению различных возмущений, возникающих при вдуве вторичного потока в основной поток горячего газа.

Таким образом, анализируя комплекс факторов, определяющих формирование тепловой завесы на участке входной кромки лопаточного профиля, можно сделать вывод как об отрицательном, так и положительном их влиянии.

В настоящей статье рассмотрено влияние пульсаций вторичного потока воздуха на эффективность пленочного охлаждения модели участка входной кромки турбинной лопатки. Результаты выполненных исследований влияния пульсирующего потока на тепловую завесу опубликованы в работах [6–12].

Параметр пульсаций в безразмерном виде представляется числом Струхала

$$Sh = fl/w,$$

где f – частота пульсаций, c^{-1} ; l – характерный линейный размер, м; w – осредненная по времени скорость потока, м/с.

Параметр вдува

$$m = (\rho W)_{\text{вт}} / (\rho W)_{\text{осн}},$$

где $(\rho W)_{\text{вт}}$ – массовая скорость вторичного (вдуваемого) потока; $(\rho W)_{\text{осн}}$ – массовая скорость основного потока.

При анализе работ [5, 10–12] установлено, что, несмотря на имеющиеся публикации по исследуемому вопросу, проблемы повышения эффективности охлаждения наиболее теплонапряженного участка профиля сопловой лопатки – участка входной кромки – не решены.

В настоящей статье выполнены опытные исследования и проанализированы полученные результаты.

Схема экспериментальной установки для сравнительного исследования эффективности тепловой завесы на участке входной кромки при стационарном и пульсирующем вдуве воздуха через цилиндрические отверстия представлена на рис. 1.

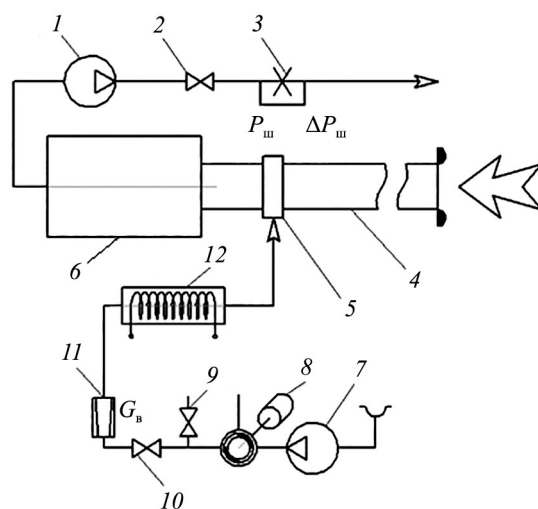


Рис. 1

Экспериментальная установка включает рабочий участок, систему подачи основного и вторичного потоков воздуха и систему измерений. На созданном стенде реализовано обратное (по сравнению с натурными условиями) направление теплового потока.

Основной поток воздуха поступает от центробежного компрессора 1, а его вторичный поток – от поршневого компрессора 7, что обеспечивает возможность независимой регулировки расхода основного и вторичного потоков воздуха.

Основной поток воздуха проходит через ресивер 6 и попадает в рабочий участок 4 с плавным входом, где расположен объект исследования 5. Задвижка 2 и диафрагменный расходомер 3 позволяют регулировать и определять расход основного потока воздуха.

Вторичный воздух, нагнетаемый поршневым компрессором 7, проходит через пульсатор 8 и систему перепуска 9 и магистрального 10 кранов. Далее он проходит через ротаметр 11, электрический

нагреватель 12 и вдувается через отверстия в рабочий участок 5. Расход вторичного воздуха регулируется с помощью перепускного и магистрального кранов. Длина рабочего участка – 1250 мм, размеры его поперечного сечения – 300×70 мм.

Объект исследования (рис. 2) представляет собой модель участка входной кромки профиля сопловой турбинной лопатки.

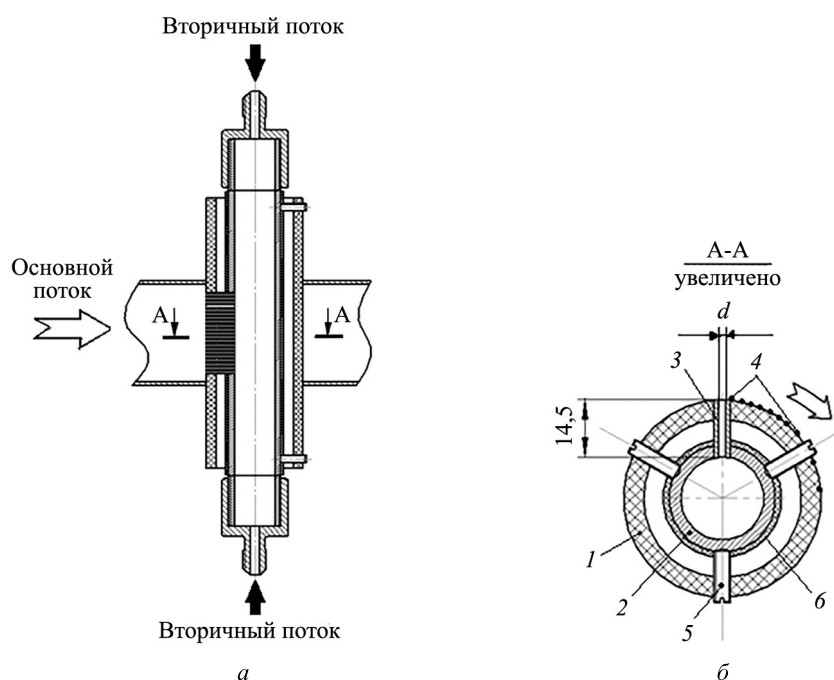


Рис. 2

На рис. 2, а показаны продольное сечение модели и схема подачи в нее основного и вторичного потоков воздуха, на рис. 2, б – среднее поперечное сечение А-А однорядного пояса цилиндрических отверстий вдува.

Модель участка входной кромки профиля сопловой турбинной лопатки представляет собой цилиндрическую адиабатную оболочку 1 (см. рис. 2, б), выполненную из теплоизолятора (текстолита) с наружным ее диаметром 50 мм и длиной 140 мм. На поверхности адиабатной оболочки через двадцать расположенных в одном ряду трубок 3 с внутренним диаметром $d = 2$ мм подавался вторичный воздух, образующий защитную пленку. Длина трубок составляла 14,5 мм. Подача вторичного воздуха в трубки обеспечивалась через центральный ресивер 2 модели, который позиционировался относительно адиабатной оболочки с помощью опорных винтов 5. Адиабатность оболочки обеспечивалась посредством теплоизоляции б центрального ресивера, а также наличием воздушного промежутка с возможностью свободной вентиляции между адиабатной оболочкой и ресивером. Температура адиабатной поверхности T_i оболочки измерялась десятью поверхностными хромель-копелевыми термопарами 4. Препарировка термопарами выполнялась в плоскости среднего поперечного сечения объекта исследования. Спаи термопар были расположены с шагом 5° в направлении обтекания модели основным потоком, что соответствовало значениям относительного расстояния от сечения вдува $x/d = 1,1; 2,2; 3,3; 4,4; 5,5; 6,5; 7,6; 9,8; 13,1; 17,4$, где x – расстояние от сечения вдува, мм; d – диаметр отверстия вдува, мм.

Отметим, что теплоизолированный центральный ресивер и воздушная полость над ним обеспечивали адиабатные условия для внешней поверхности модели входной кромки турбинной лопатки.

Опыты проводились на объекте исследования с однорядным пояском из двадцати цилиндрических отверстий при различных углах атаки основного потока воздуха $i = 0, 15, 30, 45^\circ$.

Изменение угла атаки обеспечивалось поворотом объекта исследования на требуемый угол i в рабочем участке по градуированной шкале.

Эффективность тепловой завесы модели участка входной кромки сопловой лопатки рассчитывалась по формуле

$$\eta = (T_{\text{осн}}^* - T_{\text{пл}}^*) / (T_{\text{осн}}^* - T_{\text{вт}}^*),$$

где $T_{\text{осн}}^*$, $T_{\text{вт}}^*$ – температуры основного и вторичного потоков в сечении вдува; $T_{\text{пл}}^*$ – температура пленки.

Все полученные в экспериментах значения η осреднялись по шагу отверстий вдува, расположенных в однорядном пояске. При этом число Рейнольдса для вторичного вдуваемого потока изменялось в диапазоне $Re_{\text{вт}} = (6 \div 20) \cdot 10^3$, а для основного потока имело значение $Re_{\text{осн}} = 10^5$. Частота наложенных на вторичный поток пульсаций составляла 14 Гц, а число Струхала изменялось в диапазоне $Sh = 0,1 \div 1,0$.

Прежде чем анализировать результаты сравнительного экспериментального исследования эффективности тепловой завесы участка входной кромки профиля турбинной лопатки при стационарном и пульсирующем вдуве через цилиндрические отверстия, отметим следующее. В процессе исследования варьировались различные факторы – параметр вдува m , угол атаки i , а также режимы стационарного и пульсирующего вдува.

При проектировании системы охлаждения входной кромки турбинной лопатки необходимо иметь в виду, что несколько поясков соседних отверстий могут характеризоваться близкими значениями давления торможения вторичного потока воздуха в общей полости входной кромки $p_{\text{вх}}^*$. В этом случае во всех отверстиях обеспечивается не только практически одинаковый параметр вдува, но и будут реализованы пульсации с одинаковыми характеристиками. Таким образом, для подбора практически обоснованных параметров целесообразно варьировать только расположение поясков отверстий вдува (каждый с соответствующим углом атаки).

Для проведения сравнительного анализа эффективности тепловой завесы η на поверхности входной кромки выберем несколько контрольных точек, расположенных под углом φ к продольной плоскости таким образом, чтобы каждая точка гарантированно содержала термопару для всех исследуемых значений угла атаки i . На рис. 3 позиции 1–10 указывают местоположение термопар, установленных на наружной поверхности цилиндрической адиабатной оболочки модели участка входной кромки профиля сопловой турбинной лопатки.

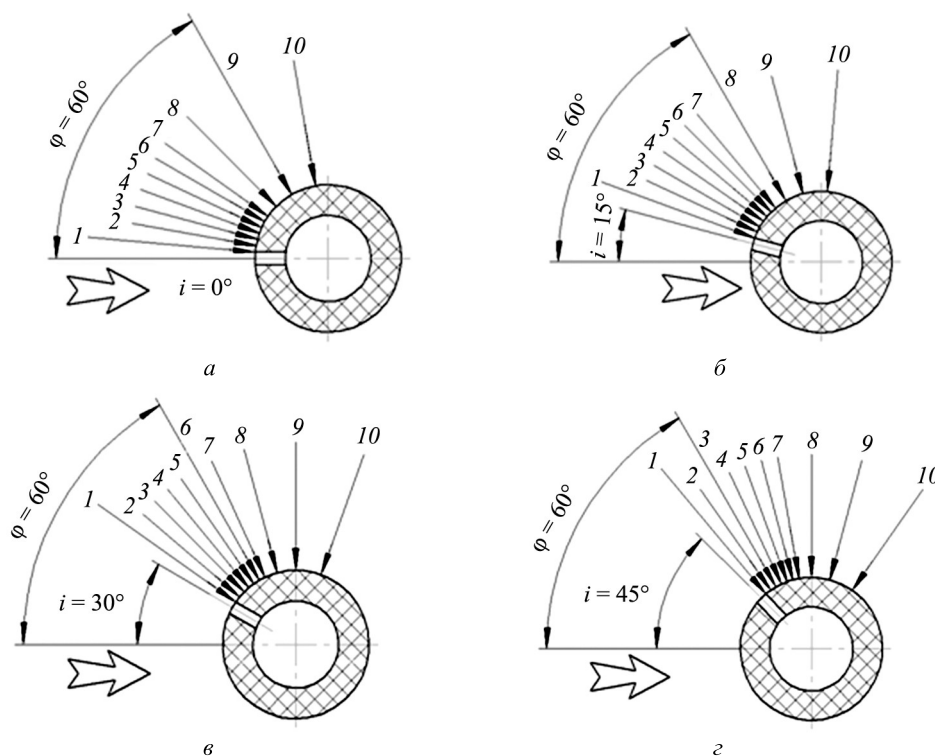


Рис. 3

Например, возьмем точку, расположенную под углом $\varphi = 60^\circ$ к линии натекания. В экспериментах с углом атаки $i = 0^\circ$ (рис. 3, а) в ней располагается термопара № 9, при угле атаки $i = 15^\circ$ (рис. 3, б) – термопара № 8, при угле атаки $i = 30^\circ$ (рис. 3, в) – термопара № 6, при угле атаки $i = 45^\circ$ (рис. 3, г) – термопара № 3. Следовательно, для этой точки в каждом варианте эксперимента получены значения эффективности защитной пленки. Исходя из этого, выберем в качестве контрольных точки A, B, C, D , расположенные под углами $\varphi = 20, 35, 45, 60^\circ$, отсчитываемые от передней критической точки с координатой 0° (рис. 4).

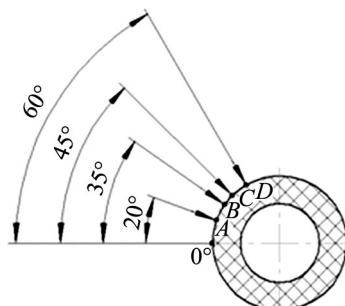


Рис. 4

Результаты экспериментального исследования эффективности пленочного охлаждения в этих точках представлены в виде зависимости $\eta = f(i)$ на рис. 5 при различных значениях параметра вдува m .

Согласно полученным опытным данным при изменении угла атаки натекающего на профиль лопатки основного потока зависимости $\eta = f(i)$ неодинаковы. Так, получено, что с увеличением угла атаки от 0 до 15° в точке A (рис. 5, а) значение η плавно возрастает от $0,25$ до $0,32$ при $i = 0^\circ$, а при $i = 15^\circ$ – от $0,43$ до $0,58$. В контрольной точке B (рис. 5, б) значение эффективности тепловой завесы также возрастает, при этом незначительно увеличивается интенсивность роста численных значений $\eta = f(i)$. Если при $i = 0^\circ$ величина $\eta = 0,19 \div 0,24$, то при $i = 30^\circ$ значение $\eta = 0,58 \div 0,71$.

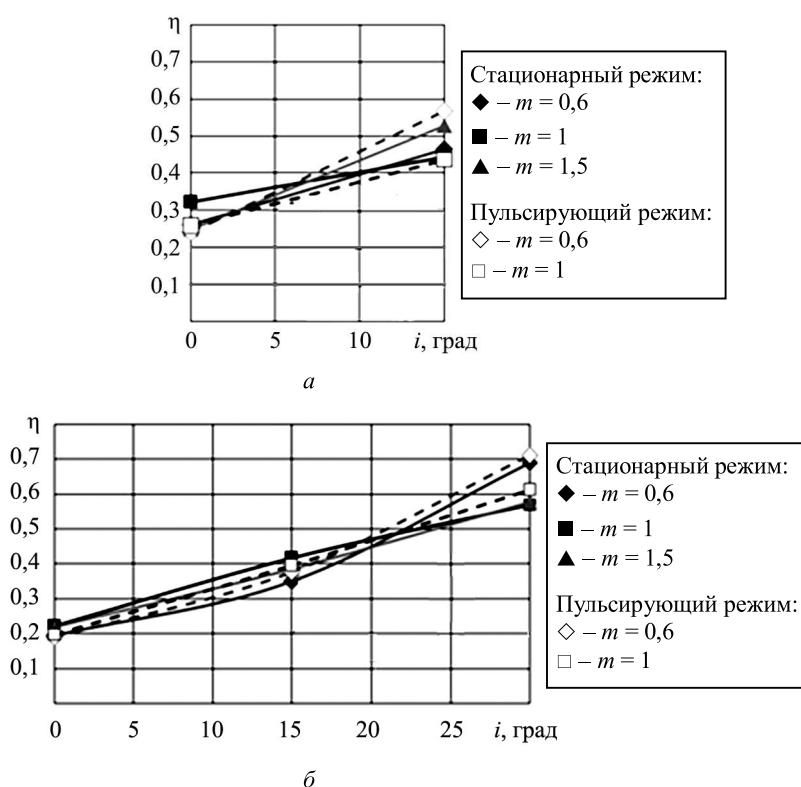


Рис. 5 (Начало)

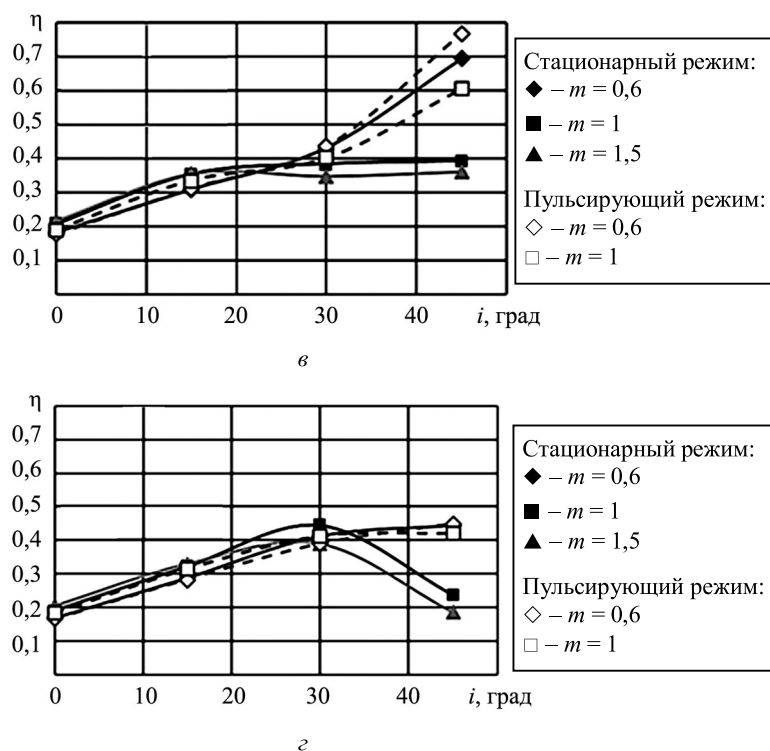


Рис. 5 (Окончание)

Далее в контрольных точках C и D расположение линий $\eta = f(i)$ изменяется. Так, в контрольной точке C (рис. 5, в) при $i = 0$ эффективность тепловой завесы $\eta = 0,18 \div 0,21$. Далее при $i > 25^\circ$ происходит расхождение линий: при стационарном вдуве с параметром вдува $m = 1,0 \div 1,5$ значение η при увеличении угла атаки неизменно. В то же время на режиме пульсирующего вдува при $i > 45^\circ$ значение эффективности пленочного охлаждения возрастает до $0,6 \dots 0,78$. Наконец, в контрольной точке D (рис. 5, з) при $i = 0^\circ$ значение $\eta = 0,17 \div 0,21$. При $i = 30^\circ$ значение η достигает значений $0,39 \dots 0,46$, после чего так же, как и в контрольной точке C , происходит расхождение значений η , однако наблюдается тенденция снижения эффективности пленочного охлаждения. Так, при $i > 30^\circ$ в условиях стационарного вдува при $m = 1,0 \div 1,5$ величина η снижается до значения $\eta = 0,18 \div 0,22$, а при наличии пульсаций вдуваемого воздуха возрастает до значения $\eta = 0,40 \div 0,45$.

Проведенный сравнительный анализ полученных результатов в контрольных точках A, B, C, D свидетельствует о том, что при небольших углах атаки ($i < 30^\circ$) воздействие пульсирующего режима вдува на эффективность пленочного охлаждения участка входной кромки не отличается от влияния стационарного. Однако при $i > 30^\circ$ в контрольных точках C, D наблюдается расхождение по значению η в зависимости от стационарного или пульсирующего режимов вдува, причем в контрольной точке C пульсирующий вдув при $m = 1,0 \div 1,5$ увеличивает эффективность пленочного охлаждения.

Аналогичная тенденция прослеживается и в точке D , однако здесь в случае применения пульсирующего вдува при $m = 1,0 \div 1,5$ коэффициент η сохраняется на исходном уровне (как и при $i = 30^\circ$), тогда как при стационарном вдуве значение η снижается до $0,18 \dots 0,22$.

Отметим, что при низких параметрах вдува ($m = 0,6$) кинетическая энергия вдуваемого потока воздуха невелика, поэтому в этом случае крупномасштабные вихревые структуры не генерируются вдуваемым потоком. Более того, в связи с ускорением основного потока на рассматриваемом участке профильной поверхности и с консервативным воздействием центробежных массовых сил значение η при $m = 0,6$ увеличивается. В свою очередь, при высоком значении параметра вдува, когда во вторичном потоке самоорганизуются крупномасштабные вихревые структуры, наложенные на вторичный поток пульсации снижают их интенсивность, увеличивая эффективность тепловой завесы на участке $i = 30 \div 45^\circ$.

В контрольной точке D (см. рис. 5, z) при низком значении параметра вдува ($m = 0,6$) достигается относительно высокий уровень эффективности тепловой завесы, сопоставимый с показателями, обеспечиваемыми пульсирующим вдувом в диапазоне $m = 0,6 \div 1,0$. Указанный эффект обусловлен теми же факторами, что и в контрольной точке C , – консервативным влиянием ускоряющегося пристеночного течения, а также консервативным воздействием центробежных массовых сил при обтекании выпуклой поверхности участка входной кромки.

С помощью представленных графиков (см. рис. 5) можно в первом приближении разработать схему и конструкцию системы конвективно-плёночного охлаждения участка входной кромки турбинной лопатки. В частности, учитывая, что передняя критическая точка является наиболее теплонапряженной частью входной кромки, в данной области необходимо размещение ряда отверстий вдува.

Таким образом, в результате проведенных экспериментальных исследований эффективности тепловой завесы на участке входной кромки сопловой турбинной лопатки можно сделать следующие выводы.

Влияние пульсаций вторичного потока на эффективность плёночного охлаждения участка входной кромки при вдуве через поясok цилиндрических отверстий наблюдается при углах атаки $i > 30^\circ$. В этой области значений угла атаки наложенные на вторичный поток пульсации повышают эффективность плёночного охлаждения по сравнению со стационарным режимом вдува.

В контрольной точке C преимущество пульсирующего режима по сравнению со стационарным проявляется в изменении траектории зависимости $\eta_{\text{п}} = f(i)$ в сторону увеличения значений численных значений $\eta_{\text{п}}$ при стабильных значениях $\eta_{\text{с}}$. В контрольной точке D преимущество пульсирующего вдува заключается в изменении траектории зависимости $\eta_{\text{с}} = f(i)$ в сторону снижения значений $\eta_{\text{с}}$ в исследованном диапазоне изменения угла атаки i при стабильных значениях $\eta_{\text{п}}$.

Также сделан вывод о правомерности использования наложенных на вторичный поток пульсаций при углах атаки $i > 30^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л.* Газотурбинные двигатели. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. Т. 1. Общие сведения. Основные параметры и требования. Конструктивные и силовые схемы. 208 с.
2. *Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М.* Теория и расчет авиационных лопаточных машин. Самара: Самар. Дом печати, 2003. 344 с.
3. *Высокотемпературные газовые турбины* / Под ред. М.Я. Иванова. М.: Торус Пресс, 2010. 304 с.
4. *Мамаев Б.И., Ермолаев Г.В.* Влияние угла атаки на обтекание и потери решеток турбинных профилей // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 125–132.
5. *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.
6. *Григорьев М.М., Кузьмин В.В., Фафулин А.В.* Классификация пульсирующих турбулентных течений // Инженерно-физический журнал. 1990. № 5. С. 725–734.
7. *Михеев Н.И. и др.* Гидродинамические и тепловые процессы в пульсирующем течении // Тепло-массообмен и гидродинамика в энергомашиностроении: Материалы 6-й школы-семинара молодых ученых и специалистов акад. РАН В.Е. Алемасова, 16–18 сент. 2008. Казань: Изд-во Казан. гос. ун-та, 2008. С. 48–76.
8. *Башмаков И.В.* Экспериментальное исследование турбулентной теплоотдачи в пульсирующих потоках // Тр. Университета дружбы народов им. Патриса Лумумбы. 1972. Т. 61. № 2. С. 124–131.
9. *Костерин С.И., Кожин И.А., Леонтьев А.И.* Влияние пульсаций давления в потоке газа на конвективный теплообмен // Теплоэнергетика. 1959. № 3. С. 66–72.
10. *Rutledge J.L., King P.I., Rivir R.* CFD Predictions of Pulsed Film Cooling Heat Flux on a Turbine Blade Leading Edge // Proc. of the ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Oct. 31 – Nov. 6, 2008, Boston, USA. P. 1139–1149.
11. *Ke Z., Wang J.* Numerical Investigations of Pulsed Film Cooling on an Entire Turbine Vane // Applied Thermal Engineering. 2015. Vol. 87. P. 117–126.

Поступила в редакцию 6.06.25

После доработки 9.06.25

Принята к публикации 9.06.25

On Organization of Thermal Shield in a Section of a Turbine Guide Vane Leading Edge with Pulsed Blowing

A.V. IL'INKOV¹, A.V. SHCHUKIN¹, V.V. TAKMOVTSEV¹, V.B. YAVKIN¹, AND A.V. STARODUMOV²

¹ Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

² A. Lyul'ka Design Bureau, Moscow

The study focuses on augmentation of film cooling effectiveness in a section of a guide vane leading edge in the case of pulsed blowing through cylindrical holes. Various combinations of the blowing ratio and angle of attack at characteristic points of the leading edge contour were analyzed. Experimental research confirmed feasibility of pulsed blowing only for certain angles of attack.

Physical experiment, thermal shield effectiveness, band of holes for blowing, vane leading edge, pulsed blowing, angle of attack