

ПАРОТУРБИННЫЕ, ГАЗОТУРБИННЫЕ, ПАРОГАЗОВЫЕ УСТАНОВКИ И ИХ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ЦИФРОВАЯ ТРАССЕРНАЯ ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ПЛЕНКИ ПРИ ОБТЕКАНИИ ВХОДНОЙ КРОМКИ СОПЛОВОЙ ЛОПАТКИ ГТД¹

© 2024 г. С. В. Веретенников^{a, *}, О. А. Евдокимов^a,
А. А. Колесова^a, К. А. Виноградов^{a, b}, А. И. Гурьянов^a

^aРыбинский государственный авиационный технический университет им. П.А. Соловьёва,
ул. Пушкина, д. 53, г. Рыбинск, 152934 Россия

^bПАО «ОДК-Сатурн», просп. Ленина, д. 163, г. Рыбинск, 152903 Россия

*e-mail: serveret@yandex.ru

Поступила в редакцию 13.11.2023 г.

После доработки 11.02.2024 г.

Принята к публикации 29.02.2024 г.

Представлены результаты измерений поля скорости в окрестности перфорированной входной кромки соплового аппарата турбины, выполненных с использованием метода PIV (particle image visualization). Бесконтактные измерения проводились в плоском пакете из трех сопловых лопаток с оптически прозрачным входным участком, обеспечивающим визуальный доступ к области входной кромки центральной лопатки для скоростной камеры и лазерной плоскости. Экспериментальные исследования осуществлялись при фиксированной скорости набегающего потока 33 м/с и относительном расходе воздуха через отверстия охлаждения, варьируемом в диапазоне от 1.6 до 6.4%. Проведена визуализация течения пленки охладителя вблизи входной кромки для трех моделей лопаток, различающихся способом подвода воздуха к отверстиям, их диаметрами и количеством. При подводе охладителя к отверстиям охлаждения из одной полости прослеживалась значительная неравномерность распределения пленки по входной кромке, которая связана с высокими параметрами вдува струй через отверстия, расположенные ближе к стороне разрежения. Полученные результаты показали, что благодаря отдельному подводу охлаждающего воздуха к отверстиям на стороне давления, входной кромке и стороне разрежения обеспечивается минимальная чувствительность толщины формируемой пленки к изменению относительного расхода охладителя и создается более равномерное распределение охладителя по поверхности лопатки в широком диапазоне значений параметра вдува струй — от 0.5 до 2.5. Визуализация позволила выявить существенную нестационарность течения пленки вдоль обвода профиля лопатки. При этом струя охладителя, направленная через центральное отверстие, совершает колебания, которые приводят к периодическому формированию пленки либо на стороне давления, либо на стороне разрежения.

Ключевые слова: лопатки газовых турбин, проточная часть, входная кромка, пленочное охлаждение, параметр вдува, перфорация, относительный расход охладителя, визуализация обтекания, бесконтактные измерения, поле скорости, вихревой след

DOI: 10.56304/S0040363624700073

При проектировании газотурбинных двигателей (ГТД) особое внимание уделяется обеспечению необходимого теплового состояния элементов проточной части турбины, в том числе организации эффективного охлаждения входной кромки соплового аппарата первой ступени. Сопловой аппарат — наиболее теплонапряженная конструкция. Он непосредственно взаимодействует с потоком горячих газов, поступающих из

камеры сгорания, температура которых на максимальном режиме может составлять 1800 К и более.

Одна из основных проблем эффективного охлаждения входной кромки соплового аппарата — формирование на поверхности лопатки устойчивой пленки охладителя, способной оттеснить поток горячих газов от лопатки. Характер взаимодействия струи охладителя при вдуве в сносный поток определяется параметром вдува:

$$m = \frac{\rho_c v_c}{\rho_m v_m}, \quad (1)$$

¹ Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 23-29-00666). <https://rscf.ru/project/23-29-00666/>



Рис. 1. Прогар сопловой лопатки после испытаний [2]

где ρ_c , ρ_m — плотности охладителя и основного потока, кг/м³; v_c , v_m — скорость струи охладителя и основного потока, м/с.

Для системы охлаждения соплового аппарата критически важно выдерживать параметр вдува в узком диапазоне значений [1]. При малом его значении (ниже 0.8) расход охладителя может быть недостаточен для организации эффективной тепловой защиты, более того, возможно затекание газа через отверстия внутрь лопатки.

Увеличение параметра вдува до 1.2 и более приводит к проникновению струи в основной поток на большое расстояние, вследствие чего за ней образуется зона пониженного давления, в которую устремляются горячие газы основного потока [2]. В этом случае пленочное охлаждение не выполняет своей функции: происходит непосредственный контакт продуктов сгорания с поверхностью лопатки, что способствует прогару в этом месте (рис. 1) [3]. Попадание струй в ядро основного потока влечет за собой интенсивное смешение охладителя с продуктами сгорания, при этом температура образовавшейся смеси практически не отличается от температуры основного потока.

Другим негативным фактором, связанным с высоким значением параметра вдува, является существенная турбулизация основного потока и, как следствие, увеличение коэффициентов теплоотдачи от основного потока к поверхности лопатки. В конечном итоге сразу за выдуваемой струей охладителя формируется высокотемпературная зона с интенсивной теплоотдачей, что приводит к прогару защищаемой поверхности, несмотря на большой расход охладителя.

На практике данная проблема решается перераспределением расходов охладителя по отверстиям входной кромки путем изменения

конструкции внутренних каналов лопатки. Это позволяет обеспечить требуемые значения параметра вдува, соответствующие оптимальному диапазону эффективного охлаждения. Однако в условиях высокой неравномерности распределения параметров основного потока по радиусу и обводу входной кромки фактические параметры вдува могут существенно различаться как между соседними рядами отверстий, так и между отверстиями в пределах одного ряда. В случае подвода охладителя к отверстиям входной кромки из одной полости выбор оптимальных параметров вдува в окрестности точки натекания потока приводит к чрезвычайно высоким значениям m в области сопряжения входной кромки со сторонами давления и разрежения. Поэтому требуется детальная проработка конструкции внутренних каналов лопатки с целью реализовать дифференцированный подход к распределению расходов охладителя по рядам перфорации входной кромки [4].

На сегодняшний день основной способ доводки лопаток с конвективно-пленочной системой охлаждения и подтверждения их работоспособности — стендовые испытания. Однако согласно результатам подобных испытаний практически единственным критерием эффективности охлаждения лопаток можно считать визуальную оценку состояния стенок: наличие или отсутствие прогара, сажистого налета и т.д. При этом причины возникающих дефектов не всегда очевидны, поскольку тепловое состояние лопаток может изменяться вследствие нестационарности работы других элементов двигателя, в частности камеры сгорания.

Современным методом, позволяющим определить структуру течения и тепловое состояние лопатки, является математическое моделирование протекающих физических процессов. Сложность этого метода заключается в выборе корректной постановки, характеризующейся набором граничных условий, моделями турбулентности и радиационного теплообмена, качеством расчетной сетки и другими параметрами, которые в совокупности формируют физическую картину протекающих процессов. Обязательное условие практического применения результатов таких расчетов — их верификация на основе итоговых экспериментальных данных. Для этого требуется детальное изучение структуры течения вблизи входной кромки с определением полей скорости и визуализацией конвективной пленки на различных режимах по параметру вдува, а также поиск дефектов в конструкции лопатки. Такие исследования невозможно провести традиционными контактными методами измерений, поскольку любые инородные тела вносят необра-

тимые возмущения в поток, изменяя его структуру. По этой причине измерения целесообразно осуществлять бесконтактными или оптическими методами, широко распространенными как за рубежом [5], так и в России [6]. Наиболее известные из них — методы цифровой трассерной визуализации PIV, PTV (particle tracking visualization), а также скоростная видеосъемка и оптическая визуализация инертными примесями.

Результаты бесконтактных измерений поля скорости получены при исследовании обтекания моделей лопаток турбин и изучении статор-роторного взаимодействия [7, 8], при проведении которых определялись мгновенные и осредненные поля скорости, а также характеристики вихревого следа за выходной кромкой лопатки. В работах [9, 10] метод PIV использовался для изучения вторичных течений в межлопаточных каналах высоконагруженных турбин. Выполненные измерения позволили оценить интенсивность вторичных вихревых структур и их влияние на аэродинамические потери. Возможность применения метода Stereo-PIV для измерений в межлопаточном канале и идентификации вихревых структур показана в работе [11]. Авторами [12] выполнены подробные PIV-измерения в пограничном слое на поверхности лопатки турбины низкого давления, позволившие отследить образование когерентных вихревых структур.

Анализ механизма генерации аэродинамических потерь за выходной кромкой лопатки с пленочным охлаждением, основанный на детальных PIV-измерениях поля скорости, приведен в [13–15]. Следует отметить, что большинство исследований течений в межлопаточных каналах турбин ограничиваются применением 2D PIV-метода с использованием масштабированных моделей лопаток для облегчения организации визуального доступа и повышения разрешающей способности оптики.

Наиболее полная постановка эксперимента по изучению обтекания сопловых лопаток с пленочным охлаждением, включающая в себя визуализацию течения и PIV-измерения поля скорости, представлена в исследовании [16]. Визуализация выполнялась в окрестности точки торможения потока на входной кромке, а с помощью PIV-измерений определялась скорость истечения струй охладителя из отверстий.

Несмотря на достигнутый за последние годы прогресс в постановке оптического эксперимента на моделях элементов газотурбинных двигателей, проведение PIV-измерений полей скорости остается довольно сложной задачей, требующей решения большого числа дополнительных задач, связанных с особенностями освещения исследуемых потоков [17], подготовки пакетов лопаток в плоской и секторной развертках [18], выбора частиц-трассеров для наиболее наглядной визуализации

течения сплошной среды [19]. Однако с учетом наличия достаточно большого количества результатов численного моделирования конвективного охлаждения поверхностей лопаток [20] и формирования защитных пленок охладителя, выдуваемого из отверстий различной формы [21, 22], бесконтактный оптический эксперимент остается фактически единственным надежным способом валидации расчетных данных.

Как было отмечено ранее, эффективная тепловая защита поверхностей лопатки непосредственно связана с образованием на них пленки охладителя требуемой толщины. На сегодняшний день практически отсутствуют опубликованные результаты бесконтактных оптических исследований взаимодействия струй охладителя с основным потоком, обтекающим лопатки, что является серьезным препятствием в проведении валидации методов численного моделирования, применяемых для решения данной проблемы, в частности для определения типа перфорации входной кромки. По этой причине в настоящей статье проведено комплексное экспериментальное исследование обтекания трех моделей сопловой лопатки турбины высокого давления, различающихся формой отверстий охлаждения и конструкцией соответствующих подводящих каналов, в условиях варьирования соотношения расходов основного и вторичного потоков воздуха и параметра вдува струй. Главные цели исследования — идентификация структуры течения основного потока в условиях его взаимодействия со струями охладителя, выдуваемыми через отверстия во входной кромке лопатки, и определение толщины охлаждающей пленки у поверхности лопатки при разных параметрах вдува.

ОПИСАНИЕ ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЙ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО СТЕНДА

В качестве объекта исследований выбраны сопловые лопатки трех модификаций, отличающиеся одна от другой формой дефлектора и расположением отверстий охлаждения на входной кромке (рис. 2). В базовой конструкции лопатки (модель 1) на входной кромке имеется пять рядов отверстий диаметром 0.55 мм каждое, расположенных в шахматном порядке таким образом, что центральный (третий) ряд состоит из 23 отверстий, смежные ряды (второй и четвертый) — из 22 отверстий, крайние ряды (первый и пятый) — из 12 отверстий. На сторонах давления и разрежения также выполнены два ряда отверстий диаметром 1.3 мм, размещенные в шахматном порядке так, что первый ряд содержит 16, а второй 15 отверстий. Все отверстия на входной кромке направлены перпендикулярно стенке лопатки. От-

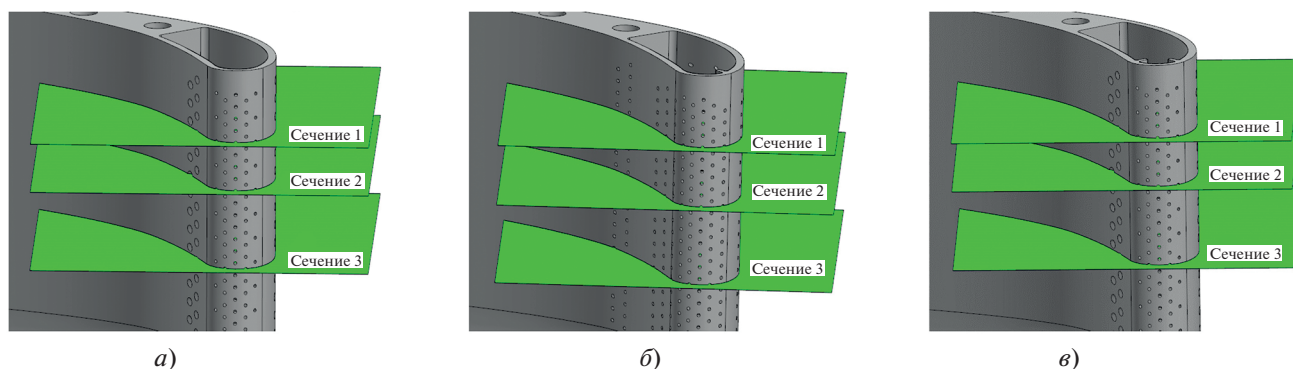


Рис. 2. Общий вид исследуемых моделей лопаток и расположение сечений, в которых производились измерения. Общая площадь отверстий моделей лопаток, мм²: а – 21.61 (модель 1); б – 31.82 (модель 2); в – 21.61 (модель 3 с отдельным подводом воздуха на входную кромку)

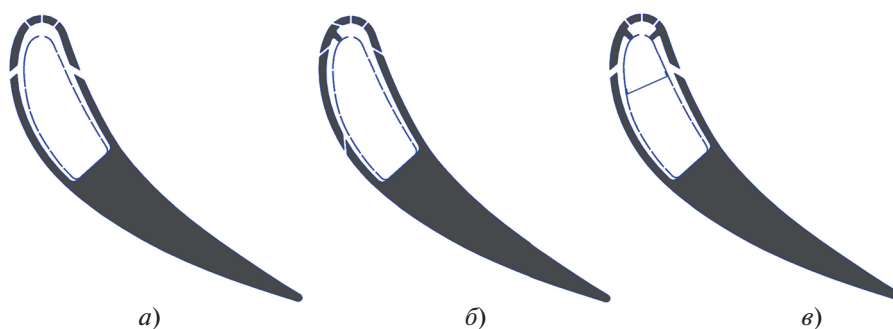


Рис. 3. Строение внутренних полостей исследуемых лопаток при установке соответствующих дефлекторов для моделей 1 (а), 2 (б) и 3 (в)

верстия на сторонах разрежения и давления проделаны соответственно под углом 53 и 37° относительно поверхности так, чтобы обеспечить прилегание выдуваемых струй к поверхности лопатки.

Модифицированная модель 2, так же как и базовая модель, имеет пять рядов отверстий диаметром 0.55 мм каждое, расположенных в шахматном порядке на входной кромке. При этом отверстия крайнего ряда со стороны разрежения выполнены под углом 45°. Кроме этого, количество рядов отверстий на сторонах давления и разрежения увеличено до четырех на каждой, а диаметр отверстий уменьшен до 0.55 мм. Отверстия на стороне давления размещены под углом 40° к поверхности, на стороне разрежения – под углом 34°.

В модифицированной модели 3 отверстия расположены на входной кромке лопатки так же, как в базовой модели 1. Различия заключаются в условиях внутреннего подвода воздуха в отверстия через дефлектор, установленный внутри лопатки (рис. 3). В моделях 1 и 2 размещены одно-

полостные распределительные дефлекторы. При этом внутри модели 2 есть перегородка, обеспечивающая разделение потоков охлаждающего воздуха, истекающих из отверстий входной кромки и отверстий, находящихся и на стороне давления, и на стороне разрежения. В модель 3 монтируется двухполостной дефлектор, обеспечивающий раздельную подачу воздуха на входную кромку и боковые поверхности лопатки.

Все модели изготавливаются трехмерным прототипированием из синтетического полиамида. После этого все поверхности лопаток шлифуют до абсолютной шероховатости не более 0.01 мм. Для окончательной доводки формы и размера проходного сечения отверстий охлаждения используют соответствующие развертки.

Исследования проводили на макете, состоящем из входного переходника-диффузора, участка стабилизации потока, выходного участка и плоского пакета из трех лопаток, центральная из которых имеет отверстия охлаждения и является сменной для обеспечения возможности осуществлять эксперименты на трех ранее описан-

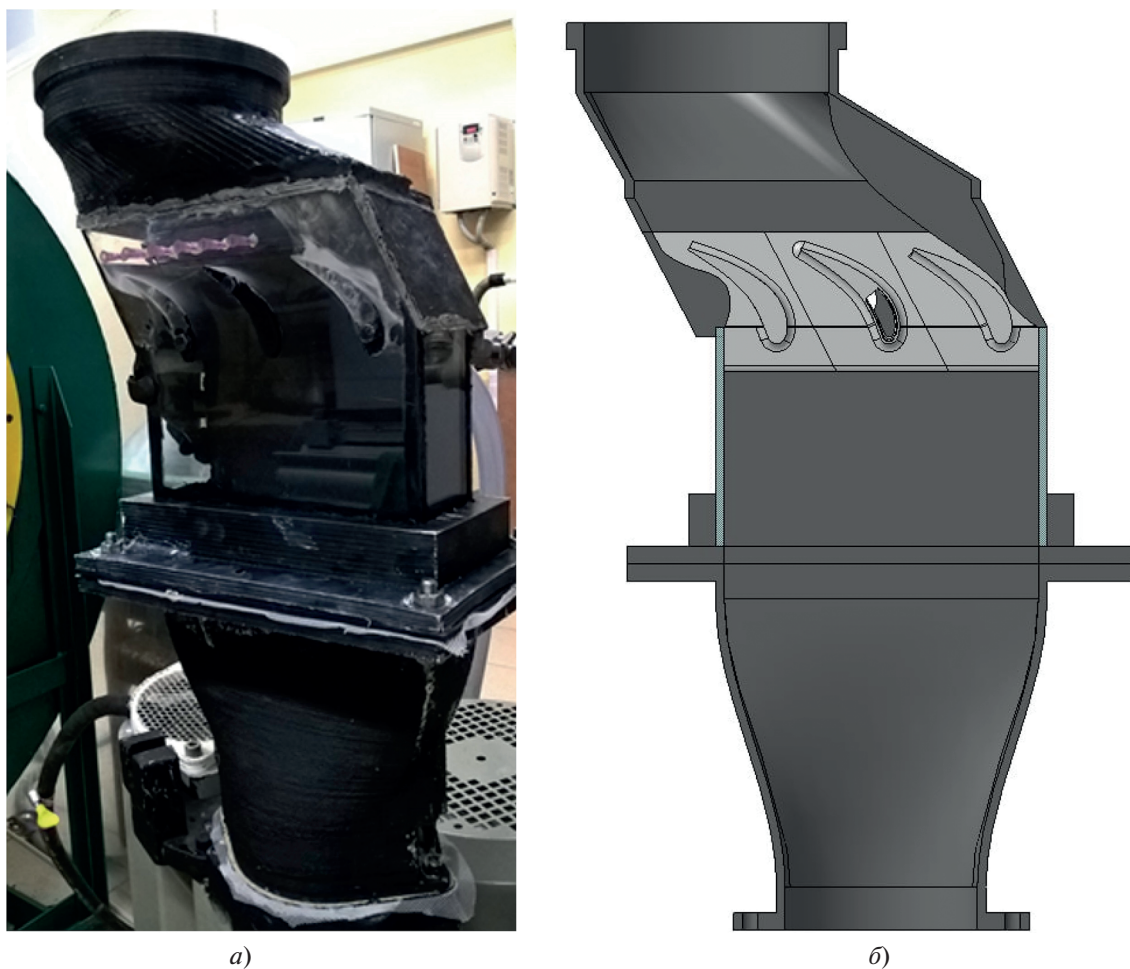


Рис. 4. Исследуемый пакет сопловых лопаток ГТД.

а – фотография экспериментального макета; *б* – 3D-модель пакета исследуемых лопаток

ных моделях. Таким образом, центральная лопатка находится в условиях обтекания, близких к условиям в сопловом аппарате газотурбинного двигателя. На рис. 4 приведены трехмерная модель пакета исследуемых лопаток и его реальное изображение. Длина хорды лопаток составляет 70 мм, наименьшая ширина межлопаточного канала (горло) равна 28 мм. Перед постановкой экспериментов все наружные поверхности лопаток и стенок модели были окрашены черной матовой краской для достижения значения коэффициента поглощения не менее 0.98. Боковые и лицевая стенки модели были сделаны прозрачными в целях обеспечения визуального доступа к лазерной плоскости внутри модели и проведения фотосъемки картины обтекания с помощью высокоскоростной камеры.

Исследования выполнялись на экспериментальном стенде (рис. 5), состоявшем из пакета лопаток, вихревого высоконапорного вентилятора, генератора частиц-трассеров, двойного импульс-

ного лазера с длиной волны 532 нм, цифровой кросс-корреляционной камеры с разрешением матрицы 2048×2048 пикселей, процессора-синхронизатора и персонального компьютера с программным обеспечением Actual Flow.

Эксперименты с использованием стенда проводились следующим образом. С помощью частотно-регулируемого привода вентилятор устанавливался на требуемый режим работы. Перед всасывающим патрубком вентилятора был размещен генератор частиц таким образом, что на вход в пакет лопаток подавалась смесь воздуха и дыма необходимой концентрации. После этого в центральную лопатку пакета из компрессорной магистрали поступал вторичный воздух, массовый расход, давление и температуру которого измеряли.

При выборе необходимого режима взаимодействия основного и вторичного потоков воздуха проводился PIV-эксперимент, заключавшийся в

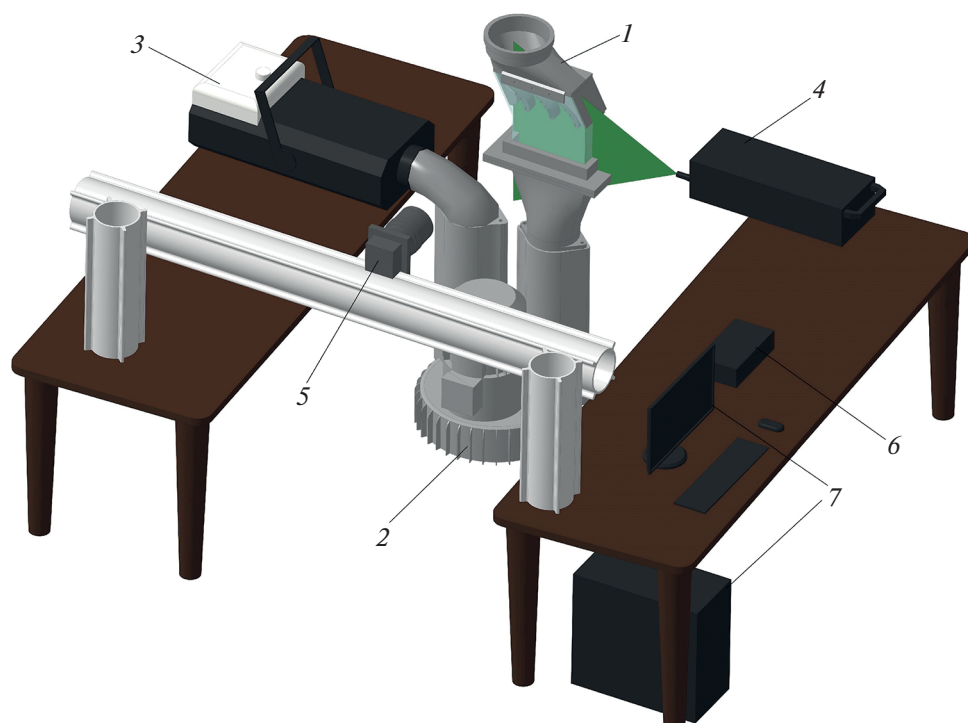


Рис. 5. Схема экспериментального стенда.

1 – пакет лопаток; 2 – вихревой высоконапорный вентилятор; 3 – генератор частиц-трассеров; 4 – двойной импульсный лазер Nd:YAG; 5 – цифровая кросс-корреляционная камера 4 Мп; 6 – процессор-синхронизатор; 7 – компьютер с программным обеспечением Actual Flow

записи не менее 300 мгновенных пар кадров перемещения частиц-трассеров в лазерной плоскости. Для засева потока использовалась смесь глицерина и воды в объемном соотношении 1 : 1, распыленная в сопле Ласкина до частиц размерами от 1 до 5 мкм. Соотношение воды и глицерина в смеси было подобрано таким образом, чтобы обеспечить надежный визуальный доступ к области входной кромки и минимальное оседание частиц на стенках канала. В процессе исследований толщина лазерной плоскости устанавливалась равной 1.5 мм, продолжительность одного импульса – 10 нс, межкадровая задержка – 8 мкс. Обработка результатов скоростной съемки включала в себя стандартные мероприятия по поиску и исключению фонового шума, процедуры кросс-корреляционного итерационного алгоритма обнаружения частиц, фильтрации и осреднения кинематических характеристик течения [23]. Размер элементарных ячеек для построения векторов скорости равнялся 32×32 пикселя с их пространственным пересечением до 50% при общем физическом размере снимаемого кадра 10×10 см.

Эксперименты проводились в квазиизотермической постановке, поскольку главная цель исследования заключалась в определении особен-

ностей взаимодействия основного и вторичного потоков газа вблизи входной кромки лопаток с различным расположением отверстий охлаждения. Вследствие сложности полного и одновременного освещения боковых поверхностей лопаток, акцент в исследовании был сделан на рассмотрении картины течения вблизи входной кромки лопатки, а также первой трети стороны разрежения [24]. Измерения осуществлялись методом PIV в трех плоскостях, расположенных на относительных высотах лопатки 20, 50 и 70% (см. рис. 2). Непосредственно перед пакетом лопаток были выполнены замеры температуры и давления основного потока. Массовый расход определяли на основе интегрирования эпюры скорости на удалении от входной кромки лопатки по ширине сечения. С этой целью были поставлены предварительные калибровочные эксперименты, в результате которых были получены характеристики потока, натекающего на пакет лопаток (рис. 6). Средняя скорость набегающего на пакет потока составляла $v_\infty = 33$ м/с, первоначальное значение интенсивности турбулентности достигало 8%. Для ее уменьшения после вентилятора и переходника были установлены две детурбулизирующие решетки, что позволило



Рис. 6. Распределение векторов скорости перед исследуемым пакетом лопаток

снизить интенсивность турбулентности основного потока до 1.96% от исходного значения [25]. Благодаря полученным и измеренным значениям удалось рассчитать параметр вдува m в соответствии с формулой (1), а также относительную долю массового расхода вторичного воздуха $\bar{G}$.

Методика экспериментального определения толщины пленки базируется на предположении о том, что частицы-трассеры, входящие в состав основного потока, не переносятся внутрь структуры вторичного потока вблизи входной кромки. Обоснованность такого предположения была дополнительно подтверждена результатами визуализации течения пленки охладителя, полученными для всех моделей и рабочих режимов истечения, приведенных в данной статье. Благодаря этому стало возможным однозначное разграничение областей основного потока и пленки охладителя, что доказано как данными PIV-эксперимента, так и результатами визуализационных исследований. Таким образом, толщина пленки определялась по положению границы между основным потоком, в котором присутствуют частицы-трассеры, и чистым воздухом, выдуваемым из отверстий на выходной кромке.

Общая погрешность PIV-измерений, рассчитанная по рекомендациям из [26], оценивается на уровне не более $\pm 3.0\%$. Для минимизации этого значения было применено несколько процедур, приведенных в тематических работах по бесконтактной анемометрии [27, 28], по измерению и обработке данных. Определение массового рас-

хода вторичного воздуха проводилось с использованием кориолисова расходомера Promass F с погрешностью $\pm 0.75\%$.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

В ходе эксперимента расход воздуха, подаваемого через отверстия охлаждения, варьировался, при этом параметры основного потока оставались неизменными. Результаты измерений представлены для четырех режимов с относительным массовым расходом охлаждающего воздуха 1.6, 3.2, 4.8 и 6.4%. Сравнение полученных экспериментальных данных осуществлялось на основе оценочных (среднеинтегральных) значений параметра вдува, рассчитанных по суммарному расходу через все ряды отверстий на входной кромке и указанных в таблице. С помощью этих значений можно провести качественный анализ влияния относительного расхода вторичного воздуха на условия формирования охлаждающей пленки вблизи входной кромки сопловой лопатки ГТД. Результаты экспериментальных исследований по определению скорости, а также визуализации формирования пленки охладителя вдоль поверхности лопаток приведены на рис. 7–10.

Следует отметить, что из-за необходимости создать лазерную плоскость и геометрических особенностей экспериментальной модели измерения были выполнены лишь на входной кромке и части стороны разрежения центральной лопатки. Остальные области проточной части на рис. 7 окрашены в белый цвет, а на рис. 8 и 9 — отмече-

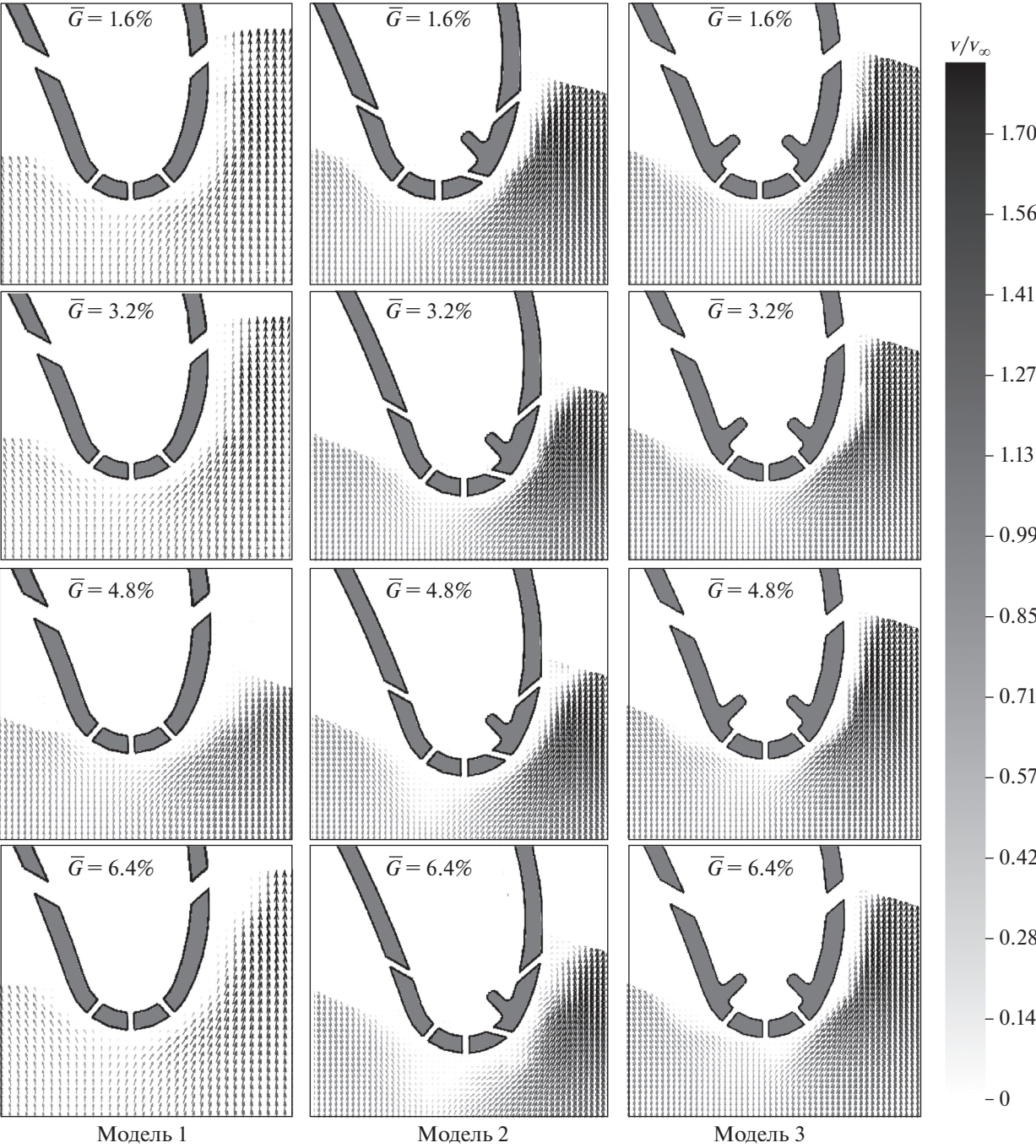


Рис. 7. Поле векторов скорости вблизи входной кромки в сечении 1

Оценка соответствия расхода охлаждающего воздуха среднеинтегральному по входной кромке параметру вдува

Относительный расход $\bar{G}$, %	Среднерасходный параметр выдува m		
	модель 1	модель 2	модель 3
1.6	0.55	0.63	0.59
3.2	1.09	1.26	1.17
4.8	1.64	1.89	1.76
6.4	2.18	2.51	2.35

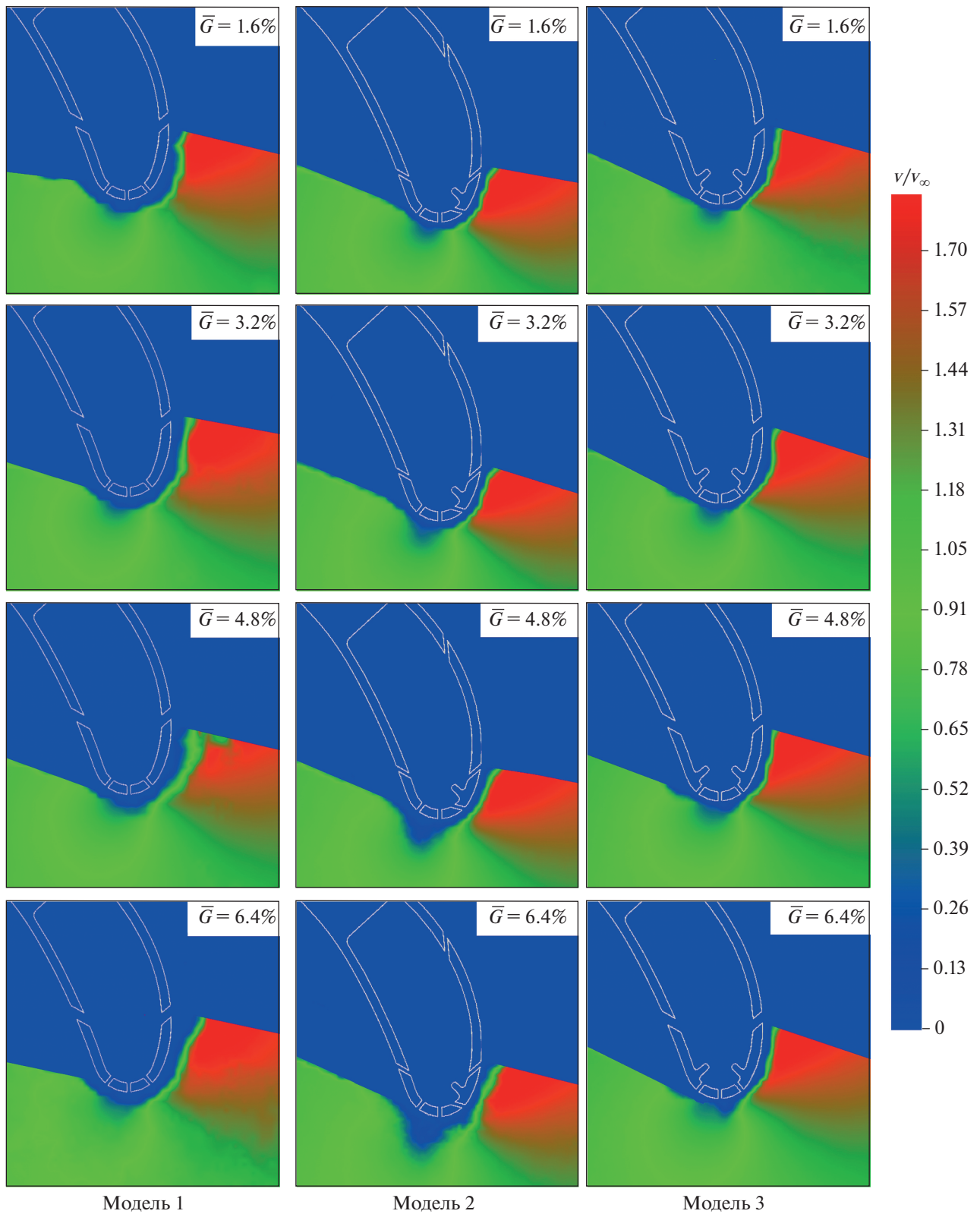


Рис. 8. Распределение скорости вблизи входной кромки в сечении 1

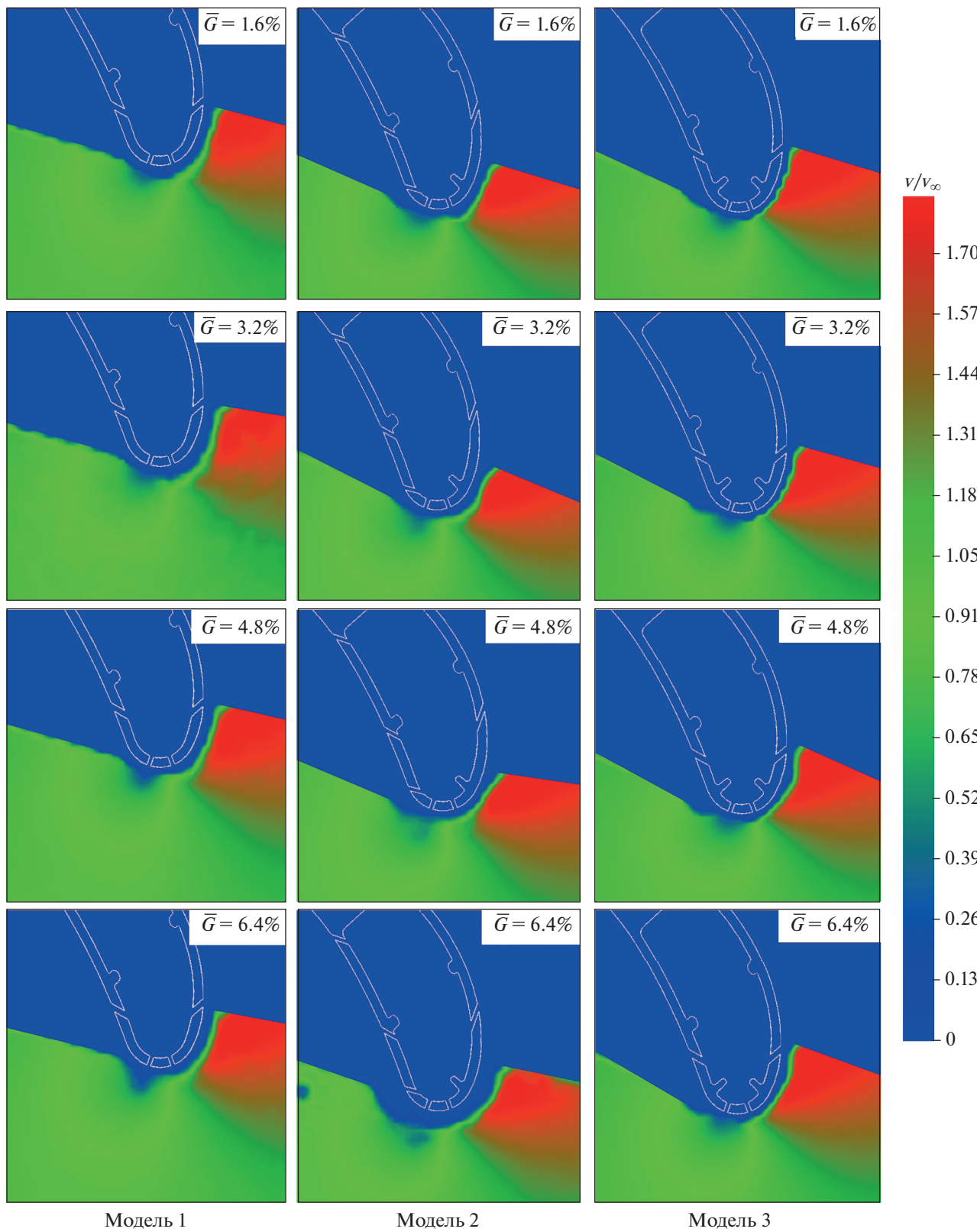


Рис. 9. Распределение скорости вблизи входной кромки в сечении 2

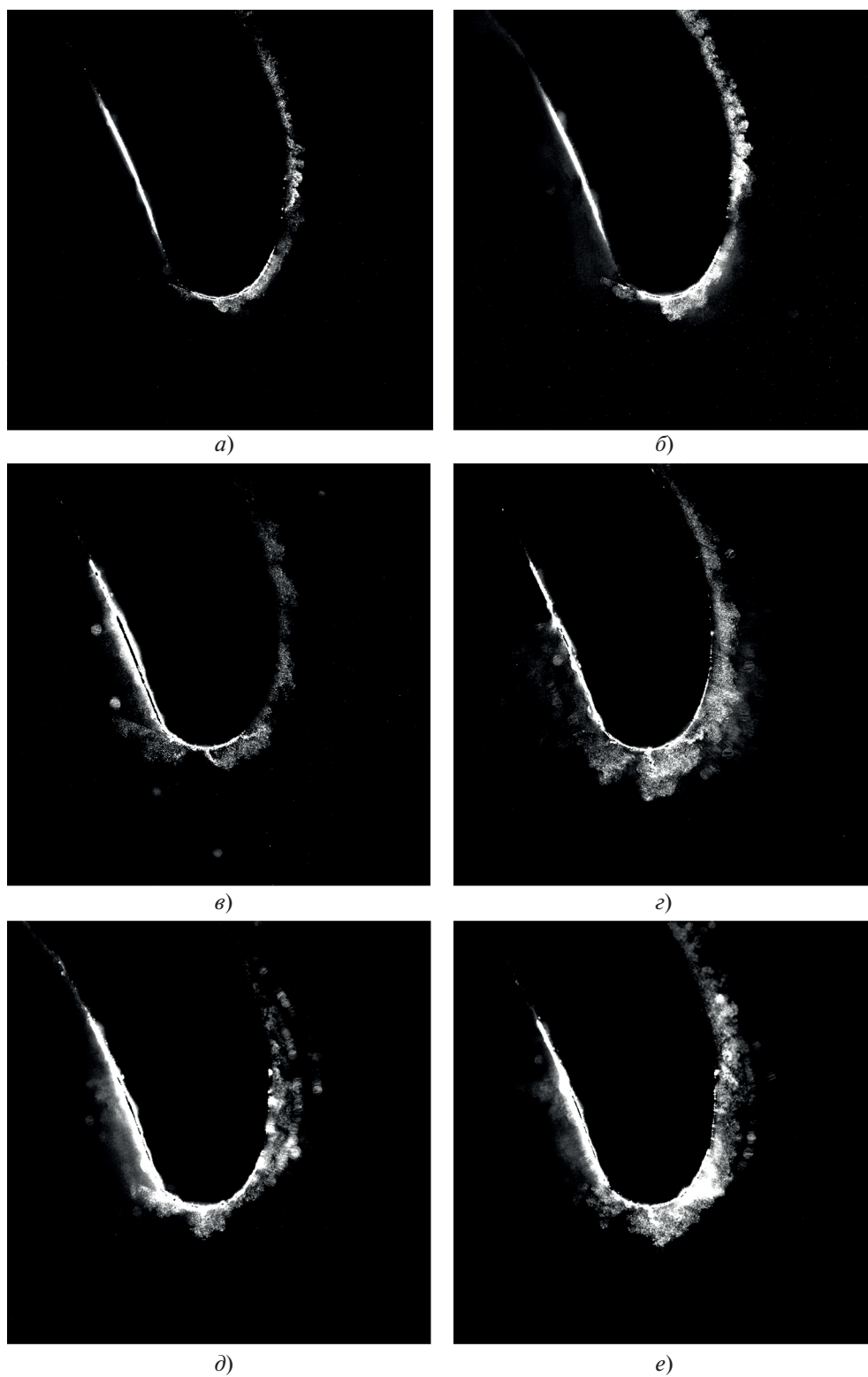


Рис. 10. Визуализация формирования пленки охладителя для моделей 1 (*a, б*), 2 (*в, г*), 3 (*д, е*).
Массовый расход вторичного воздуха $\bar{G}$, %: *a, в, д* – 4.8; *б, г, е* – 6.4

ны безградиентной заливкой, что означает отсутствие измерений. Большая часть измерений проводилась при засеве трассерами только основного потока, поэтому в области выдува и формирования пленки охлаждающего воздуха частицы не идентифицируются, а векторы скорости не определяются. Это позволило разделить область течения основного потока, засеянного частицами, и область формирования пленки охладителя, где скорость не измеряли. Распределения скорости, приведенные на рис. 8, 9, дают возможность установить внешнюю границу струй охладителя, относящуюся к практически безградиентному переходу между отмеченными областями.

Визуализация истечения охладителя из отверстий (см. рис. 10) осуществляется при подмешивании в поток вторичного воздуха частиц чистого глицерина $[C_3H_5(OH)_3]$ диаметром 1–5 мкм. Эти частицы являются химически инертными и не вносят изменений в кинематические характеристики течения, что соответствует выполнению условия по числу Стокса $Sk \ll 1$. Результаты скоростной съемки были дополнительно обработаны для увеличения контрастности и получения более наглядной информации о структуре формирующейся пленки.

Анализ результатов PIV-эксперимента показывает, что для всех исследованных моделей лопаток в трех различных поперечных сечениях с увеличением параметра вдува m от 0.5 до 2.5 наблюдается интенсивное нарастание толщины пленки охладителя. Для модели 1 выявлено, что в таком диапазоне значений параметра вдува формирующаяся пленка оказывается неравномерной. В точках потока, находящихся непосредственно напротив отверстий, отчетливо заметно утолщение пленки, связанное с глубоким проникновением струй в основной поток, в то время как в точках, расположенных между отверстиями, толщина пленки значительно меньше. Такая картина присуща также моделям 2 и 3, но при параметрах вдува 1.5 и более.

При сопоставлении скалярных распределений скорости (см. рис. 8, 9) видно, что при одинаковых значениях расхода воздуха, подаваемого через отверстия, толщина защитной пленки, образующейся вблизи входной кромки модели 2, оказывается на 10–15% больше толщины пленки для модели 3. На режимах с относительным расходом охлаждающего воздуха более 4% структура течения вблизи входной кромки характеризуется наличием струй, глубоко проникающих в основной поток. Снос таких струй основным потоком воздуха происходит лишь на расстоянии 10–15 диаметров отверстия от его кромки, при этом за струей формируется зона рециркуляции, в которой осуществляется интенсивное смешение охладителя с основным потоком.

Наиболее ярко такое явление наблюдается для модели 2, а также для модели 3 на некоторых режимах с максимальными параметрами вдува.

Возникновение такой картины течения, по всей видимости, связано с тем, что импульс струй, выдуваемых с входной кромки, возрастает вследствие перераспределения расходов воздуха внутри лопатки и повышения давления в подводящих полостях, что определяет увеличение дальности струй. Очевидно, что для моделей 2 и 3 следует избегать режимов с глубоким проникновением вдуваемых струй в основной поток и устанавливать рабочий диапазон по параметру вдува от 1.0 до 1.5, что соответствует относительному расходу охладителя 2.5–4.0%. Проведенные исследования показали, что в этом случае на поверхности лопатки формируется практически однородная пленка охладителя.

Важно отметить, что образование пленки охладителя на поверхности лопатки – нестационарный процесс. Выполненные визуализационные исследования по динамике появления и распространения пленки (см. рис. 10, *д*, *е*), а также определению полей скорости свидетельствуют о том, что даже в оптимальном диапазоне значений параметра вдува может наблюдаться отрыв пленки от поверхности лопатки. Кроме того, анализ структуры течения в центральном ряду отверстий указывает на его высокую неустойчивость, что проявляется в поочередном прилипании струй либо к стороне давления, либо к стороне разрежения.

Измеренные значения толщины пленки охладителя для исследованных лопаток на различных режимах приведены на рис. 11, 12. Распределения показаны в виде зависимостей от угла α , отсчитываемого вдоль дуги входной кромки от точки натекания потока в положительном (вправо) и отрицательном (влево) направлениях. Толщина пленки охладителя, характеризующая глубину проникновения струй, при одинаковом относительном его расходе для всех трех испытанных моделей лопаток показана на рис. 11. На рис. 12 представлено распределение толщины пленки, данные о которой были получены в условиях постоянного перепада полного давления в системе охлаждения. Выбранное для сравнения значение перепада полного давления $p_{вх}^*/p_{вых}^* = 1.03$ соответствует перспективным требованиям к охлаждаемым лопаткам первых ступеней турбины высокого давления и связано с потенциальным перепадом давления в камере сгорания ГТД.

На рис. 11 видно, что наиболее равномерно пленка охладителя распределяется по входной кромке модели 2, а наименьшая равномерность ее распределения у модели 1. Минимальная тол-

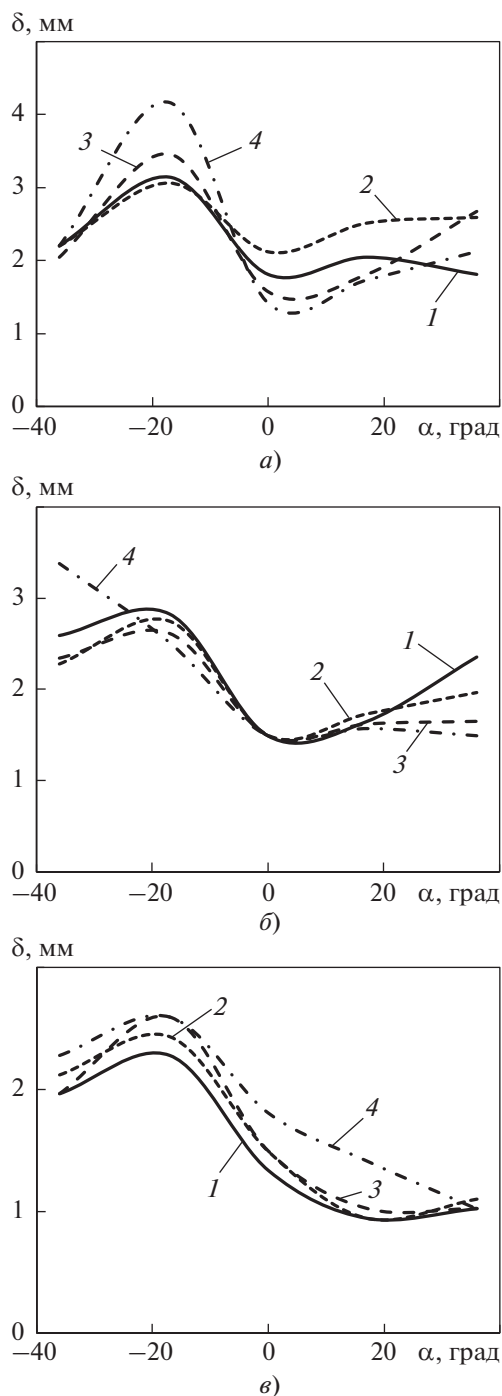


Рис. 11. Распределение толщины пленки охладителя по входной кромке (сечение 2) для моделей 1 (а), 2 (б), 3 (в).

Массовый расход вторичного воздуха $\bar{G}$, %: 1 – 1.6; 2 – 2.4; 3 – 3.2; 4 – 6.4

щина пленки охладителя на лопатках моделей 1, 2 наблюдается в зоне, соответствующей точке натекания основного потока. В модели 3 минимальная толщина пленки фиксируется ближе к сторо-

не разрежения. Для модели 1 в области с $\alpha = -20^\circ$ (см. рис. 11, а) практически на всех режимах наблюдается глубокое проникновение струй охладителя в основной поток, что свидетельствует о большом значении параметра вдува. В этой зоне возможен отрыв пленки от поверхности лопатки с образованием сразу за отверстием зоны разрежения и формированием неблагоприятных условий, способствующих затеканию в эту зону горячих газов из основного потока. Для модели 2 (см. рис. 11, б) аналогичное явление может проявиться только при сравнительно больших расходах охладителя (свыше 6%), что в условиях рабочих режимов двигателя маловероятно. Для модели 3 (см. рис. 11, в) даже при относительном расходе 6.4% глубина проникновения струй не превышает 2.5 мм.

При сравнении результатов, полученных для постоянного перепада полного давления в системе охлаждения лопатки (см. рис. 12), подтверждаются выводы, сделанные при анализе рис. 11. Геометрические параметры компоновки системы охлаждения модели 2 обеспечивают наиболее равномерное покрытие поверхности лопатки пленкой охладителя и стационарность процесса ее формирования вблизи входной кромки с максимальным отклонением локальной толщины пленки от ее среднего значения, не превосходящим $\pm 30\%$. Это связано с двумя основными факторами: применением большего количества отверстий меньшего диаметра и организацией раздельного подвода охлаждающего воздуха к стороне разрежения, входной кромке и стороне давления.

ВЫВОДЫ

1. Измерения поля скорости и визуализация течения вблизи входной кромки исследованного соплового аппарата позволили выявить влияние относительного массового расхода охладителя через отверстия и конструкции внутренних полостей на характерную толщину охлаждающей пленки вблизи поверхности лопатки. Это влияние наиболее выражено для модели 1 и проявляется в отрыве отдельных струй охладителя уже при относительном расходе 2.5%, что соответствует осредненному параметру вдува $m = 1$. Для моделей 2, 3 при изменении относительного расхода охладителя в диапазоне 2.5–4.0% поведение охлаждающей пленки меняется несущественно, и в этом случае на поверхности лопатки формируется однородная пленка охладителя.

2. Наиболее равномерно пленка охладителя распределяется по входной кромке модели 2 с раздельным подводом воздуха для охлаждения стороны разрежения и входной кромки со сторо-

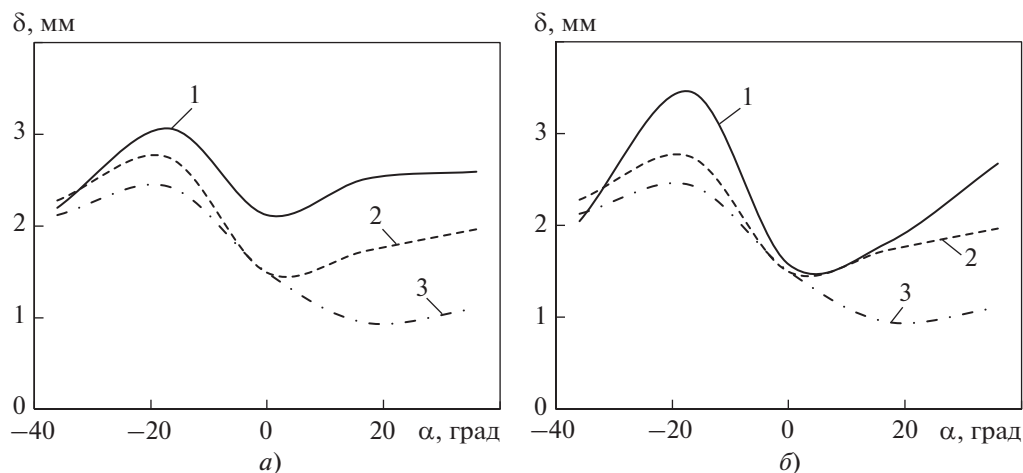


Рис. 12. Распределение толщины пленки охладителя по входной кромке (сечение 2) для моделей 1–3 (на рисунке отмечены цифрами) при одинаковом относительном расходе охладителя $\bar{G} = 2.4\%$ (а) и перепаде давления на системе охлаждения $p_{\text{вх}}^*/p_{\text{вых}}^* = 1.03$ (б)

ной давления. Наименее равномерное распределение пленки характерно для модели 1, в которой отсутствует какое-либо разделение подводящих полостей. В этой модели существует зона, где практически на всех режимах наблюдается глубокое проникновение струй охладителя (от 3.0 до 4.2 мм) в основной поток, что свидетельствует о чрезмерно высоком импульсе струи. В модели 2 отрыв пленки охладителя от поверхности лопатки происходит на режимах с относительным расходом 6.4%. В модели 3 с разделением подводов охлаждающего воздуха к отверстиям на стороне давления, входной кромке и стороне разрежения толщина формирующейся пленки в наименьшей степени зависит от изменения относительного расхода охладителя. При этом модели 2, 3 имеют схожие характеристики по структуре охлаждающей пленки вблизи входной кромки, но в модели 3 при переходе к стороне разрежения пленка истончается до 1 мм, в то время как для моделей 1, 2 толщина пленки не становится менее 1.5 мм, что является критически важным с точки зрения надежной тепловой защиты соплового аппарата.

3. Основываясь на проведенной изотермической визуализации и анализе структуры течения вблизи перфорированной входной кромки, для обеспечения надежного охлаждения входной кромки можно рекомендовать использовать модели с разделением подвода воздуха к отверстиям на стороне разрежения и входной кромке (модель 2 или 3). С учетом особенностей конвективного теплообмена в отверстиях для выдува охладителя наиболее предпочтительным вариантом для практического применения будет модель 2 с большим количеством отверстий охлаждения

меньшего диаметра, что дополнительно увеличит теплосъем вследствие теплоотдачи в самих отверстиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Goldstein R.J.** Film Cooling // *Adv. Heat Transfer*. 1971. V. 7. P. 321–379.
[https://doi.org/10.1016/S0065-2717\(08\)70020-0](https://doi.org/10.1016/S0065-2717(08)70020-0)
2. **Veretennikov S.V.** Effect of the direction of coolant supply to holes on the vortical structures formed in screen cooling // *Heat Transfer Res.* 2006. V. 37. Is. 6. P. 527–540.
<https://doi.org/10.1615/HeatTransRes.v37.i6.50>
3. **Современные системы охлаждения сопловых лопаток высоконагруженных газовых турбин** / С.И. Сендюрев, А.С. Тихонов, В.Т. Хайрулин, Н.Ю. Самохвалов // *Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника*. 2015. № 42. С. 34–46.
<https://doi.org/10.15593/2224-9982/2015.42.03>
4. **Veretennikov S.V., Evdokimov O.A.** Visualization and PIV-study of the formation of a cooling film when flowing around the leading edge of the gas turbine nozzle blade // *J. Phys.: Conf. Ser.* 2019. V. 1421. P. 012043.
<https://doi.org/10.1088/1742-6596/1421/1/012043>
5. **Westerweel J.** Digital particle image velocimetry: Theory and application. Delft University Press, 1993.
6. **Исследование влияния вдува воздуха в турбулентный пограничный слой методом цифровой трассерной визуализации** / А.В. Бильский, О.А. Гобызов, В.И. Корнилов, Д.М. Маркович // *Вестник НГУ. Сер.: Физика*. 2013. Т. 8. № 2. С. 79–85.
<https://doi.org/10.54362/1818-7919-2013-8-2-79-85>
7. **Lang H., Mörck T., Woisetschlager J.** Stereoscopic particle image velocimetry in a transonic turbine stage //

- Exp. Fluids. 2002. V. 32. P. 700–709.
<https://doi.org/10.1007/s00348-002-0427-6>
8. **Experimental** and numerical flow visualization in a transonic turbine / J. Woisetschlager, R. Pecnik, E. Göttlich, O. Schennach, A. Marn, W. Sanz, F. Heitmeir // J. Visualization. 2008. V. 11. P. 95–102.
<https://doi.org/10.1007/BF03181919>
 9. **Laser-optical** investigation of turbine wake flow / J. Woisetschlager, N. Mayrhofer, B. Hampel, H. Lang, W. Sanz // Exp. Fluids. 2003. V. 34. P. 371–378.
<https://doi.org/10.1007/s00348-002-0568-7>
 10. **Investigation** of internal flow in ultra - highly loaded turbine cascade by PIV method / A. Senoo, S. Mizuki, H. Tsujita, A. Yamamoto // J. Therm. Sci. 2000. V. 9. P. 193–198.
<https://doi.org/10.1007/s11630-000-0050-x>
 11. **Tian Y., Ma H., Ma R.** Stereoscopic PIV measurements of the flow field in a turbine cascade // J. Therm. Sci. 2017. V. 26. P. 89–95.
<https://doi.org/10.1007/s11630-017-0914-y>
 12. **Coherent** structures formation during wake-boundary layer interaction on a LP turbine blade / L. Davide, D. Simoni, M. Ubaldi, P. Zunino, F. Bertini // Flow Turbulence Combust. 2017. V. 98. P. 57–81.
<https://doi.org/10.1007/s10494-016-9741-6>
 13. **Chen Y., Matalanis C.G., Eaton J.K.** High resolution PIV measurements around a model turbine blade trailing edge film-cooling breakout // Exp. Fluids. 2008. V. 44. P. 199–209.
<https://doi.org/10.1007/s00348-007-0391-2>
 14. **Uzol O., Camci C.** Aerodynamic loss characteristics of a turbine blade with trailing edge coolant ejection. Part 2: External aerodynamics, total pressure losses, and predictions // J. Turbomach. 2001. V. 123. Is. 2. P. 249–257.
<https://doi.org/10.1115/1.1351817>
 15. **Raffel M., Kost F.** Investigation of aerodynamic effects of coolant ejection at the trailing edge of a turbine blade model by PIV and pressure measurements // Exp. Fluids. 1998. V. 24. P. 447–461.
<https://doi.org/10.1007/s003480050194>
 16. **Kukutla P.R., Prasad B.V.S.S.S.** Secondary flow visualization on stagnation row of a combined impingement and film cooled high-pressure gas turbine nozzle guide vane using PIV technique // J. Visualization. 2017. V. 20. P. 817–832.
<https://doi.org/10.1007/s12650-017-0434-6>
 17. **PIV** measurements over a double bladed Darrieus-type vertical axis wind turbine: A validation benchmark / F. Arpino, G. Cortellessa, M. Scungio, G. Fresilli, A. Facci, A. Frattolillo // Flow Meas. Instrum. 2021. V. 82. P. 102064.
<https://doi.org/10.1016/j.flowmeasinst.2021.102064>
 18. **Zhang Z., Ma H.** Application of phase-locked PIV technique to the measurements of flow field in a turbine stage // J. Therm. Sci. 2020. V. 29. P. 784–792.
<https://doi.org/10.1007/s11630-020-1215-4>
 19. **Film** cooling and aerodynamic performances of a turbine nozzle guide vane with trenched cooling holes / W. He, Q. Deng, W. Zhou, T. Gao, Z. Feng // Appl. Therm. Eng. 2019. V. 150. P. 150–163.
<https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2019.01.002>
 20. **Optimization** of film cooling arrays on a gas turbine vane by using an integrated approach of numerical simulation and parameterized design / Z. Dong, D. Liu, C. Liang, M. Hao, T. Dai, H. Ding // Appl. Therm. Eng. 2023. V. 219. Part A. P. 119464.
<https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2022.119464>
 21. **Халатов А.А., Доник Т.В.** Пленочное охлаждение вогнутой поверхности с двухрядной подачей охладителя в траншее // Теплоэнергетика. 2021. № 12. С. 76–86.
<https://doi.org/10.1134/S0040363621120055>
 22. **Эффективность** тепловой завесы при вдуве пульсирующего потока воздуха (обзор) / А.В. Шукин, А.В. Ильинков, В.В. Такмовцев, И.А. Попов, А.Л. Тукмаков, А.В. Стародумов // Теплоэнергетика. 2023. № 9. С. 5–17.
<https://doi.org/10.56304/S0040363623090060>
 23. **Система** управления экспериментом и обработки данных, полученных методами цифровой трассерной визуализации (ActualFlow) / Е.К. Ахметбеков, А.В. Бильский, Ю.А. Ложкин, Д.М. Маркович, М.П. Токарев, А.Н. Тюрюшкин // Вычислительные методы и программирование. 2006. Т. 7. № 3. С. 79–85.
 24. **Сковородкин Е.А., Веретенников С.В., Евдокимов О.А.** Методика измерения скорости в ограниченных стенками потоках с использованием цифровой трассерной анемометрии // Вестник РГТА им. П.А. Соловьёва. 2020. № 2 (53). С. 16–22.
 25. **Платонов И.В., Евдокимов О.А.** Влияние структуры потока в аэродинамической трубе замкнутого типа на ее интегральные характеристики // Вестник РГТА им. П.А. Соловьёва. 2021. № 2 (57). С. 57–64.
 26. **PIV** uncertainty and measurement accuracy / M. Raffel, C.E. Willert, F. Scarano, C.J. Kähler, S.T. Wereley, J. Kompenhans // Particle Image Velocimetry. A Practical Guide. 3rd ed. Cham: Springer, 2018. P. 203–241.
https://doi.org/10.1007/978-3-319-68852-7_6
 27. **Mass** and momentum transport in the near field of swirling turbulent jets. Effect of swirl rate / A.S. Lobasov, S.V. Alekseenko, D.M. Markovich, V.M. Dulin // Int. J. Heat Fluid Flow. 2020. V. 83. P. 108539.
<https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2020.108539>
 28. **Heat** transfer and flow field measurements of a pulsating round jet impinging on a flat heated surface / M. Raizner, V. Rinsky, G. Grossman, R. van Hout // Int. J. Heat Fluid Flow. 2019. V. 77. P. 278–287.
<https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2019.04.010>

Digital Particle Image Visualization of the Cooling Film Formation in a Flow Around the Leading Edge of a Vane in a Gas Turbine Engine

S. V. Veretennikov^{a, *}, O. A. Evdokimov^a, A. A. Kolesova^a, K. A. Vinogradov^{a, b}, and A. I. Gur'yanov^a

^a Solovyov Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, 152934 Russia

^b PAO UEC-Saturn, Rybinsk, 152903 Russia

*e-mail: serveret@yandex.ru

Abstract—Velocity fields measured in the vicinity of the perforated leading edge of a turbine nozzle vane using the particle image visualization technique are presented. Noncontact measurements were performed in a plane segment consisting of three nozzle vanes and having an optically transparent inlet section offering visual access to the region of the leading edge of the central vane for a high-speed camera and to the laser sheet. The experimental investigations were performed at a fixed incoming flow velocity of 33 m/s, and the relative air flowrate through the cooling holes varied from 1.6 to 6.4%. The cooling film flow near the leading edge was visualized for three models of vanes differing in the air supply method to the holes, hole diameter, and number. Supply of the coolant to the cooling holes from one cavity resulted in a high degree of nonuniformity in the distribution of the film over the leading edge, which was caused by a high blowing ratio for the jets injected through holes located closer to the suction side. The experimental results have revealed that separate supply of cooling air to the holes on the pressure side, leading edge, and suction size minimizes sensitivity of the formed film thickness to the relative flow rate of the coolant and provides a more uniform distribution of the coolant over the vane surface in a wide range of the blowing ratio for the jets that varies from 0.5 to 2.5. Visualization has demonstrated extensive unsteadiness of the film flow along the vane airfoil. In this case, the cooling jet fed through the central hole oscillates, thereby leading to periodic formation of a film on either the pressure side or the suction side.

Keywords: gas turbine vanes, flow path, leading edge, film cooling, blowing ratio, perforation, relative flow-rate of the coolant, flow visualization, noncontact measurements, velocity field, vortex wake