

А. С. Тихонов, Н. Ю. Самохвалов

## АНАЛИЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПРОФИЛИРОВАННЫХ ОТВЕРСТИЙ ПЕРФОРАЦИИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СПИНКИ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ТУРБИН

Выполнено численное моделирование теплового состояния сопловой лопатки 1-й ступени турбины современного ГТД в сопряженной постановке в пакете ANSYS CFX 13.0. Проведен анализ теплового состояния базовой конструкции лопатки, а также влияния использования «веерных» отверстий перфорации на эффективность охлаждения и тепловое состояние спинки. Использование «веерных» отверстий перфорации позволило снизить температуру спинки сопловой лопатки на 25...30 °С. *Турбина высокого давления; сопловая лопатка; тепловое состояние; численное моделирование; профилированные отверстия перфорации*

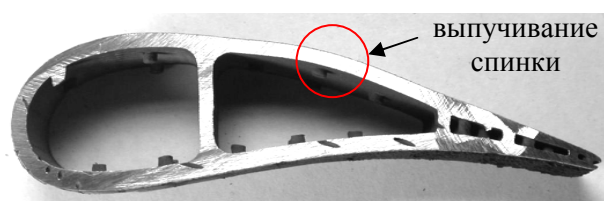
Одними из важнейших условий обеспечения конкурентоспособности газотурбинных двигателей (ГТД) для магистральных самолетов являются дальнейшее повышение ресурса, надежности и топливной экономичности. Однако повышение экономичности и необходимое для этого увеличение температуры газа перед турбиной  $T^*_г$  может привести к снижению ресурса газотурбинного двигателя из-за ухудшения прочностных свойств материалов деталей горячей части.

С учетом окружной неравномерности локальная температура газа  $T^*_г$  может достигать значений порядка 2500 К. При таких условиях для перспективных ГТД наибольшие проблемы может вызывать надежное охлаждение сопловых лопаток (СЛ) первой ступени турбины высокого давления в области входной и выходной кромок, спинки, передней части верхней и нижней полок. Высокий уровень температур и скоростей газа, кривизна охлаждаемых поверхностей негативно влияют на надежность охлаждения этих зон, что в конечном итоге может привести к трещинам и прогарам.

Одной из зон, где достаточно сложно организовать надежное охлаждение, является спинка лопатки. Профиль спинки СЛ современных и перспективных газовых турбин становится все более изогнутым, растет скорость газа на спинке (до 400 м/с), увеличивается перепад давлений между воздухом, охлаждающим лопатку, и газом, омывающим ее. Эти факторы негативно влияют на эффективность пленочного охлажде-

ния спинки, что в конечном итоге может привести к ее выпучиванию, трещинам и прогарам (рис. 1).

Анализ результатов зарубежных исследований [1–4] показал, что для решения данной проблемы успешно применяются профилированные отверстия перфорации. В открытой печати широко распространены работы по исследованию профилированных отверстий на плоских пластинах и модельных лопатках. Исследований, посвященных применению данных отверстий на реальных лопатках значительно меньше.



**Рис. 1.** Выпучивание спинки сопловой лопатки первой ступени турбины

Целью работы является проведение численного моделирования в сопряженной постановке теплового состояния СЛ первой ступени турбины авиационного ГТД; провести оценку влияния использования «веерных» отверстий перфорации на спинке лопатки вместо цилиндрических на эффективность охлаждения и тепловое состояние спинки.

### ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

Объектом исследования являлась 3-х полостная СЛ первой ступени турбины высокого давления (ТВД) перспективного ГТД (рис. 2).

Лопатка имеет конвективно-пленочную систему охлаждения, которая организована за счет трех дефлекторов – вставок в первой, второй и третьей полостях и перфорации по профилю лопатки. Воздух из дефлекторов поступает в пристеночные полости лопатки через ряды отверстий. Подвод воздуха в первую полость осуществляется сверху (через наружное кольцо), а во вторую и третью – снизу (через внутреннее кольцо). Вторая и третья полости имеют внутри продольные ребра для интенсификации конвективного теплообмена и повышения жесткости спинки. Кроме того, вторая и третья полости разделены по высоте на три части. Перемычки повышают жесткость лопатки, а также держат дефлектор внутри пера.

Первая полость лопатки разделена вертикальными перемычками еще на две полости: высокого давления (на корыте) и низкого давления (на спинке). Это разделение обеспечивает оптимальные параметры выдува и, соответственно, пленку как на корыте, так и на спинке, а также гарантированный перепад давления на входной кромке. На рис. 2 представлен общий вид конструкции сопловой лопатки.

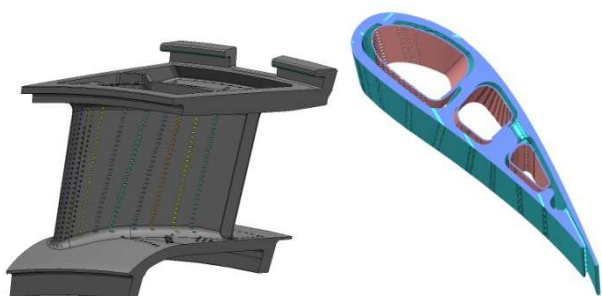


Рис. 2. Общий вид СЛ первой ступени турбины

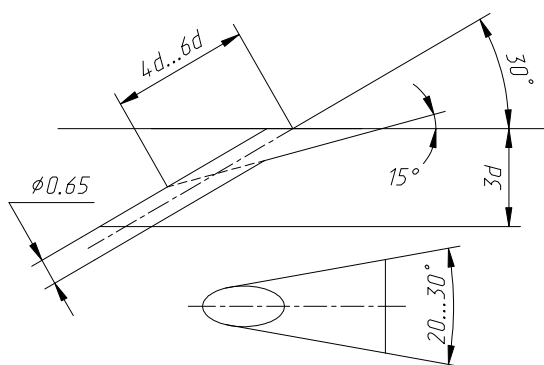


Рис. 3. Параметры «веерных» отверстий перфорации

В варианте конструкции лопатки с «веерными» отверстиями перфорации последний ряд отверстий на спинке (19 отверстий) выполнен согласно рис. 3.

### ЦЕЛЬ РАБОТЫ. ПАРАМЕТРЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

Основной задачей данного исследования являлось определение теплового состояния СЛ с цилиндрическими и профилированными отверстиями перфорации на спинке решением сопряженной задачи газодинамики и теплообмена.

Численный анализ проводился с помощью трехмерной методики расчета, основанной на решении нестационарной системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса (RANS) методом конечных объемов с неявным алгоритмом интегрирования (ANSYS CFX 13.0).

Для этого в программном пакете трехмерного моделирования (NX6) были построены геометрические модели СЛ и расчетной области течения, включающей в себя также полости подвода охлаждающего воздуха в СЛ из внешнего контура камеры сгорания (КС).

СЛ моделировалась со следующими допущениями:

- моделировалась одна лопатка с условием периодичности;
- зазоры и, соответственно, утечки охлаждающего воздуха в стыках между соседними лопатками не моделировались (лопатки прилегали вплотную друг к другу);
- не моделировались зазоры и охлаждение между внутренним кольцом КС и СЛ, а также между СЛ и рабочей лопатки (РЛ) 1-й ступени.

На основе геометрических моделей были созданы трехмерные конечно-элементные сетки. Сетки были построены в пакете ANSYS ICEM CFD 13.0. Качество описания пристеночной области оценивалось по безразмерному расстоянию от стенки  $Y^+$ , которое не превысило 1.5 для всей исследуемой области. Суммарная размерность построенных сеточных моделей – примерно 85 млн элементов и 30 млн узлов.

Расчет проводился в сопряженной постановке (газодинамика + теплообмен). На границе металла лопатки и воздуха задано условие равенства входящих и выходящих тепловых потоков (solid-fluid интерфейс, суммарный тепловой поток к границе равен нулю).

В уравнение для полной энергии включен учет работы сил трения.

В качестве рабочей среды выбраны свойства газа на выходе из камеры сгорания (КС). В качестве охлаждающего воздуха использована модель идеального газа. Для моделирования тепловых потоков внутри материала лопатки задавались свойства сплава ВКНА. Теплопроводность ВКНА принимается  $21.6 \text{ Вт/м} \cdot \text{К}$  при температуре металла  $1273 \text{ К}$ .

Поля полных температуры ( $T^*_{CA} = 1774 \text{ К}$ ) и давления, уровень турбулентности (19,2 %) для потока газа на входе в СЛ определены в результате расчета СЛ 1-й ступени совместно с КС [5]. Параметры потока газа на выходе из СЛ (профиль статического давления) получены из сквозного трехмерного расчета турбины в RANS постановке. Параметры охлаждающего воздуха на входе в систему подвода к СЛ были получены из одномерных гидравлических расчетов расходов и скоростей воздуха в каналах (пакет Gidra).

Модель турбулентности для проведения расчетов выбрана на основе изучения литературы и собственных исследований. Во всех случаях наиболее подходящей для исследования тепловых потоков к твердой стенке оказывалась  $k-\omega$  SST модель турбулентности с включенным учетом перемежаемости (Gamma Theta Model). Ее выбор обусловлен тем фактом, что, согласно исследованиям [6–8], данная модель позволяет наиболее адекватно описать структуру течения в расчетной области (имеется в виду в рамках обычных двухпараметрических моделей турбулентности). Как известно, SST модель представляет собой сочетание моделей  $k-\epsilon$  и  $k-\omega$ . В пристеночном слое используется модель  $k-\omega$ , поскольку  $k-\epsilon$  дает неадекватные результаты вблизи стенки, а в основном потоке – модель  $k-\epsilon$ , что позволяет уменьшить чрезмерное влияние граничных условий по турбулентности на входе, присущее для модели  $k-\omega$ . В качестве единственного недостатка данной модели можно отметить возможный гистерезис в решении в области сшивки двух используемых моделей и, в соответствии с этим, более длительный процесс сходимости решения.

Также следует отметить, что существующие двухпараметрические модели турбулентности при стандартных настройках недостаточно точно моделируют процесс смешения охлаждающей пленки и потока газа. Сравнительный анализ экспериментальных данных по выдуву охлаждающего воздуха на плоскую пластину [9] с результатами численного исследования показывает, что исследованные модели турбулент-

ности в условиях, приближенных к двигательным, не могут достоверно определить даже характер изменения адиабатической эффективности пленочного охлаждения на расстоянии до 30 диаметров отверстий перфорации, а свыше 30 диаметров превышают уровень эффективности пленки (см. рис. 4).

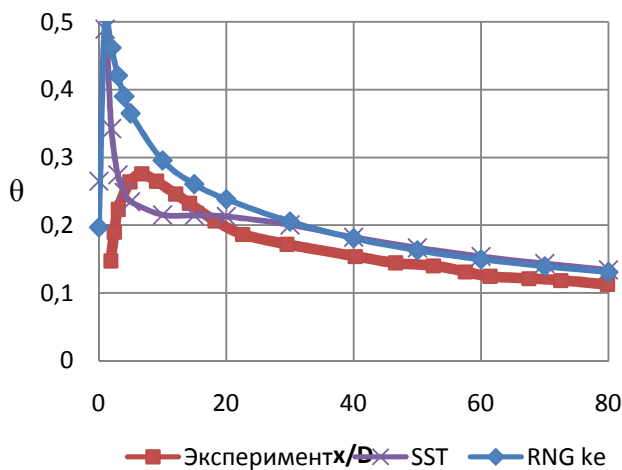


Рис. 4. Зависимость адиабатической эффективности пленочного охлаждения плоской пластины от расстояния до ряда отверстий перфорации

Помимо этого, SST модель турбулентности весьма чувствительна к сеточным параметрам (характерному размеру элемента поверхности, толщине призматического слоя), а использование более мелкой и детальной сетки не приводит к более точному совпадению экспериментальных и расчетных данных. Поэтому была выбрана такая комбинация сеточных параметров и настроек вихревой вязкости в модели турбулентности (турбулентное число Прандтля (Шмидта)), чтобы иметь, с одной стороны, достаточно детальную сеточную модель, а с другой, эффективность пленки, близкую к полученной экспериментально [9].

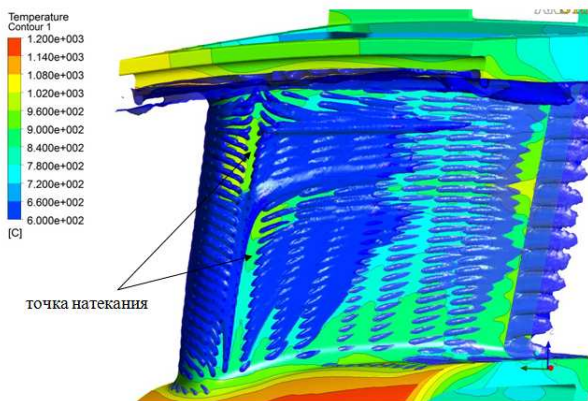
Для оценки устойчивости и сходимости расчета отслеживались дисбалансы расходов воздуха и газа в расчетной области, а также значения температуры в ряде точек на поверхности лопатки. Сходимость расчета считалась достигнутой, когда устанавливались температуры в контрольных точках и максимальный дисбаланс сходил к значению не более 0,5 %.

Суммарное время расчета на 10 узлах (каждый узел оборудован двумя 6-ядерными процессорами и 32 Гб оперативной памяти) вычислительного кластера составило около 50 часов.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА

На рис. 5–8 приведены некоторые результаты, полученные путем решения сопряженной задачи газодинамики и теплообмена для СЛ первой ступени турбины ГТД.

Качество пленочного охлаждения лопатки оценивалось распределением охлаждающей пленки. Под понятием «охлаждающая пленка» в работе подразумевается смесь газа и охлаждающего воздуха с концентрацией охлаждающего воздуха ( $\eta$ ) не менее 0,4 (60 % газа и 40 % воздуха, температура смеси немного выше среднего значения температур газа и воздуха). Видно, что лопатка в целом покрыта охлаждающей пленкой, за исключением ряда областей.

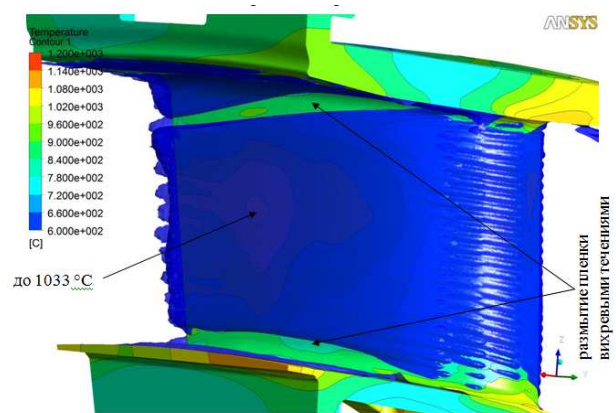


**Рис. 5.** Распределение температуры и охлаждающей пленки ( $\eta > 0,4$ ) по поверхности корыта СЛ

На рис. 5 четко прослеживается точка натекания потока газа из КС на входную кромку лопатки. Стоит отметить, что поле параметров газа, определенное из расчета [5], было несколько упрощено (использовалось распределение максимальной температуры по радиусу), что связано с трудностями переноса трехмерного поля между различными расчетами, а также тем, что количество лопаток отличается от количества форсунок в КС, и для каждой лопатки поле параметров на входе индивидуально. В дальнейшем планируется провести сопряженный расчет газодинамики и теплоотдачи для сектора из 4-х лопаток совместно с сектором КС для более точного определения точки натекания и теплового состояния входной кромки.

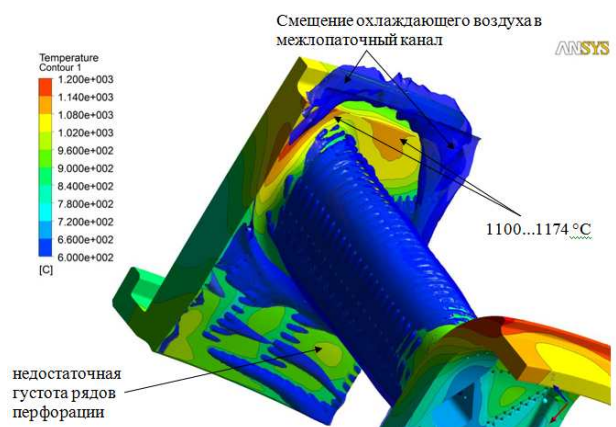
На рис. 6 прослеживаются зоны вихревых течений вблизи нижней и верхней полки (вторичные потери), которые размывают охлаждающую пленку. На данный момент ведутся

работы по профилированию полки с целью уменьшения вторичных потерь и препятствованию размытия пленки в этих зонах. Максимальная температура пера реализуется на спинке вблизи выходной кромки (1033 °С, температура поверхности ТЗП до 1100 °С). Стоит отметить, что толщина ТЗП на всех поверхностях лопатки, им покрытых, одинаковая и составляет 200 мкм, в то время как на реальных лопатках толщина ТЗП на спинке близи выходной кромки начинает уменьшаться вплоть до 1 мкм на выходной кромке. Т. е. максимальная температура спинки будет реализовываться на выходной кромке (1080...1100 °С).



**Рис. 6.** Распределение температуры и охлаждающей пленки ( $\eta > 0,4$ ) по поверхности спинки СЛ

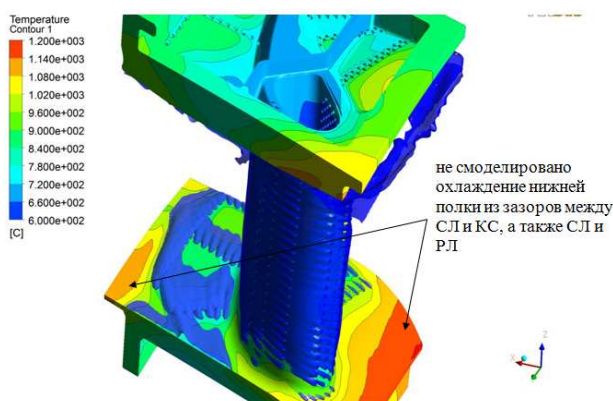
На рис. 7 видно, что передняя часть верхней полки нагревается до 1174 °С (температура поверхности ТЗП до 1250 °С), что связано со смещением охлаждающего воздуха в межлопаточный канал.



**Рис. 7.** Распределение температуры и охлаждающей пленки ( $\eta > 0,4$ ) по поверхности верхней полки СЛ

Материал, из которого изготовлена лопатка (ВКНА), работоспособен при температурах до 1200...1250 °С, однако, во избежание появления прогара в данной зоне (опыт эксплуатации показывает высокую его вероятность) следует разработать эффективные мероприятия по ее охлаждению.

Возникновение горячих зон на нижней полке (см. рис. 8) связано с отсутствием моделирования охлаждения из зазоров между СЛ и КС, а также СЛ и рабочей лопаткой (РЛ).



**Рис. 8.** Распределение температуры и охлаждающей пленки ( $\eta > 0,4$ ) по поверхности нижней полки СЛ

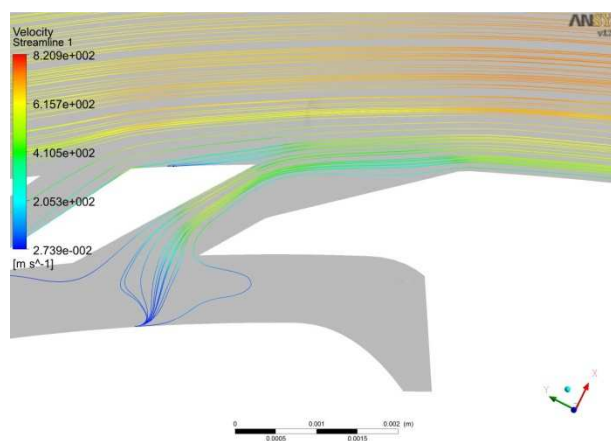
Для обеспечения надежного охлаждения спинки лопатки авторами был проведен ряд исследований [10] применения профилированных отверстий на сопловых лопатках турбин двигателей 4-го и 5-го поколений с помощью трехмерных CFD методик (CFX), которые показали, что при использовании веерных отверстий перфорации по сравнению с цилиндрическими отверстиями при параметре выдува  $M = 0,8...1,5$

( $M = \frac{\rho_v U_v}{\rho_r U_r}$ , где  $\rho_r$ ,  $U_r$ ,  $\rho_v$ ,  $U_v$  – плотности и скорости газа и охлаждающего воздуха), эффективность пленочного охлаждения увеличилась

незначительно (в среднем на 13 %) на расстоянии до 30 диаметров отверстий перфорации (примерно 17 мм). На расстоянии свыше 30 диаметров эффективности охлаждения с использованием веерных отверстий и круглых отверстий при одинаковых расходах охлаждающего воздуха не отличаются.

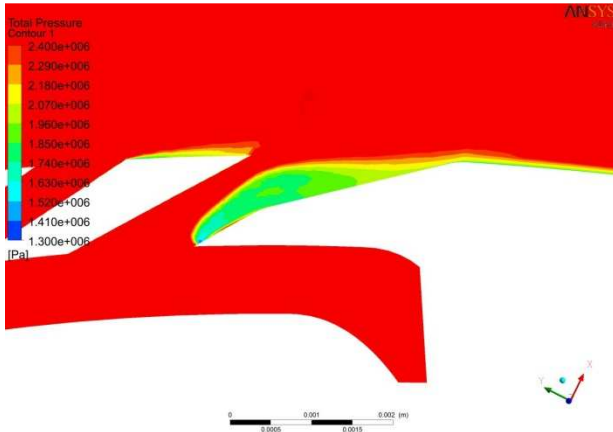
В то же время, с ростом параметра выдува  $M$  от 1,5 и выше, средняя эффективность пленочного охлаждения спинки  $\theta_{сп}$  для веерных отверстий перфорации увеличивается гораздо сильнее, нежели для цилиндрических отверстий.

Это связано с уменьшением угла вытекания охлаждающего воздуха из-за образования вихревого течения при раскрытии каналов отверстий перфорации (см. рис. 9 и 10). Данный вихрь значительно уменьшает угол вытекания охлаждающего воздуха из отверстия перфорации, что, в свою очередь, увеличивает эффективность пленочного охлаждения «веерными» отверстиями. Видно, что вихрь не вытесняет струю за пределы отверстия, т. е. подтверждает правильность выбранных на основе численного анализа плоских пластин геометрических параметров «веера». Визуальное сравнение линий тока охлаждающего воздуха из «веерных» и цилиндрических отверстий перфорации также подтверждает правильность идеи повышения эффективности пленочного охлаждения за счет вихревого течения в расширяющейся части «веера»: воздух, вытекающий из «веерного» отверстия, течет практически параллельно основному потоку, в то время как воздух, вытекающий из цилиндрического отверстия, активно смешивается с основным потоком.



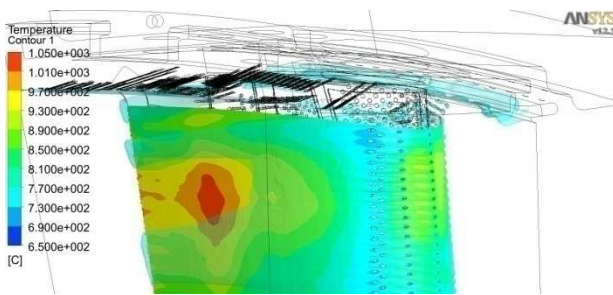
**Рис. 9.** Линии тока в плоскости «веерного» отверстия

С ростом параметра выдува  $M$  для цилиндрических отверстий перфорации средняя эффективность пленочного охлаждения спинки лопатки растет по логарифмическому закону. В то же время, при увеличении  $M > 1,3...1,5$  средняя эффективность пленочного охлаждения спинки для веерных отверстий ускоряет свой рост и растет по линейному закону во всем исследованном диапазоне (до  $M = 3,5$ ). Если при параметре  $M = 1...1,5$  разность эффективностей веерных и цилиндрических отверстий перфорации составляет 10 %, то при  $M = 3$  веерные отверстия эффективнее цилиндрических на 46 %.



**Рис. 10.** Поле полного давления в плоскости «веерного» отверстия

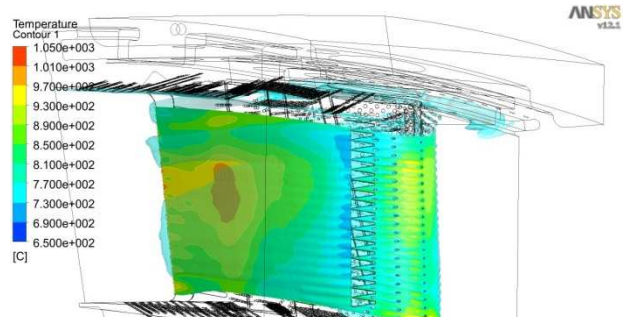
На рис. 11 и 12 изображено тепловое состояние спинки СЛ с цилиндрическими и «веерными» отверстиями перфорации, а также изоповерхность концентрации охлаждающего воздуха (концентрация охлаждающего воздуха равна 50 %, эффективность пленки не менее 0,57). Максимальная температура спинки в базовом варианте с цилиндрическими отверстиями перфорации составила 1033 °С, средняя температура спинки – 851 °С. Средняя эффективность охлаждения спинки составила 0,758, минимальная – 0,573. Площадь поверхности спинки, покрытой охлаждающей пленкой с концентрацией охлаждающего воздуха не менее 50 %, составила 26,04 см<sup>2</sup> (средняя концентрация охлаждающего воздуха – 63,6 %).



**Рис. 11.** Распределение температуры металла по поверхности спинки СЛ (базовый вариант) и изоповерхность концентрации охлаждающего воздуха (50 %)

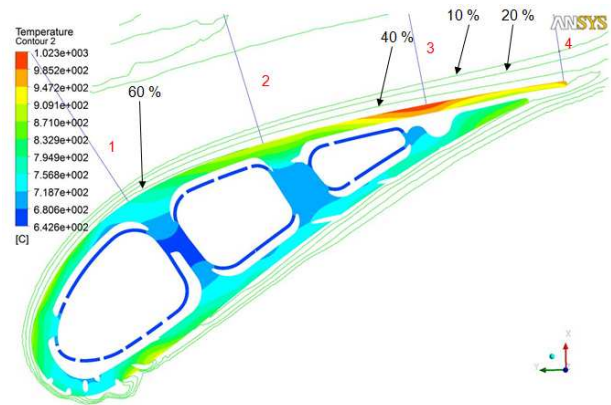
Максимальная температура спинки в «веерном» варианте с цилиндрическими отверстиями перфорации составила 1000 °С, средняя температура спинки – 845 °С. Средняя эффективность охлаждения спинки составила 0,766 (рост относительно базового варианта – 1,1 %), минимальная – 0,612 (рост относительно базового варианта – 6,8 %). Площадь поверхности спинки, по-

крытой охлаждающей пленкой с концентрацией охлаждающего воздуха не менее 50 %, составила 27,63 см<sup>2</sup> (рост относительно базового варианта – 6,1 %). Использование «веерных» отверстий на спинке СЛ позволяют практически полностью «прикрыть» спинку лопатки охлаждающим воздухом с концентрацией не менее 0,5.



**Рис. 12.** Распределение температуры металла по поверхности спинки СЛ («веерный» вариант) и изоповерхность концентрации охлаждающего воздуха (50 %)

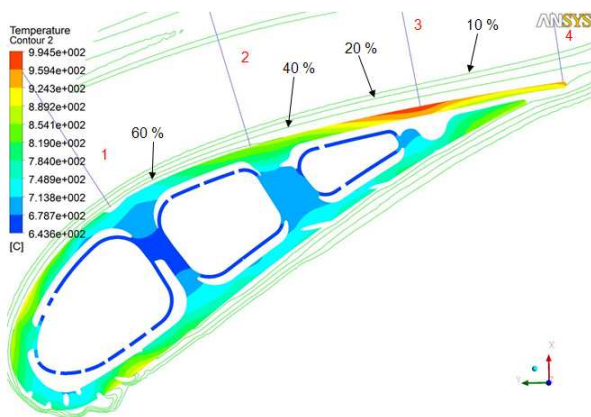
На рис. 13 и 14 изображены температурные поля по среднему сечению лопатки, а также изолинии концентрации охлаждающего воздуха (зеленые линии, стрелками указана концентрация охлаждающего воздуха) для базового и «веерного» вариантов. Красными цифрами обозначены сечения потока газа вдоль спинки лопатки.



**Рис. 13.** Температурное поле и изоповерхности концентрации охлаждающего воздуха базового варианта СЛ 1-й ступени в среднем сечении

Снижение температуры металла лопатки при использовании «веерных» отверстий перфорации по сечениям 2, 3 и 4 составило соответственно 47, 29 и 25 °С по сравнению с базовым вариантом. Снижение температуры ТЗП на поверхности спишки при использовании «веерных» отверстий перфорации по сечениям 2, 3

и 4 составило соответственно 56, 34 и 25 °С по сравнению с базовым вариантом (в точке 4 ТЗП практически отсутствует).



**Рис. 14.** Температурное поле и изоповерхности концентрации охлаждающего воздуха «веерного» варианта СЛ 1-й ступени в среднем сечении

Также наблюдается снижение турбулизации основного потока при выдуве охлаждающего воздуха из «веерных» отверстий перфорации – потери кинетической энергии снижаются с 6,05 до 5,6 % (снижение относительно цилиндрических отверстий на 7,4 %).

Наибольшие опасения при использовании «веерных» отверстий перфорации вызывает рост тепловых напряжений, связанный с более сложной формой «веерных» отверстий и уменьшением толщины стенки в месте выдува. Поскольку самым напряженным местом в СЛ как раз является последний ряд отверстий перфорации на спинке, то требуется проведение прочностных расчетов и внедрение дополнительных мероприятий (уменьшение густоты отверстий, местное увеличение толщины стенки).

Также для успешного применения профилированных отверстий перфорации в охлаждаемых лопатках турбины требуется освоение технологии прожига отверстий через покрытие ТЗП, так как нанесение покрытия после прожига отверстий может в значительной степени искажать плавное истечение охлаждающего воздуха на перо лопатки, что нивелирует перечисленные в работе преимущества профилированных отверстий перфорации [11].

## ВЫВОДЫ

Внедрение методик, решающих задачу получения теплового состояния деталей турбин ГТД сопряжением задач газодинамики и теплообмена, в практику проектирования позволит существенно улучшить уровень проектирования, увеличить эффективность охлаждения при сокращении расхода охлаждающего воздуха, проводить комплексный учет влияния различных факторов на аэродинамику и тепловое состояние деталей турбин в едином программно-вычислительном комплексе, что позволит избежать погрешностей при переносе граничных условий между различными программными продуктами. В рамках данной работы с помощью расчетной трехмерной CFD методики (CFX 13.0) решением сопряженной задачи газодинамики и теплообмена было получено тепловое состояние сопловой лопатки турбины ГТД, проведена оценка влияния использования «веерных» отверстий перфорации на спинке лопатки вместо цилиндрических на эффективность охлаждения и тепловое состояние спинки.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Saumweber C., Schulz A.** Interaction of film cooling rows: effects of hole geometry and row spacing the cooling performance downstream of the second row holes // Proceedings of ASME Turbo Expo 2003: Power for Land, Sea and Air, GT2008, June 16–19, 2003, Atlanta, Georgia, USA.
2. **Zhihong Gao, Diganta P. N., Je-Chin Han.** Full-coverage film cooling for a turbine blade with axial-shaped holes // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. January-March 2008. Vol. 22, No. 1.
3. **Okita Y., Nishiura M.** Film effectiveness performance of an arrowhead-shaped film cooling hole geometry // Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air. May 8–11. Barcelona, 2006.
4. **Colban W., Thole K.A., Haendler M.** A comparison of cylindrical and fan-shaped film-cooling holes on a vane endwall at low and high freestream turbulence levels // Proceedings of GT2006 ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air. May 8–11. Barcelona, 2006.
5. Численное исследование влияния структуры течения в камере сгорания на тепловое состояние соплового аппарата турбины высокого давления / Т. В. Абрамчук [и др.] // Новые решения в газотурбостроении: сб. тр. всероссийск. науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов. М., 2010.
6. **Harrison K. L., Bogard D. G.** Comparison of RANS turbulence models for prediction of film cooling performance // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008:

Power for Land, Sea and Air. GT2008, June 9–13. Berlin, 2008.

7. **Mongia H. C.** Gas Turbine Combustor Liner Wall Temperature Calculation Methodology // AIAA. P. 2001-3267.

8. **Vieser W., Esch T., Menter F.** Heat Transfer Prediction using Advanced Two-Equation Turbulence Models // CFX-VAL10/0602 May 2002.

9. **Baldauf S., Schulz A., Wittig S.** High-Resolution Measurements of Local Effectiveness From Discrete Hole Film Cooling. Journal of Turbomachinery, Vol. 123. 2001. P. 758–765.

10. **Сендюрев С. И., Тихонов А. С.** Разработка и анализ эффективности конструктивных решений по улучшению качества охлаждения сопловой лопатки турбины // Газотурбинные технологии. 2010. № 10. С. 12–16.

11. **Сендюрев С. И., Тихонов А. С.** Влияние теплозащитного покрытия на тепловое состояние и эффективность пленочного охлаждения сопловых лопаток газовых турбин // Авиадвигатели XXI века:

сб. тр. III международн. науч.-техн. конф. М.: ЦИАМ, 2010.

#### ОБ АВТОРАХ

**Тихонов Алексей Сергеевич**, инженер-конструктор-расчетчик отделения турбин ОАО «Авиадвигатель». Дипл. инженер по авиац. двигателям и энергетическ. установкам (ПГТУ, 2006). Канд. техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам летательн. аппаратов (ПГТУ, 2010). Иссл. в обл. проектирования теплонапряженных деталей турбин.

**Самохвалов Николай Юрьевич**, инженер-конструктор-расчетчик отделения турбин ОАО «Авиадвигатель», асп. каф. авиац. двигателей (ПГТУ). Дипл. инженер по авиац. двигателям и энергетическ. установкам (ПГТУ, 2009). Иссл. в обл. аэродинамическ. проектирования лопаток турбин.