

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 536.24; 621.45.038

Эффективность пленочного охлаждения вогнутой поверхности профиля сопловой лопатки турбины авиационного двигателя при пульсирующем вдуве через веерные отверстия*

А.В. Ильинков¹, А.В. Щукин¹, В.В. Такмовцев¹, А.В. Стародумов²

¹ Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Efficiency of film cooling the concave surface of an aircraft gas turbine nozzle blade exposed to pulsed blowing through the fan-shaped holes

A.V. Ilyinkov¹, A.V. Shchukin¹, V.V. Takmoltsev¹, A.V. Starodumov²

¹ Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI

² Moscow Aviation Institute (National Research University)

Выполнены экспериментальные исследования по определению эффективности пленочного охлаждения вогнутой поверхности профиля сопловой лопатки турбины авиационного двигателя при вдуве пульсирующего вторичного потока воздуха через ряд веерных отверстий. В качестве базовых использованы данные, полученные после вдува через цилиндрические отверстия при прочих равных условиях. Вдув вторичного потока воздуха выполнен под углами 30, 45 и 75°. Частота пульсаций вторичного потока воздуха составляла 14 Гц, относительная кривизна вогнутой поверхности — 0,00574, число Рейнольдса вторичного и основного потоков — $(0,4 \dots 7,6) \cdot 10^4$ и $2,6 \cdot 10^5$ соответственно. Параметр вдува (численные значения которого определяли по входному сечению отверстия) варьировали в диапазоне 0,5...2,0, относительное расстояние от сечения вдува до исследуемой точки поверхности (отношение расстояния от сечения вдува до исследуемой точки поверхности к диаметру отверстия вдува), — в интервале 1...37. Анализ результатов эксперимента показал, что во всех исследованных режимах на вогнутой поверхности вдув через веерные отверстия обеспечивает более высокую эффективность пленочного охлаждения, чем через цилиндрические отверстия. В рассмотренных условиях на переходном и основном участках смешения потоков наблюдались различные тенденции изменения относительного параметра, определяемого отношением эффективности пленочного охлаждения вогнутой поверхности при вдуве через веерные отверстия к таковой через цилиндрические отверстия, с увеличением относительного расстояния от сечения вдува до исследуемой точки поверхности. Неодинаковые значения этого параметра обусловлены различием процесса массообме-

* Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 22-19-00207).

на между основным и вторичным потоками, формируемыми веерными и цилиндрическими отверстиями.

EDN: DPUCZW, [https://elibrary/dpuczw](https://elibrary.dpuczw)

Ключевые слова: турбинные лопатки, эффективность пленочного охлаждения, веерные отверстия, пульсации вторичного потока воздуха

The paper presents results of experimental studies to determine the efficiency of film cooling concave surface of the aircraft engine turbine nozzle blade profile with pulsating injection of the secondary air flow through a series of the fan-shaped holes. It uses the data obtained after injection through the cylindrical holes under the otherwise equal conditions as the base data. The secondary air flow is injected at the angles of 30, 45, and 75 degrees. The secondary air flow pulsation frequency is 14 Hz, relative curvature of the concave surface — 0.00574, the secondary flow Reynolds number — $(0.4...7.6) \cdot 10^4$, and that of the main flow — $2.6 \cdot 10^5$. The injection parameter (numerical values determined by the hole inlet section) vary in the range of 0.5...2.0, the relative distance from the injection section — in the interval of 1...37. Analyzing the experimental results shows that in all the studied modes on a concave surface, injection through the fan-shaped holes provides higher efficiency of film cooling than through the cylindrical holes. Under the considered conditions, different trends in alteration of relative efficiency in the concave surface film cooling with an increase in the relative distance from the injection section are observed in the transition and main mixing sections of the thermal curtain. Unequal values of this parameter are caused by the difference in the mass transfer process between the main and secondary flows formed by the fan-shaped and cylindrical holes.

EDN: DPUCZW, <https://elibrary/dpuczw>

Keywords: turbine blades, film cooling efficiency, fan-shaped holes, secondary air flow pulsations

Для расчета и проектирования систем конвективно-пленочного охлаждения лопаток турбины авиационного двигателя требуются данные не только в непосредственной близости от сечения вдува, но и на удалении от него. Эта информация необходима для точного расчета теплонапряженного состояния стенки лопатки турбины, а также для обоснования координат расположения следующего ряда отверстий по ходу основного потока или формирования на этой основе требований к уровню теплоотдачи внутреннего конвективного охлаждения [1–5].

В связи с этим экспериментальные исследования проведены на протяженном участке тепловой завесы относительной длиной $x/d = 1...37$, где x — расстояние от сечения вдува до исследуемой точки поверхности; d — входной диаметр отверстия вдува.

Для разработки эффективных систем воздушного охлаждения горячих деталей газотурбинных двигателей (ГТД) и установок (ГТУ), методик их расчета и проектирования требуется большой объем экспериментальных и численных исследований. Накопленный за десятки лет научный материал устаревает, вследствие чего не позволяет ответить на все возникающие

практические вопросы, так как в конструкторских бюро непрерывно разрабатываются все более эффективные системы охлаждения, позволяющие в какой-то мере повысить удельные параметры охлаждаемых турбин, а также ГТД и ГТУ.

Задачи создания высокоэффективных систем воздушного конвективно-пленочного охлаждения сводятся к разработкам таких интенсификаторов конвективного теплообмена, которые совместно с системой пленочного охлаждения стенки на базе алгоритмов оптимального проектирования позволяют получить систему конвективно-пленочного охлаждения с наилучшей энергоэффективностью.

Предлагаемые технические решения по совершенствованию конвективно-пленочных систем охлаждения лопаток турбин базируются на использовании диффузорных эффектов. Последние обеспечивают в выходном сечении отверстий вдува сравнительно низкие скорости в тепловой завесе и более равномерное распределение охладителя по ширине охлаждаемой поверхности. Важнейшей задачей в этой области является поиск условий, при которых вдуваемая в поток горячего газа пленка охлаждающе-

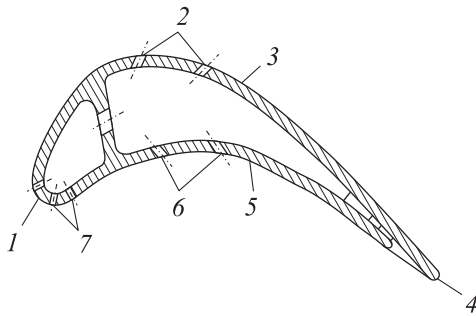


Рис. 1. Схема профильной части сопловой лопатки турбины:

1 и 4 — входная и выходная кромки; 2, 6 — ЦО;
3 и 5 — выпуклая и вогнутая поверхности; 7 — ВО

го воздуха безотрывно обтекает охлаждаемую поверхность.

Как показано в отечественных и зарубежных работах [6–11], использование веерных отверстий (ВО) обеспечивает благоприятные условия взаимодействия потока горячего газа и охлаждающего воздуха ввиду безотрывного обтекания стенки образовавшейся на ее охлаждаемой поверхности пленкой воздуха. При этом пленка воздуха за сечением вдува через ВО охватывает более широкую площадь охлаждаемой стенки, чем таковая через цилиндрические отверстия (ЦО).

При моделировании пленочного охлаждения на профильной части сопловой лопатки турбины (рис. 1) установлено, что как на вогнутой поверхности профиля лопатки (далее ВП), так и на выпуклой ВО обеспечивают более высокую эффективность пленочного охлаждения поверхности η , чем ЦО при вдуве стационарного потока воздуха.

Анализ литературных источников по тематике вдува пульсирующего потока воздуха [3–5, 12–14] показал, что одним из вариантов достижения указанной цели является использование пульсирующего потока охлаждающего воздуха, поступающего во внутренние полости лопатки. Он взаимодействует с интенсификаторами теплоотдачи на их внутренних поверхностях, а затем вдувается на наружную поверхность лопатки через ЦО или ВО, выполненные в ее стенках, под заданным углом вдува α .

В работе [13] экспериментально исследовано пленочное охлаждение в условиях ускоряющегося основного потока, обтекающего ВП постоянной кривизны. При проведении экспериментов с охлаждаемой ВП относительный радиус ее кривизны $R_{\text{вогн}}/d = 150$, где $R_{\text{вогн}}$ — радиус кривизны ВП. Относительная длина тепловой заве-

сы составляла $5 < x/d < 100$. Вторичный поток вдувался через ЦО под углом $\alpha = 30^\circ$. Относительный поперечный шаг отверстий в ряду $t/d = 3$, где t — поперечный шаг отверстий в ряду. Параметр ускорения был постоянным по длине: $K \approx 1 \cdot 10^{-6}$. Осредненную по ширине эффективность пленочного охлаждения в ускоряющемся основном потоке обозначали через $\eta_{\text{уск}}$, а в безградиентном основном потоке — через η_0 .

Одним из важнейших режимных параметров в задачах с тепловыми завесами является параметр вдува

$$m = \frac{\rho_{\text{вт}} W_{\text{вт}}}{\rho_{\text{осн}} W_{\text{осн}}},$$

где $\rho_{\text{вт}}$ и $\rho_{\text{осн}}$ — плотности вторичного и основного потоков; $W_{\text{вт}}$ и $W_{\text{осн}}$ — среднерасходные скорости течения вторичного и основного потоков.

Результаты исследования влияния ускорения основного потока при обтекании ВП [13] на относительную эффективность ее пленочного охлаждения $\eta_{\text{уск}}/\eta_0$ в диапазоне относительной длины тепловой завесы $x/d = 0 \dots 60$ при параметре вдува $m = 0,5, 1,0$ и $1,5$ приведены на рис. 2. Здесь наблюдается существенное (до 50 %) увеличение осредненной по ширине относительной эффективности пленочного охлаждения ВП в ускоряющемся основном потоке $\eta_{\text{уск}}$ по сравнению с таковой в безградиентном основном потоке η_0 . Прирост параметра $\eta_{\text{уск}}/\eta_0$ сохраняется вплоть до $x/d = 60$.

При увеличении параметра вдува m от 0,5 до 1,5 положительное влияние ускорения основного потока на относительную эффективность пленочного охлаждения ВП уменьшается. Это обусловлено снижением положительного влияния ускорения основного потока,

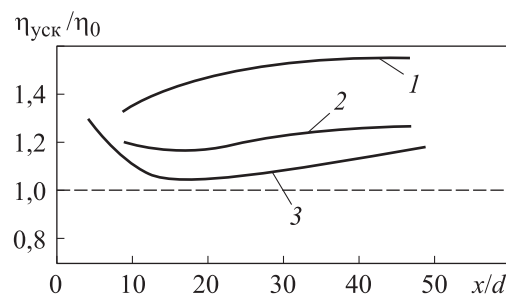


Рис. 2. Зависимости относительной эффективности пленочного охлаждения ВП в ускоряющемся основном потоке $\eta_{\text{уск}}/\eta_0$ от относительной длины тепловой завесы x/d при параметре вдува $m = 0,5$ (1), $1,0$ (2) и $1,5$ (3)

который стабилизирует пристенные вихревые течения, образованные активным воздействием центробежных массовых сил. В работе [13] указано, что принцип суперпозиции отдельных воздействий ускорения основного потока и продольной кривизны поверхности не соблюдается, так как оба этих фактора взаимосвязаны.

Однако в газотурбостроении помимо турбин реактивного типа существуют турбины активного типа. В них межлопаточный канал рабочей решетки имеет постоянное поперечное сечение, вследствие чего в нем отсутствует отрицательный продольный градиент давления. Остается только влияние продольной кривизны поверхности на эффективность пленочного охлаждения.

Цель работы — получить результаты экспериментальных исследований влияния наложенных на вторичный поток воздуха пульсаций при разных углах вдува через ВО для охлаждения участка ВП.

Имеющийся материал по численным и физическим исследованиям пульсирующего вдува для тепловых завес элементов лопаток турбин опубликован в работе [12].

Отметим, что в данном исследовании отсутствует фактор отрицательного градиента давления, существенно влияющий на формирование гидродинамики основного потока горячего газа и вторичного воздуха, а также в процессах их массообмена. Этому вопросу посвящена работа [13].

Таким образом, получение расчетных и экспериментальных данных для разработки методов расчета и проектирования конвективно-пленочного охлаждения лопаток турбин ГТД и ГТУ является актуальной задачей для теплоэнергетики.

Как следует из научных публикаций, влияющие на эффективность пленочного охлаждения факторы не подпадают под закон принципа суперпозиции отдельных воздействий, что усложняет разработку рекомендаций по расчету температуры пленки $T_{пл}^*$ (адиабатной температуры стенки).

Эффективность пленочного охлаждения поверхности определяется выражением

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

где $T_{осн}^*$ и $T_{вт}^*$ — полные температуры основного газового потока и вторичного воздушного потока в сечении вдува.

Значения эффективности пленочного охлаждения поверхности осредняли в ряду по шагу отверстий.

Полученные экспериментальные данные об эффективности пленочного охлаждения ВП при вдуве пульсирующего и стационарного потоков воздуха через ВО и ЦО представлены в виде относительной эффективности пленочного охлаждения ВП, определяемой как

$$\eta_{впер} / \eta_{цил} = f(x/d),$$

где $\eta_{впер}$ и $\eta_{цил}$ — эффективность пленочного охлаждения ВП при вдуве потока воздуха через ВО и ЦО соответственно.

Краткое описание экспериментального стенда и объектов исследования. Многочисленные эксперименты показали [5], что при вдуве охлаждающего вторичного воздуха, создающего тепловую завесу на ВП, в основной поток горячего газа под углом вдува $\alpha = 30^\circ$ из ЦО с относительным шагом $t/d = 1,5 \dots 2,5$ на охлаждаемой поверхности отсутствует начальный участок смешения потоков, где по определению эффективность пленочного охлаждения $\eta = 1$.

Даже при оптимальном параметре вдува $m = 0,5$ за сечением вдува осредненная вдоль ряда отверстий величина $\eta \approx 0,3$. При вдуве под углом $\alpha > 30^\circ$ эффективность пленочного охлаждения непосредственно за сечением вдува снижается до 0,2. Поэтому при вдуве через ряд дискретных отверстий анализируют только второй и третий участки из трех классических терминов определения участков смешения [7]. Это — переходный участок, где происходит интенсивный тепломассообмен между основным и вторичным потоками, и основной участок, где профиль скорости течения потока стабилизируется до стандартного, а профиль температуры еще продолжает формироваться.

Для исследования эффективности пленочного охлаждения при вдуве вторичного потока воздуха через ЦО и ВО в стационарном и пульсирующем режимах использовали экспериментальный стенд [15], который модернизировали путем замены рабочего участка 1, показанного на рис. 3, а.

В качестве рабочего участка выступал криволинейный канал длиной 1000 мм с размером поперечного сечения 140×100 мм при радиусе кривизны ВП $R = 495$ мм. Относительная кривизна ВП $s_{экр}/R = 0,00574$, где $s_{экр}$ — эквивалент-

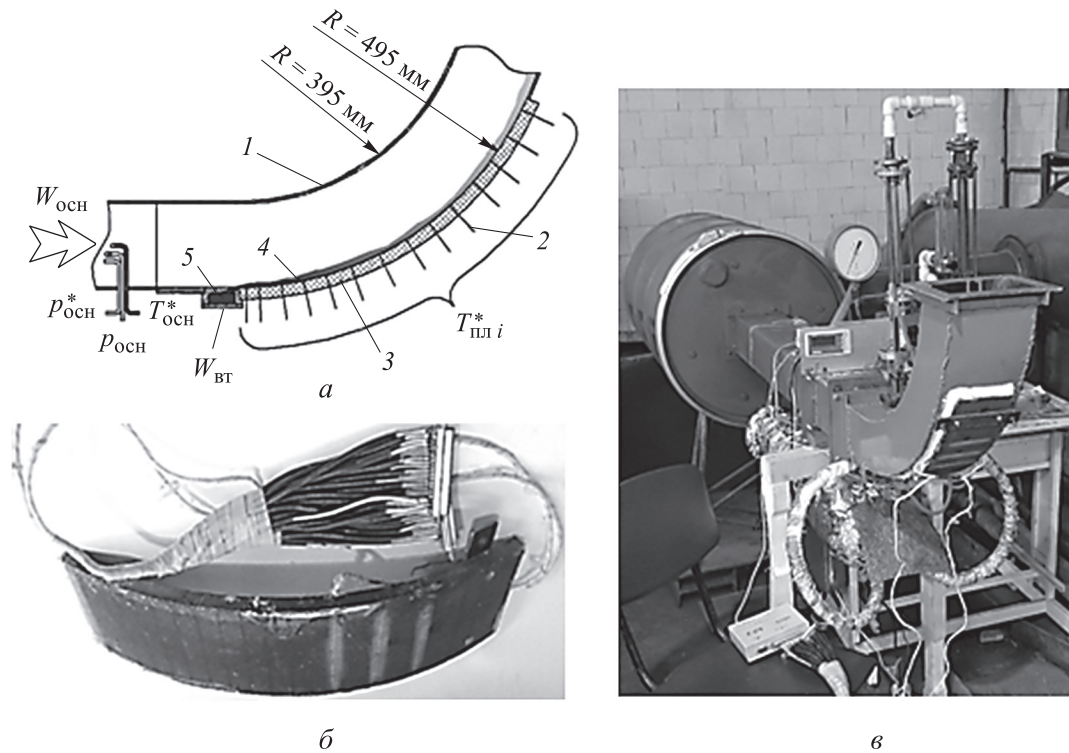


Рис. 3. Исследование эффективности пленочного охлаждения:

а — схема рабочего участка на ВП канала (1 — рабочий участок; 2 — объект исследования; 3 — адиабатная пластина с термопарами; 4 — тепловая завеса; 5 — места расположения поверхностных термопар на охлаждаемой поверхности);
б — внешний вид адиабатной пластины для исследования пленочного охлаждения ВП канала;
в — внешний вид модернизированного экспериментального стенда с рабочим участком

ная высота щели при вдуве вторичного потока воздуха через ВО или ЦО.

Разность температур между основным и вторичным потоками составляла 300 К. В экспериментах реализовано обратное (по сравнению с натурными условиями) направление теплового потока.

Почти десятикратное увеличение радиуса кривизны охлаждаемой ВП модели и других элементов газоздушного тракта экспериментального участка (например, в модели $d_{\text{отв}} = 5 \text{ мм}$ вместо 0,5 мм в натурной лопатке турбины) обеспечивало близкие к натурным значениям числа Рейнольдса основного и вторичного потоков воздуха. Соответствующее десятикратное увеличение экспериментальной ВП по сравнению с ВП профиля лопатки турбины упростило технологию препарирования хромель-алюмелевыми термопарами поверхности вогнутой пластины вдоль продольной линии ее симметрии.

Для обеспечения условий теплоизоляции рабочего участка его нижнюю стенку изготовили из текстолита. Это позволило последовательно в направлении движения основного потока установить заподлицо с поверхностью

нижней стенки и зафиксировать объект исследования 2 и криволинейную адиабатную пластину 3 (см. рис. 3, *а* и *б*) для исследования эффективности тепловой завесы. Адиабатную пластину препарировали шестнадцатью хромель-алюмелевыми термопарами вдоль продольной плоскости ее симметрии в направлении движения основного потока.

На нижней стенке рабочего участка закрепляли координатник с комбинированным датчиком для замера параметров основного потока: статического давления $p_{\text{осн}}$, полного давления $p_{\text{осн}}^*$ и полной температуры $T_{\text{осн}}^*$. Внешний вид модернизированного экспериментального стенда с рабочим участком показан на рис. 3, *в*.

Перед адиабатной пластиной также заподлицо с обтекаемой поверхностью закрепляли перпендикулярно направлению движения основного потока объекты исследования с пятью отверстиями вдува разной формы. Объекты исследования изготавливали в виде сменных текстолитовых вкладышей, в трех из которых выполняли однорядный поясок ЦО с углами вдува $\alpha = 30, 45$ и 75° , а в трех других — однорядный поясок ВО с теми же углами вдува.

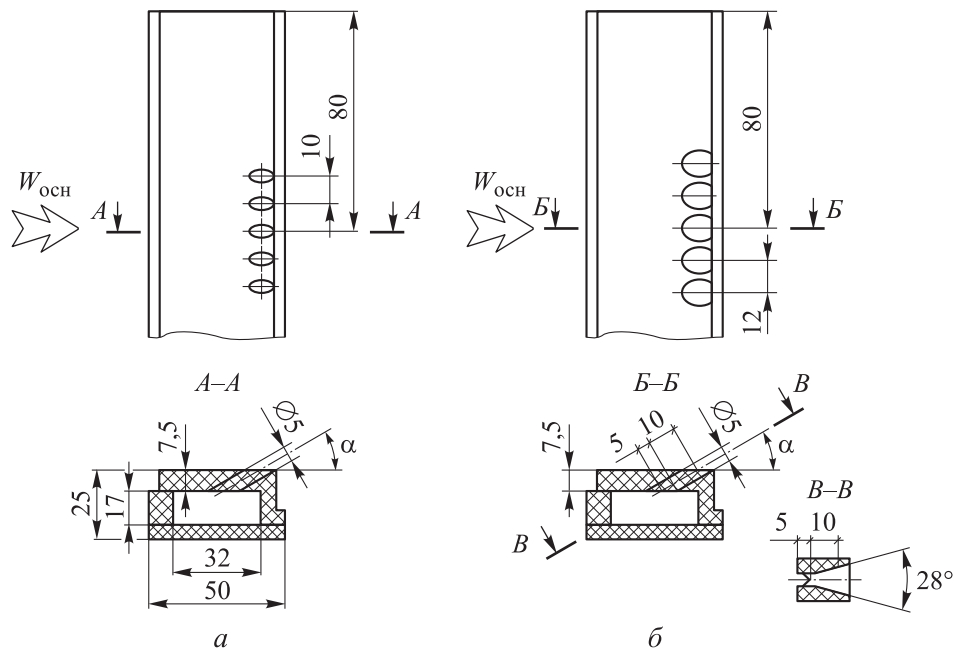


Рис. 4. Схемы текстолитовых вкладышей с однорядным пояском ЦО (а) и ВО (б) при угле вдува $\alpha = 30^\circ$

Диаметр цилиндрической части всех отверстий составлял 5 мм. Схемы текстолитовых вкладышей с однорядным пояском ЦО и ВО при угле вдува $\alpha = 30^\circ$ показаны на рис. 4.

При пленочном охлаждении адиабатной ВП постоянной кривизны вдувом через однорядный пояс с ЦО или ВО диапазоны изменения режимных и геометрических параметров были следующими: параметр вдува $m = 0,5 \dots 2,5$; угол вдува $\alpha = 30, 45$ и 75° ; число Рейнольдса вторичного потока воздуха $Re_{вт} = (4 \dots 76) \cdot 10^3$; число Рейнольдса основного потока воздуха $Re_{осн} = 260 \cdot 10^3$; частота наложенных пульсаций вторичного потока воздуха $f = 14$ Гц; число Струаля $Sh = 0,1 \dots 1,0$.

Анализ полученных результатов. Результаты исследований приведены в виде графических зависимостей $\eta_{ввер}/\eta_{цил} = f(x/d)$.

Результаты исследования влияния формы отверстий вдува на относительную эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{ввер}/\eta_{цил}$ при вдуве вторичного потока под углом $\alpha = 30^\circ$ в стационарном (СР) и пульсирующем (ПР) режимах с различными значениями параметра вдува m приведены на рис. 5.

В стационарном режиме вдува вторичного потока под углом $\alpha = 30^\circ$ во всем диапазоне параметра вдува m на переходном участке смешения потоков ($x/d = 1 \dots 12$) расслоение экспериментальных точек практически отсутствует.

Так, при $x/d = 1$ величина $\eta_{ввер}/\eta_{цил}$ изменяется от 1,95 до 2,3, а при $x/d = 12$ — от 1,4 до 1,5. На основном участке смешения потоков по мере удаления от сечения вдува происходит расслоение экспериментальных точек. Причем в конечной точке измерения ($x/d = 37$) при $m = 0,5$ величина $\eta_{ввер}/\eta_{цил}$ возрастает до 3,1.

Можно полагать, что при низких значениях параметра вдува m пониженные скорости течения тепловой завесы за ВО препятствуют образованию на ВП вихрей Тэйлора — Гертлера,

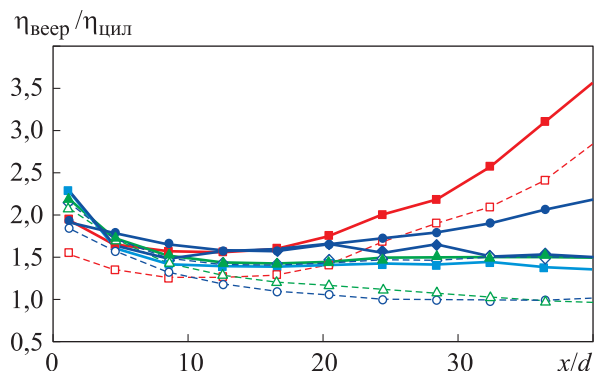


Рис. 5. Распределения относительной эффективности пленочного охлаждения ВП $\eta_{ввер}/\eta_{цил}$ по относительной длине тепловой завесы охлаждаемой ВП x/d при вдуве вторичного потока под углом $\alpha = 30^\circ$ в двух режимах с различными значениями параметра вдува:

повышая этим значение $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$. Минимальная относительная эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ равная 1,4, соответствует параметру вдува $m = 2,0$.

В пульсирующем режиме вдува вторичного потока под углом $\alpha = 30^\circ$ (см. рис. 5, штриховые линии) наблюдается менее значимое преимущество ВО перед ЦО. На переходном участке тепловой завесы при $x/d = 1...12$ расслоение экспериментальных точек также невелико: при $x/d = 1$ величина $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ изменяется от 1,6 до 2,1, а при $x/d = 12$ — от 1,2 до 1,4. При $x/d = 37$ относительная эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ изменяется в диапазоне 1,0...1,5. Причем высокое значение параметра вдува m относится к большим значениям $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$, что связано со снижением значений $\eta_{\text{цил}}$ из-за образования за сечением вдува интенсивных крупномасштабных вихревых структур.

Можно полагать, что на переходном участке смешения наложенные на вторичный поток пульсации интенсифицируют массообмен между ним и основным потоком, что является причиной снижения преимущества ВО перед ЦО. Однако на основном участке смешения потоков при низком параметре вдува ($m = 0,5$) и больших значениях x/d наложенные на вторичный поток пульсации затухают, увеличивая преимущество ВО.

Отметим, что по результатам экспериментов на плоской поверхности с тепловой завесой при прочих равных условиях тенденции повышения значений $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ при увеличении x/d на основном участке смешения потоков не наблюдалось.

Результаты исследования влияния формы отверстий вдува на относительную эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ при вдуве вторичного потока под углом $\alpha = 45^\circ$ приведены на рис. 6.

При стационарном режиме вдува под углом $\alpha = 45^\circ$ в начале переходного участка смешения потоков ($x/d = 1$) происходит более значимое превышение эффективности пленочного охлаждения ВО над таковой с ЦО при прочих равных условиях. Так, при параметре вдува $m = 0,5...1,0$ относительная эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ изменяется от 2,25 до 3,70.

При пульсирующем режиме вдува под углом $\alpha = 45^\circ$ в этом же диапазоне параметра вдува величина $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ изменяется от 1,50 до 3,25. Некоторое снижение преимущества ВО перед

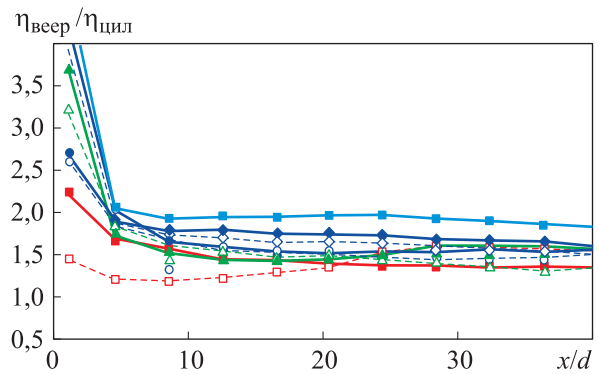


Рис. 6. Распределения относительной эффективности пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ по относительной длине тепловой завесы охлаждаемой ВП x/d при вдуве вторичного потока под углом $\alpha = 45^\circ$ в двух режимах с различными значениями параметра вдува:

- CP, $m = 0,5$; — PR, $m = 0,5$; — CP, $m = 0,7$;
- PR, $m = 0,7$; — CP, $m = 1,0$; — PR, $m = 1,0$;
- CP, $m = 1,5$; — PR, $m = 1,5$; — CP, $m = 2,0$

ЦО непосредственно за сечением вдува ($x/d = 1$) связано с незначительным разрушением тепловой завесы за ВО, которые обладают невысокими значениями кинетической энергии вдуваемых струй.

При $x/d = 8$, где заканчивается переходный участок смешения потоков, преимущество ВО перед ЦО в стационарном режиме соответствует относительной эффективности пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}} = 1,55...1,95$. При наложении на вторичный поток пульсаций величина $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ падает от 1,20 до 1,75, что также связано с уменьшением преимуществ ВО перед ЦО вследствие незначительного разрушения пленки за ВО.

На основном участке смешения потоков ($x/d = 8...37$) наблюдается стабильность относительной эффективности пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$. Так, при параметре вдува $m = 2,0$ величина $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}}$ достигает максимального значения и составляет 1,90...1,95. При $m = 1,5$ величина $\eta_{\text{вер}}/\eta_{\text{цил}} = 1,70...1,75$, а при $m = 0,5$ она снижается до 1,3.

Таким образом, в стационарном режиме при угле вдува $\alpha = 45^\circ$ и высоком параметре вдува m ВО имеют максимальное преимущество перед ЦО. Это связано с самоорганизацией крупномасштабных вихревых структур в условиях, создаваемых вдувом под углом $\alpha = 45^\circ$. И если тепловая завеса за ВО при $m = 2,0$ содержит за сечением вдува малоинтенсивные вихревые структуры, то в завесе за ЦО вихревые структуры очень интенсивны [5, 13].

Такой результат соответствует данным, полученным при тех же режимных условиях для пленочного охлаждения плоской поверхности [12].

Причина увеличения преимуществ ВО перед ЦО при повышении параметра вдува заключается в следующем. С возрастанием параметра вдува m за ЦО провоцируются отрывные явления, в частности парные вихревые почкообразные вихри. В результате существенно снижается эффективность пленочного охлаждения $\eta_{\text{цил}}$. При вдуве через ВО ввиду низкой кинетической энергии за диффузорным участком ВО отрывные явления и образование вихревых течений значительно менее интенсивны. Поэтому значение $\eta_{\text{ввер}}$ снижается не столь интенсивно, чем $\eta_{\text{цил}}$.

Как видно из рис. 6, в пульсирующем режиме вдува вторичного потока под углом $\alpha = 45^\circ$, как и под углом $\alpha = 30^\circ$ (см. рис. 5), положительный эффект при вдуве через ВО снижается. На основном участке смешения потоков относительная эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}} = 1,50 \dots 1,75$.

Причина — та же, что и при пульсирующем режиме вдува под углом $\alpha = 30^\circ$ — снижение кинетической энергии вторичного потока на диффузорном участке ВО, вследствие чего за сечением вдува отсутствуют условия для отрыва пристенного течения. Это стабилизирует образующуюся за сечением вдува через ВО пленку тепловой завесы. Тогда как вдув через ЦО под углом $\alpha = 45^\circ$ при высоких значениях параметра m препятствует образованию пристенной пленки, подвергая ее разрушению самоорганизующимися крупномасштабными вихревыми структурами.

Результаты исследования влияния формы отверстий вдува на относительную эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}}$ при вдуве вторичного потока под углом $\alpha = 75^\circ$ приведены на рис. 7. Видно, что переходный участок смешения основного и вторичного потоков наиболее короткий и имеет относительную длину $x/d = 1 \dots 4$. Этот небольшой предопределяется крутой траекторией вторичного потока, вдуваемого в основной поток.

При стационарном режиме непосредственно за сечением вдува ($x/d = 1$) относительная эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}}$ изменяется от 1,4 до 1,7. В конце переходного участка ($x/d = 4$) при стационарном режиме вдува величина $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}}$ изменяется от

1,1 до 1,5, а при пульсирующем режиме — от 1,2 до 1,7. При пульсирующем режиме величина $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}}$ изменяется от 1,5 до 2,2.

На основном участке смешения потоков при стационарном режиме вдува относительная эффективность пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}}$ возрастает при $x/d = 37$ от 1,75 ($m = 0,5$) до 3,00 ($m = 2,0$). Такой высокий уровень превышения значений $\eta_{\text{ввер}}$ над $\eta_{\text{цил}}$ связан с более удаленной от обтекаемой поверхности траекторией вторичного потока воздуха. Так как при вдуве через ВО кинетическая энергия вторичного потока за сечением вдува значительно ниже, чем при вдуве через ЦО, в последнем случае в пристенном слое образуются более интенсивные вихревые структуры с более мощной системой пристенных вихрей. В результате при угле вдува $\alpha = 75^\circ$ и высоком параметре вдува m ВО демонстрируют наибольший положительный эффект над ЦО.

Однако при пульсирующем режиме вдува вторичного воздуха под углом $\alpha = 75^\circ$ превышения преимуществ ВО перед ЦО не происходит. Это связано с тем, что низкая кинетическая энергия тепловой завесы за ВО в совокупности со значительной удаленностью завесы от охлаждаемой поверхности не увеличивает преимущество ВО перед ЦО, как при стационарном режиме.

Сравнительный анализ рис. 5–7 показывает, что распределения относительной эффективности пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}}$ по исследованной относительной длине тепловой

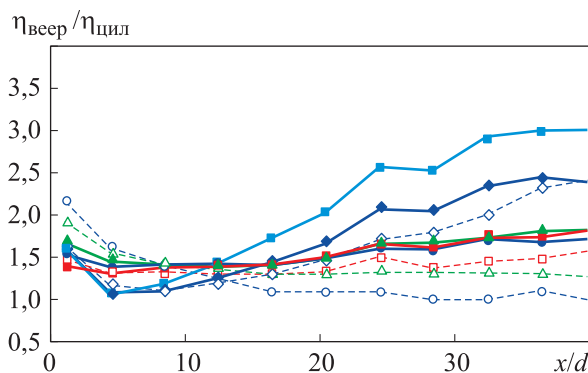


Рис. 7. Распределения относительной эффективности пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{ввер}}/\eta_{\text{цил}}$ по относительной длине тепловой завесы охлаждаемой ВП x/d при вдуве вторичного потока под углом $\alpha = 75^\circ$ в двух режимах с различными значениями параметра вдува:
 — CP, $m = 0,5$; — PP, $m = 0,5$; — CP, $m = 0,7$;
 — CP, $m = 0,7$; — PP, $m = 0,7$; — CP, $m = 1,0$; — PP, $m = 1,0$;
 — CP, $m = 1,5$; — PP, $m = 1,5$; — CP, $m = 2,0$

завесы охлаждаемой ВП ($x/d = 1...37$) при угле вдува $\alpha = 30, 45$ и 75° в стационарном и пульсирующем режимах демонстрируют преимущество ВО перед ЦО: $\eta_{\text{всеп}}/\eta_{\text{цил}} > 1$. Причем, установлено, что на переходном участке смешения потоков ($0 < x/d < 8...12$) по мере удаления от сечения вдува происходит стабилизация профиля скорости течения, что ведет к снижению преимущества ВО.

На основном участке смешения потоков при угле вдува $\alpha = 30$ и 75° ВО по мере удаления от сечения вдува демонстрируют рост положительного эффекта, повышая значение $\eta_{\text{всеп}}/\eta_{\text{цил}}$. При вдуве под углом $\alpha = 45^\circ$ на всем протяжении основного участка смешения потоков положительный эффект ВО стабилен и не зависит от расстояния до сечения вдува.

Следует отметить, что на основном участке смешения потоков при всех исследованных значениях угла вдува пульсирующий режим дополнительно снижает величину $\eta_{\text{всеп}}/\eta_{\text{цил}}$. Это связано с более низкой устойчивостью тепловой завесы при вдуве вторичного потока через ВО, чем при его вдуве через ЦО. Причина состоит в том, что за сечением вдува ЦО обладают значительно большей кинетической энергией, а значит, и более высокой устойчивостью пристенного течения к возмущениям, чем за ВО.

Полученные экспериментальные данные по эффективности пленочного охлаждения ВП при стационарном режиме вдува вторичного воздуха через ряд ЦО вполне удовлетворительно подтверждаются опубликованными в работе [16] результатами опытных исследований в условиях, близких к рассмотренным условиям эксперимента. Вдув через ВО демонстрирует их преимущество перед ЦО.

Выводы

1. Установлено, что при стационарном и пульсирующем режимах вдува вторичного воздуха на охлаждаемую поверхность во всем диапазоне изменения геометрических и режимных параметров ВО обеспечивают более высокую эффективность пленочного охлаждения, чем ЦО.

2. В исследованных условиях на переходном и основном участках смешения потоков при различных углах вдува наблюдаются неодинаковые тенденции изменения относительной эффективности пленочного охлаждения ВП $\eta_{\text{всеп}}/\eta_{\text{цил}}$ по относительной длине защищаемой поверхности. Различаются и ее количественные значения, что связано с различием процессов массообмена между основным и вторичным потоками на этих участках смешения потоков.

Литература

- [1] Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. *Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок*. Т. 2. Москва, Машиностроение, 2008. 366 с.
- [2] Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л. и др. *Проектирование авиационных газотурбинных двигателей*. Самара, Изд-во СНЦ РАН, 2008. 619 с.
- [3] Горелов Ю.Г., Тюльков К.В. Сравнительное исследование эффективности пленочного охлаждения сопловых лопаток турбины с цилиндрическими и профилированными отверстиями в адиабатных и сопряженных условиях. *Проблемы и перспективы развития двигателестроения. Мат. док. межд. науч.-тех. конф.* Ч. 1. Самара, Самарский ун-т, 2016, с. 9–11.
- [4] Hada S., Yuri M., Masada J. et al. Evolution and future trend of large frame gas turbines: a new 1600 degree C, J class gas turbine. *Proc. ASME Turbo Expo*, 2012, paper no. GT2012-68574, pp. 599–606, doi: <https://doi.org/10.1115/GT2012-68574>
- [5] Щукин А.В., Ильинков А.В., Такмовцев В.В. и др. *Теплофизика рабочих процессов в охлаждаемых лопатках газовых турбин*. Казань, Изд-во КНИТУ-КАИ, 2020. 390 с.
- [6] Виноградов К.А. *Повышение эффективности газовой турбины путем структурно-параметрической оптимизации обводов переходного канала и формы отверстий пленочного охлаждения*. Дисс. ... канд. тех. наук. Рыбинск, РГТУ, 2015. 168 с.
- [7] Халатов А.А., Борисов И.И., Дашевский Ю.Я. и др. *Теплообмен и гидродинамика в полях центробежных массовых сил*. Т. 10. Перспективные схемы пленочного охлаждения. Киев, НТУУ КПИ, Политехника, 2016. 238 с.

- [8] Li X.C., Subbuswamy G., Zhou J. Performance of gas turbine film cooling with backward injection. *Energy Power Eng.*, 2013, no. 5, pp. 132–137, doi: <https://doi.org/10.4236/epe.2013.54B025>
- [9] Saumveber C., Schulz A., Wittig S. Free-stream turbulence effects on film cooling with shaped holes. *J. Turbomach.*, 2003, vol. 125, no. 1, pp. 65–73, doi: <https://doi.org/10.1115/1.1515336>
- [10] Wright M., McClaine S., Clemenson M.D. Effect of density ratio on flat plate film cooling with shaped holes using PSP. *Proc. ASME Turbo Expo*, 2010, paper no. GT2010-23053, pp. 1691–1702, doi: <https://doi.org/10.1115/GT2010-23053>
- [11] Li W., Li X., Ren J., Jiang H. Experimental investigation of wall thickness and hole shape variation effects on full-coverage film cooling performance for a gas turbine vane. *Appl. Therm. Eng.*, 2018, no. 144, pp. 349–361, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.08.068>
- [12] Щукин А.В., Ильинков А.В., Такмовцев В.В. и др. Эффективность тепловой завесы при вдуве пульсирующего потока воздуха (обзор). *Теплоэнергетика*, 2023, № 9, с. 5–17, doi: <https://doi.org/10.56304/S0040363623090060>
- [13] Lutum E., Wolfersdorf J., Semmler K. et al. Film cooling on a concave surface: influence of external pressure gradient on film cooling performance. *Proc. NATO/AGARD Symposium on Advanced Flow Management. Part B. Heat Transfer and Cooling in Propulsion and Power Systems*, 2001. URL: <https://www.researchgate.net/publication/235088269> (дата обращения: 16.06.2024).
- [14] Lu Y., Dhungel A., Ekkad V. et al. Effect of trench width and depth on film cooling from cylindrical holes embedded in trenches. *J. Turbomach.*, 2009, vol. 131, no. 1, art. 011003, doi: <https://doi.org/10.1115/1.2950057>
- [15] Ильинков А.В., Такмовцев В.В., Тукмаков А.Л. и др. Эффективность тепловой завесы при вдуве пульсирующего потока воздуха через однорядные пояски отверстий. *Известия вузов. Авиационная техника*, 2022, № 4, с. 139–145.
- [16] Ekkad S.V., Ou S., Rivir R.B. Effect of jet pulsation and duty cycle on film cooling from a single jet on a leading edge model. *J. Turbomach.*, 2006, vol. 128, no. 3, pp. 564–571, doi: <https://doi.org/10.1115/1.2185122>

References

- [1] Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok*. T. 2 [Fundamentals of design of aircraft engines and power plants. Vol. 2]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008. 366 p. (In Russ.).
- [2] Danilchenko V.P., Lukachev S.V., Kovylov Yu.L. et al. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Design of aviation gas-turbine engines]. Samara, Izd-vo SNTs RAN Publ., 2008. 619 p. (In Russ.).
- [3] Gorelov Yu.G., Tyulkov K.V. [3D investigation of film cooling effectiveness for turbine nozzle vane with cylindrical, fan shaped and laidback fan-shaped film-cooling holes in adiabatic and conjugate conditions]. *Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya. Mat. dok. mezhd. nauch-tekh. konf.* Ch. 1 [Problems and Prospects of Engine Building Development. Proc. Int. Sci.-Tech. Conf. P. 1]. Samara, Samarskiy un-t Publ., 2016, pp. 9–11. (In Russ.).
- [4] Hada S., Yuri M., Masada J. et al. Evolution and future trend of large frame gas turbines: a new 1600 degree C, J class gas turbine. *Proc. ASME Turbo Expo*, 2012, paper no. GT2012-68574, pp. 599–606, doi: <https://doi.org/10.1115/GT2012-68574>
- [5] Shchukin A.V., Ilinkov A.V., Takmovtsev V.V. et al. *Teplofizika rabochnik protsessov v okhlazhdaemykh lopatkakh gazovykh turbin* [Thermophysics of working processes in cooled blades of gas turbines]. Kazan, Izd-vo KNITU-KAI Publ., 2020. 390 p. (In Russ.).
- [6] Vinogradov K.A. *Povyshenie effektivnosti gazovoy turbiny putem strukturno-parametricheskoy optimizatsii obvodov perekhodnogo kanala i formy otverstiy plenochного okhlazhdeniya*. Diss. kand. tekhn. nauk [Increase of a gas turbine efficiency by structural and parametric optimization of transition channel outline and shape of film cooling holes. Kand. tech. sci. diss.]. Rybinsk, RGATU Publ., 2015. 168 p. (In Russ.).

- [7] Khalatov A.A., Borisov I.I., Dashevskiy Yu.Ya. et al. *Teploobmen i gidrodinamika v polyakh tsentrobezhnykh massovykh sil*. T. 10. Perspektivnye skhemy plenchnogo okhlazhdeniya [Heat exchange and hydrodynamics in fields of centrifugal mass forces. Vol. 10. Perspective schemes of film cooling]. Kiev, NTUU KPI Publ., Politehnika Publ., 2016. 238 p. (In Russ.).
- [8] Li X.C., Subbuswamy G., Zhou J. Performance of gas turbine film cooling with backward injection. *Energy Power Eng.*, 2013, no. 5, pp. 132–137, doi: <https://doi.org/10.4236/epe.2013.54B025>
- [9] Saumveber C., Schulz A., Wittig S. Free-stream turbulence effects on film cooling with shaped holes. *J. Turbomach.*, 2003, vol. 125, no. 1, pp. 65–73, doi: <https://doi.org/10.1115/1.1515336>
- [10] Wright M., McClaine S., Clemenson M.D. Effect of density ratio on flat plate film cooling with shaped holes using PSP. *Proc. ASME Turbo Expo*, 2010, paper no. GT2010-23053, pp. 1691–1702, doi: <https://doi.org/10.1115/GT2010-23053>
- [11] Li W., Li X., Ren J., Jiang H. Experimental investigation of wall thickness and hole shape variation effects on full-coverage film cooling performance for a gas turbine vane. *Appl. Therm. Eng.*, 2018, no. 144, pp. 349–361, doi: <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2018.08.068>
- [12] Shchukin A.V., Ilinkov A.V., Takmovtsev V.V. et al. The effectiveness of film cooling with injection of pulsating air flow (review). *Teploenergetika*, 2023, no. 9, pp. 5–17, doi: <https://doi.org/10.56304/S0040363623090060> (in Russ.). (Eng. version: *Therm. Eng.*, 2023, vol. 70, no. 9, pp. 639–649., doi: <https://doi.org/10.1134/S0040601523090069>)
- [13] Lutum E., Wolfersdorf J., Semmler K. et al. Film cooling on a concave surface: influence of external pressure gradient on film cooling performance. *Proc. NATO/AGARD Symposium on Advanced Flow Management. Part B. Heat Transfer and Cooling in Propulsion and Power Systems*, 2001, URL: <https://www.researchgate.net/publication/235088269> (accessed: 16.06.2024).
- [14] Lu Y., Dhungel A., Ekkad V. et al. Effect of trench width and depth on film cooling from cylindrical holes embedded in trenches. *J. Turbomach.*, 2009, vol. 131, no. 1, art. 011003, doi: <https://doi.org/10.1115/1.2950057>
- [15] Ilinkov A.V., Takmovtsev V.V., Tukmakov A.L. et al. Efficiency of heat shield generated by blowing the pulsating airflow through one-row bands of holes. *Aviatsionnaya tekhnika*, 2022, no. 4, pp. 139–145. (In Russ.). (Eng. version: *Russ. Aeronaut.*, 2022, vol. 65, no. 4, pp. 791–798, doi: <https://doi.org/10.3103/S1068799822040201>)
- [16] Ekkad S.V., Ou S., Rivir R.B. Effect of jet pulsation and duty cycle on film cooling from a single jet on a leading edge model. *J. Turbomach.*, 2006, vol. 128, no. 3, pp. 564–571, doi: <https://doi.org/10.1115/1.2185122>

Статья поступила в редакцию 25.10.2024

Информация об авторах

ИЛЬИНКОВ Андрей Владиславович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Теплотехника и энергетическое машиностроение». Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ (420111, Казань, Российская Федерация, ул. К. Маркса, д. 10, e-mail: ailinkov@mail.ru).

ЩУКИН Андрей Викторович — доктор технических наук, профессор кафедры «Теплотехника и энергетическое машиностроение». Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ (420111, Казань, Российская Федерация, ул. К. Маркса, д. 10, e-mail: a.v.shchukin@rambler.ru).

Information about the authors

ILYINKOV Andrey Vladislavovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Thermal Engineering and Power Engineering Industry. Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI (420011, Kazan, Russian Federation, K. Marx St., Bldg. 10, e-mail: ailinkov@mail.ru).

SHCHUKIN Andrey Viktorovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Department of Thermal Engineering and Power Engineering Industry. Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI (420011, Kazan, Russian Federation, K. Marx St., Bldg. 10, e-mail: a.v.shchukin@rambler.ru).

ТАКМОВЦЕВ Владимир Викторович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Теплотехника и энергетическое машиностроение». Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева — КАИ (420111, Казань, Российская Федерация, ул. К. Маркса, д. 10, e-mail: vvt379@rambler.ru).

TAKMOVTSEV Vladimir Viktorovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Thermal Engineering and Power Engineering Industry. Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev — KAI (420011, Kazan, Russian Federation, K. Marx St., Bldg. 10, e-mail: vvt379@rambler.ru).

СТАРОДУМОВ Андрей Владимирович — старший преподаватель кафедры 203 «Конструкции и проектирования двигателей». Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (125993, Москва, Российская Федерация, Волоколамское шоссе, д. 4, корп. 2В, e-mail: andrey-star.work@yandex.ru).

STARODUMOV Andrey Vladimirovich — Senior Lecturer, Department of Construction and Design of Engines. Moscow Aviation Institute (National Research University) (125993, Moscow, Russian Federation, Volokolamskoe Shosse, Bldg. 4, e-mail: andrey-star.work@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Ильинков А.В., Шукин А.В., Такмовцев В.В., Стародумов А.В. Эффективность пленочного охлаждения вогнутой поверхности профиля сопловой лопатки турбины авиационного двигателя при пульсирующем вдуве через веерные отверстия. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2025, № 7, с. 102–113.

Please cite this article in English as:

Ilyinkov A.V., Shchukin A.V., Takmoltsev V.V., Starodumov A.V. Efficiency of film cooling the concave surface of an aircraft gas turbine nozzle blade exposed to pulsed blowing through the fan-shaped holes. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2025, no. 7, pp. 102–113.



**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям учебное пособие
под редакцией В.Н. Богомолова**

**«Основы теории и расчета
жидкостных ракетных двигателей»**

Рассмотрены вопросы испытаний ракетного оружия. Показано, что процесс испытаний является составной частью проектирования и разработки образца ракетного оружия. Приведена классификация испытаний по видам и категориям, включающая в себя наземные и летные испытания, а также научно-исследовательские испытания, испытания на этапах опытно-конструкторской работы и серийного производства. Описаны методы, технические средства и оборудование для проведения испытаний ракетного оружия. Представлены фотоматериалы различных испытаний ракетного оружия, наглядно показывающие его функционирование.

Для студентов старших курсов, обучающихся по специальности 17.05.02 «Стрелково-пушечное, артиллерийское и ракетное вооружение», изучающих курсы «Испытания ракетного оружия», «Испытания ракетного и ствольного оружия». Пособие может быть полезно студентам смежных специальностей, аспирантам и инженерам.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; <https://press.bmstu.ru>