

УДК 629.735.03-226.2

## **Тепловое проектирование разрезных колец турбин методами численного моделирования в сопряженной постановке**

А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов

### **Аннотация**

В данной статье выполнено численное моделирование теплового состояния сектора разрезного кольца турбины современного ГТД в сопряженной постановке в пакете ANSYS CFX 12.1. Проведена экспериментальная верификация полученных результатов на основе металлографических исследований секторов, а также испытаний газогенератора современного ГТД. Предложен ряд мероприятий по снижению температуры сектора на 45К по сравнению с исходной конструкцией.

### **Ключевые слова**

турбина высокого давления; сектор разрезного кольца; тепловое состояние; численное моделирование

Одним из важнейших условий обеспечения конкурентоспособности газотурбинных двигателей (ГТД) является 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 2500К. При таких условиях наибольшее внимание при проектировании уделяется надежному охлаждению статорных и роторных лопаток турбины. На сегодняшний день в практике проектирования и научных публикациях сравнительно мало внимания уделяется детальному изучению теплового состояния секторов разрезных колец (РК)

турбины. Вместе с тем, опыт эксплуатации современных ГТД показывает высокую вероятность возникновения дефектов в секторах РК 1-й ступени турбины (вплоть до сквозных прогаров, см. рис. 1).

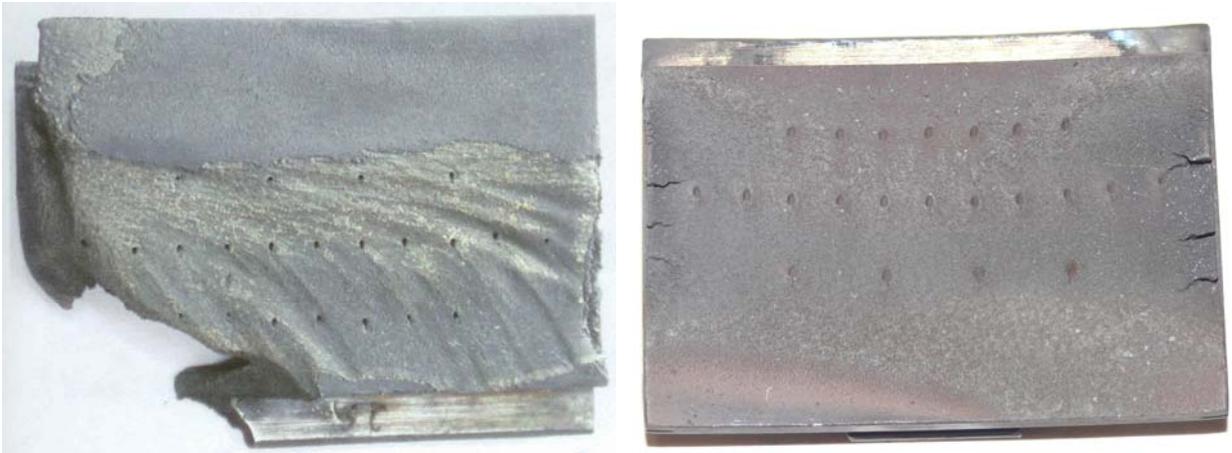


Рис. 1. Сектора РК турбины современного ГТД после горячих испытаний.

### **Цель работы.**

Целью работы является проведение численного моделирования в сопряженной постановке (газодинамика + теплообмен) теплового состояния сектора РК 1-й ступени турбины современного ГТД и разработка мероприятий по предотвращению возникновения дефектов в эксплуатации.

### **Объект исследования. Постановка задачи. Граничные условия. Сеточные модели.**

Объектом исследования являлся сектор РК 1-й ступени турбины (см. рис. 2, слева). Сектор РК моделировался с полостью подвода охлаждающего воздуха от сопловой лопатки (СЛ) через корпус и перфорированную ленту. Помимо этого моделировались СЛ и рабочая лопатка (РЛ) 1-й ступени турбины. Общий вид исследуемой области приведен на рис. 2 (справа).

Вставка РК моделировалась со следующими допущениями: вместо 34-х вставок РК моделировалась одна вставка с условием периодичности; зазоры и, соответственно, утечки охлаждающего воздуха в стыках между соседними вставками не моделировались (вставки прилегли вплотную друг к другу); зазоры и, соответственно, утечки охлаждающего воздуха между вставкой, перфорированной лентой и корпусом не моделировались.

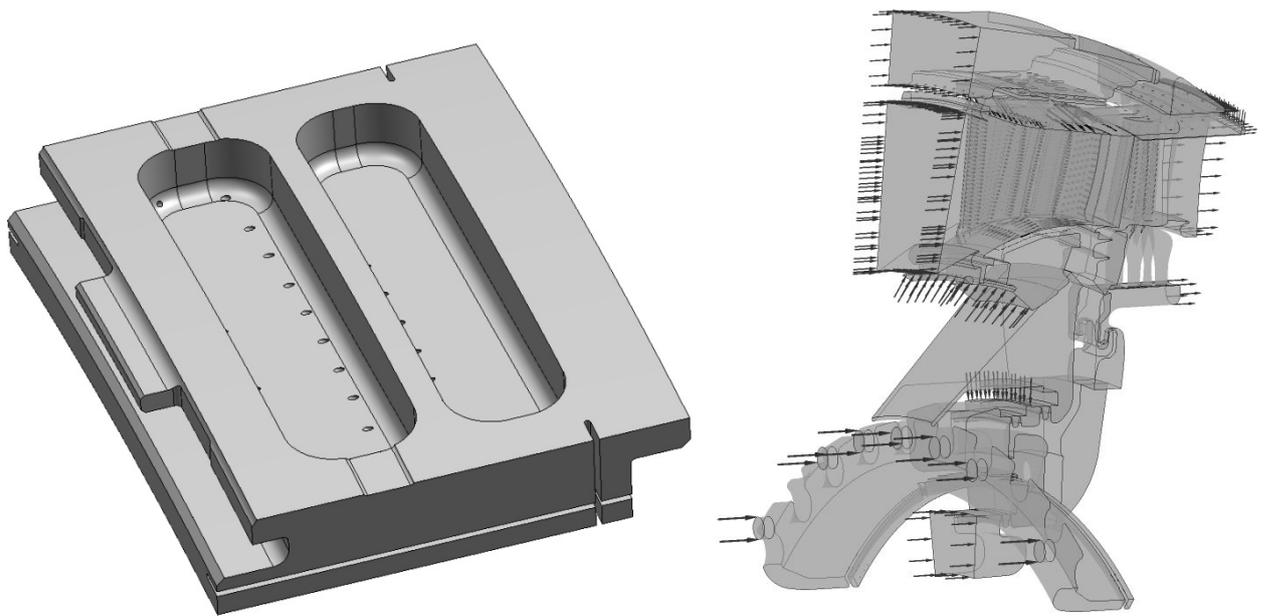


Рис. 2. Общие виды сектора РК турбины и исследуемой области.

Основной задачей данного исследования являлось определение теплового состояния сектора РК 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 постановка) методом конечных объемов с неявным алгоритмом интегрирования (коммерческий пакет ANSYS CFX 12.1).

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). Её выбор обусловлен тем фактом, что согласно исследованиям [1-4] данная модель позволяет наиболее адекватно описать структуру течения в расчетной области (имеется ввиду 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.

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

На границах статорных и роторных областей задавался интерфейс Stage, который осредняет в окружном направлении поле параметров потока с одной границы интерфейса на другую, что позволяет учесть вращение ротора относительно статора.

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. Воздух, идущий на охлаждение сектора РК, маркировался отдельно от остальных «воздухов» для проведения детального анализа эффективности пленки. Для моделирования тепловых потоков внутри материала сектора задавались свойства сплава ВКНА. Теплопроводность ВКНА принимается 21.6 Вт/м·К при температуре металла 1273К.

Поля полных температуры ( $T^*_{CA} = 1774\text{K}$ ) 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 РЛ (профиль статического давления) получены из сквозного трехмерного расчета турбины в RANS постановке. Параметры охлаждающего воздуха на входе в систему подвода к СЛ, РЛ и сектору РК 1-й ступени турбины были получены из одномерных гидравлических расчетов расходов и скоростей воздуха в каналах (пакет Gidra).

Сеточные модели течения воздуха и газа в СЛ, РЛ и секторе РК смешанного типа, состоящие из тетра-сетки, построенной методом Делоне, и пристеночной зоны призматических элементов с треугольным основанием (10 слоев). Суммарная размерность сеточной модели исследуемой области – 128 млн. элементов и 41 млн. узлов.

### **Анализ результатов численного моделирования.**

Результаты численного моделирования теплового состояния сектора РК в сопряженной постановке на взлетном режиме ( $T^*_{CA} = 1774\text{K}$ ) показывают, что передняя часть сектора омывается относительно холодным газом, пришедшим с верхней полки СЛ ( $T^*_r = 1400...1500\text{K}$ ), в то время как средняя и задняя части сектора, где расположены отверстия перфорации, омывается горячим газом ( $T^*_r = 1600...1700\text{K}$ ), пришедшим из среднего сечения СЛ, интенсивно перетекающим с корыта на спинку рабочей лопатки через

радиальный зазор между сектором и РЛ (см. рис. 3). Значительное влияние на тепловое состояние сектора оказывает эпюра полной температуры газа на выходе из КС. Температура газа на периферии определяет тепловое состояние передней части сектора вплоть до отверстий перфорации. Температура газа в среднем сечении определяет тепловое состояние средней части сектора (в месте расположения радиального зазора между сектором и РЛ) из-за интенсивного течения газа вдоль корыта от середины к периферии с последующим перетеканием в радиальный зазор (вторичное течение – парный вихрь). Задняя часть сектора омывается смесью горячего потока из ядра и холодного из периферии, имеющей, значительно меньшую скорость, чем в месте интенсивного перетекания в радиальном зазоре, что приводит к тому, что задняя часть сектора холоднее средней.

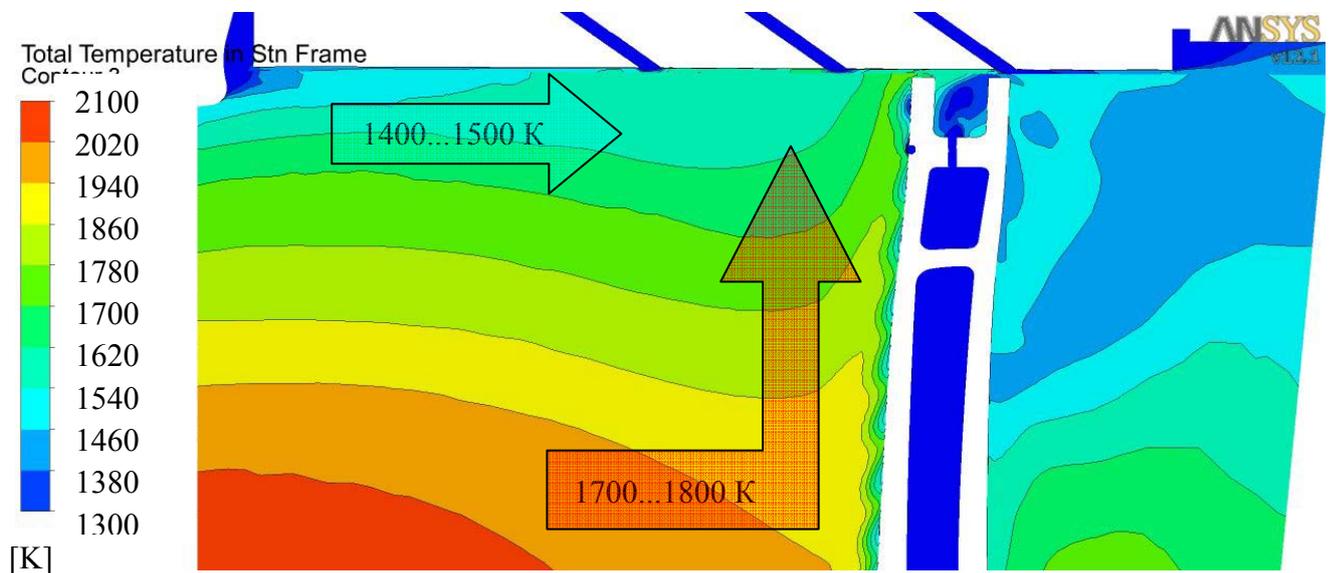


Рис. 3. Эпюра полной температуры в сечении проточной части.

Полость подвода охлаждающего воздуха в данном варианте конструкции сектора общая, ребрами на отдельные полости не разделена. Регулировать перепады на отдельных рядах перфорации при такой конструкции полости подвода охлаждающего воздуха невозможно. Расчет показал, что неравномерность статического давления вдоль сектора со стороны газа очень высокая – статическое давление перед 1-м рядом перфорации в 1.4 раза больше, чем перед 3-м рядом за счет срабатывания на рабочей лопатке. В результате перепад статического давления на 1-м ряду в 1.7 раза меньше, чем на 2-м ряду и в 4.3 раза меньше, чем на 3-м ряду отверстий перфорации. Среднемассовая скорость воздуха в отверстиях перфорации 1-го ряда в 1.7 раза ниже по сравнению со скоростью в отверстиях перфорации 2-го ряда и в 3.4 раза ниже по сравнению со скоростью в отверстиях перфорации 3-го ряда.

Это приводит к тому, что удельный тепловой поток  $q$  для 1-го ряда составляет всего 1.1 Вт/мм<sup>2</sup>, что в 1.3 и 1.5 раза меньше, чем для 2-го и 3-го рядов соответственно. Учитывая, что площадь поверхности теплообмена 1-го ряда наименьшая из 3-х рядов, то первый ряд перфорации фактически «не работает».

Пленочное охлаждение поверхности сектора РК, находящейся в проточной части, позволяет снизить температуру металла в горячей зоне сектора в среднем на 25...40К. Т.е. фактический вклад пленочного охлаждения в суммарное конвективно-пленочное охлаждение составляет порядка 20...25%. Средняя эффективность пленки вблизи отверстий перфорации составляет всего 0.15...0.2 (для сравнения, у сопловой лопатки 1-й ступени ПД-14 эффективность пленки не менее 0.45...0.5, в среднем порядка 0.7...0.8, т.е. в 3-4 раза выше), что объясняется высоким уровнем скорости газа в радиальном зазоре между сектором РК и РЛ (500..600 м/с).

Основной вклад в охлаждение поверхности сектора РК, находящейся в проточной части, вносит конвективное охлаждение. Снижение температуры металла за счет конвективного охлаждения составляет, в среднем, 110...120К, т.е. порядка 75...80% от суммарного эффекта конвективно-пленочной системы охлаждения. Из них 10...20К (около 10% от суммарного снижения) снижения температуры дает конвективный теплообмен в отверстиях перфорации.

В связи с достаточно большой толщиной стенки сектора РК какие-либо охлаждающие ребра в полости подвода не позволяют существенно увеличить теплосъем с горячей поверхности сектора. Увеличение площади теплообмена в 1.7 раза приводит к увеличению теплосъема в полости подвода всего на 10%. Разница теплового состояния горячей поверхности сектора между конструкциями секторов с развитым оребрением внутренней полости и гладкой внутренней стенкой находится в пределах точности расчета (5..10К). Повышение коэффициента теплоотдачи в полости подвода в 2 раза по результатам осесимметричных расчетов позволяет снизить температуру горячей поверхности сектора в среднем до 15...20К. При снижении толщины стенки кольца до 2 мм двукратное улучшение теплосъема в полости подвода позволяет снизить температуру горячей поверхности сектора в среднем до 30К. Таким образом, использование внутреннего продольного оребрения при относительно большой толщине стенки вставки (более 3 мм) целесообразно только для повышения жесткости кольца.

Также было исследовано влияние радиального зазора между рабочей лопаткой и вставкой кольца разрезного в пределах 0.4...0.8 мм на тепловое состояние сектора (см. рис. 4). С увеличением радиального зазора между РЛ и сектором интенсифицируется перетекание воздуха с корыта на спинку рабочей лопатки через зазор. Это приводит к локальному увеличению температуры в средней части сектора (по стыкам, в области 2-го ряда перфорации). Максимальная температура стыков секторов при увеличении зазора с 0.4 до 0.8 мм увеличивается на 15-20К.

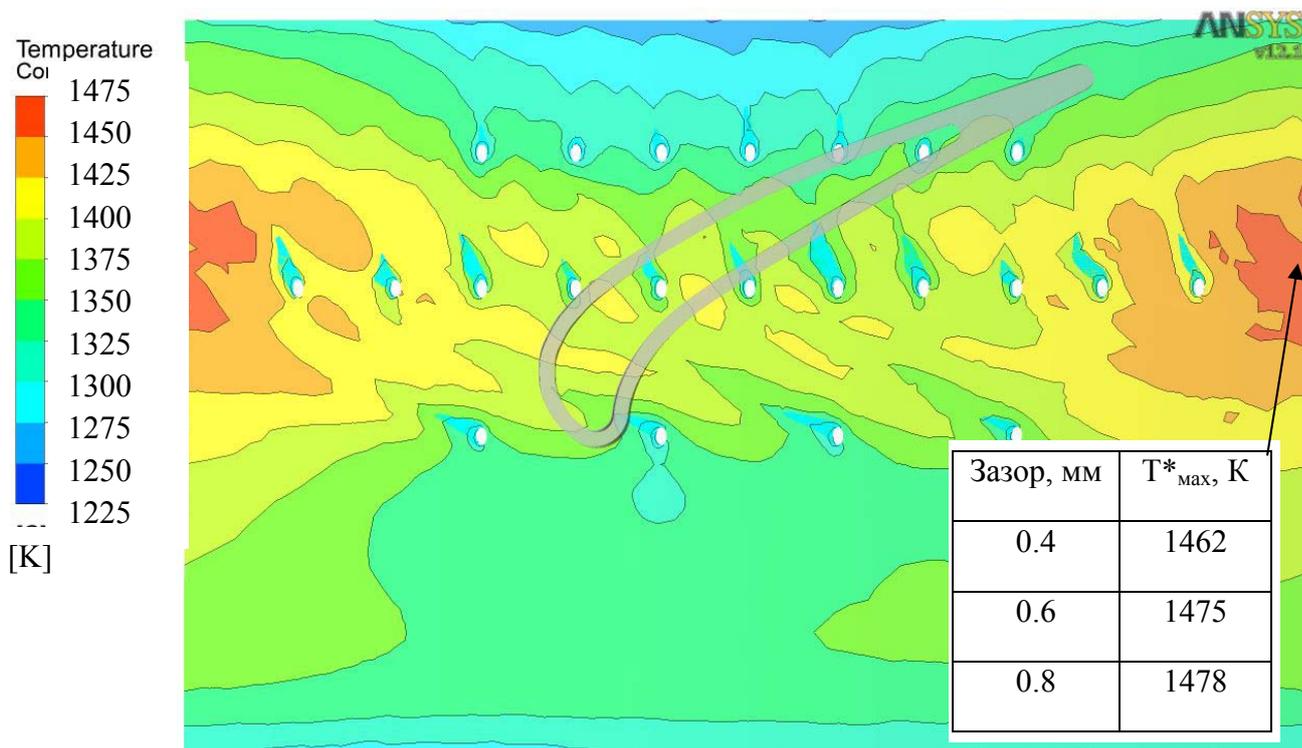


Рис. 4. Температура металла горячей поверхности сектора.

Максимальная температура сектора (до 1478К) значительно превышает максимальную рабочую температуру сплава ЭИ-868 (1350К), из которого ранее изготавливались сектора, что объясняет многочисленные дефекты, возникающие в эксплуатации. Применение нового сплава (ВКНА, максимальная рабочая температура 1550К) должно уменьшить вероятность появления дефектов на горячих режимах и исключить сквозные прогары секторов.

Наиболее просто реализуемым способом снижения температуры поверхности сектора РК, находящейся в проточной части, является увеличение площади поверхности теплообмена отверстий перфорации (удельный тепловой поток в них в 3.5 раза выше, чем в

полости подвода), т.е. уменьшение диаметров отверстий с увеличением их количества, уменьшение угла выхода отверстий (что улучшит еще и пленочное охлаждение), а также создание изолированных полостей подвода для каждого ряда отверстий (для снижения перепада статического давления на последнем ряду до 0.3...0.4 МПа и перераспределения расходов между рядами отверстий перфорации).

Дополнительного снижения температуры поверхности сектора, находящейся в проточной части, а также уменьшения радиального зазора между РЛ и сектором можно добиться с помощью нанесения притираемого теплозащитного покрытия на поверхность сектора. В то же время, температура покрытия будет выше температуры металла (отсутствует конвективное охлаждение) и на горячих режимах превысит максимальную рабочую температуру покрытия – 1500К, что потребует организации его надежного пленочного охлаждения в горячих зонах, либо разработки нового, более температуростойкого, покрытия.

#### **Сравнение результатов численного моделирования с результатами металлографических исследований секторов и испытаний газогенератора.**

Для верификации разработанных проектировочных методик было проведено исследование сектора РК 1-й ступени турбины из сплава ЭИ-868 с двигателя, проходившего испытания на горячем режиме ( $T^*_{CA} = 1834\text{K}$ ).

Наработка двигателя составила 9 часов 49 минут, после чего он был снят по причине прогара на РК 1-й ступени. При этом, наработка на режимах с высокой температурой ( $T^*_{CA} > 1800\text{K}$ ) составила 4 мин 22 с. В ходе разборки двигателя были обнаружены сильные повреждения секторов РК 1-й и 2-й ступеней.

Поступивший на исследование сектор РК окислен до темно-серого цвета. Имеется сквозной прогар одного из торцев сектора РК с нарушением геометрии (см. рис. 1, слева). На поверхности сектора со стороны проточной части имеется интенсивный износ с образованием выработки материала глубиной до 1.5 мм в из-за врезания торцев РЛ 1-й ступени турбины.

Оценка микроструктуры материала секторов КР проводилась на продольных микрошлифах при увеличении  $200\times$ . Оценка была произведена путем сравнения микроструктуры с эталонами микроструктур для сплава ЭИ-868 и шкале фотоэталон

микроструктур после имитационных нагревов сплава ЭИ-868 в интервале температур 1450...1600К.

Вокруг зоны прогара на всю толщину стенки наблюдаются структурные изменения, связанные с полным растворением упрочняющей фазы (потеря травимости материала), что соответствует разогреву материала в данной зоне выше 1600К. Вне зоны прогара микроструктура материала соответствует недопустимым эталонам микроструктур, разогрев материала произошел на температуру выше 1570К (см. рис. 5).

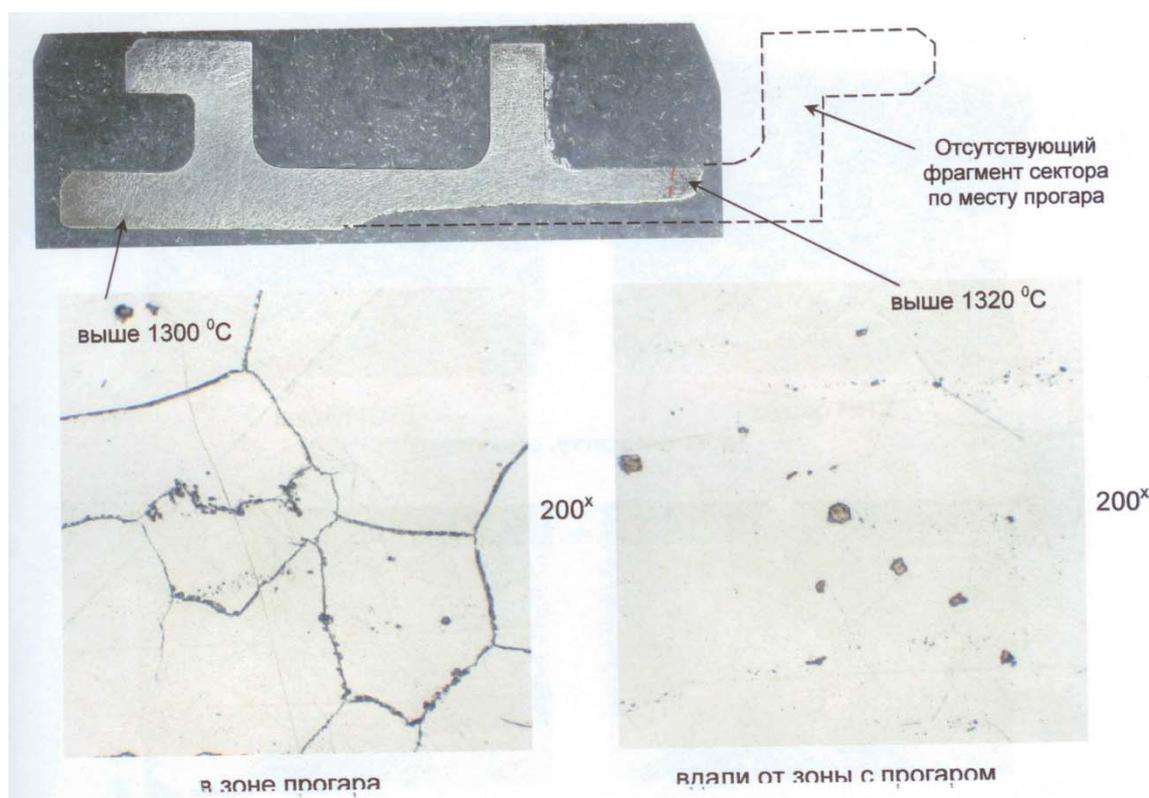


Рис. 5. Микроструктура материала сектора РК 1-й ступени турбины.

Далее было проведено численное моделирование теплового состояния сектора РК 1-й ступени на критическом режиме ( $T^*_{CA} = 1834K$ ). Использовалась расчетная область аналогичная предыдущим расчетам теплового состояния секторов РК. Граничные условия для критического режима были пересчитаны через  $T^*_{CA}$  и  $P^*_K$  из ранее использованных граничных условий ( $T^*_{CA} = 1774K$ ).

Тепловое состояние поверхности сектора РК 1-й ступени турбины на режиме  $T^*_{CA} = 1834K$  приведено на рис. 6.

Результаты численного моделирования весьма хорошо согласуются с результатами металлографических исследований, расположение и расчетная температура самой горячей зоны сектора РК (левый торец, между 2-м и 3-м рядом отверстий перфорации) аналогичны результатам, полученным при металлографическом исследовании (прогар левого торца, температура в зоне прогара 1600К и выше). Температуры вне зоны прогара согласуются несколько меньше (1520...1570°С – расчет; свыше 1550К – металлография), что, вероятно, связано с изменением геометрии сектора кольца разрезного в результате прогара и перераспределении охлаждающего воздуха (весь воздух вытек через зону прогара), в то время как в расчете изменение геометрии не учитывается, т.е. охлаждающий воздух продолжает вытекать через отверстия перфорации.

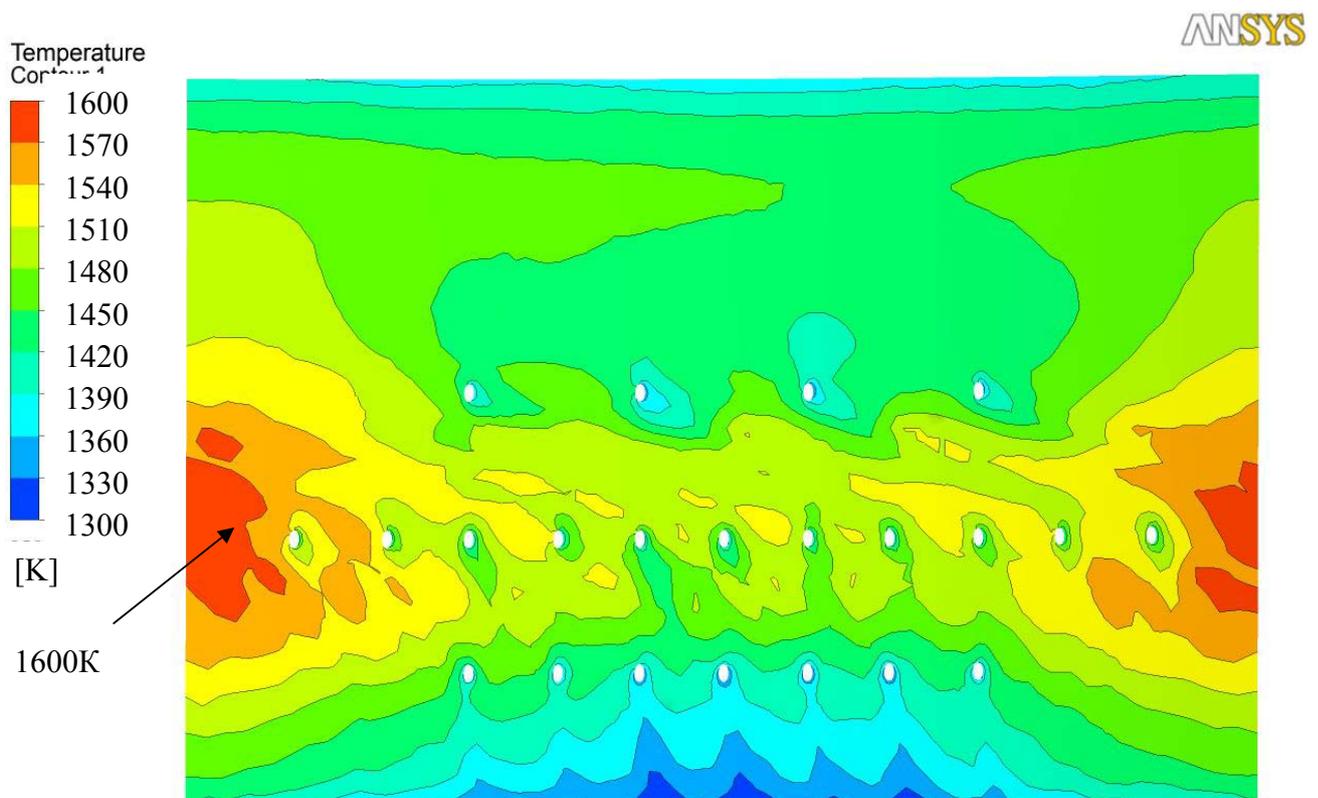


Рис. 6. Температура металла горячей поверхности сектора на режиме  $T^*_{CA} = 1834\text{K}$ .

Следует отметить, что сектора РК 2-й ступени, изготовленные из сплава ВКНА, сквозного прогара не имели, хотя температура поверхности секторов по результатам металлографического исследования превысила 1600К.

Далее, для оценки корректности результатов сквозного расчета 1-й ступени турбины современного ГТД, полученных методом численного моделирования, был проведен расчет в

условиях, идентичных эксперименту. В качестве экспериментальных данных были использованы результаты испытания двигателя на режиме 0.85 номинала. Расположение термопар и приемников давления приведено на рис. 7.

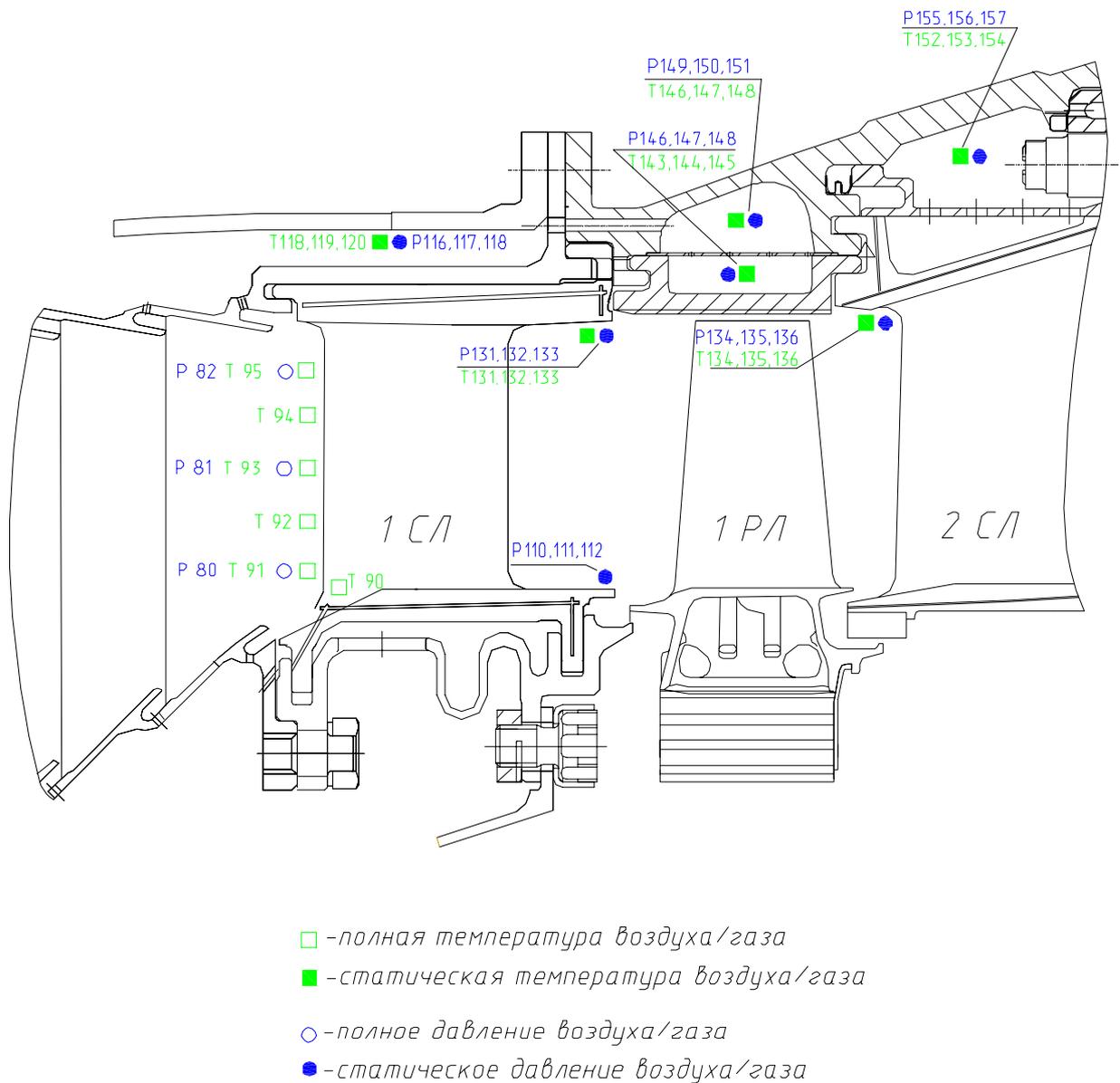


Рис. 7. Расположение термопар при испытании современного ГТД.

Сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными проводилось: по замерам статического давления и температуры на выходе из СЛ 1-й ступени (по верхней полке, см. рис. 7); по замеру статической температуры на выходе из РЛ 1-й ступени (на верхней полке СЛ 2-й ступени, см. рис. 7); по замерам статического давления и

температуры над и под перфорированной лентой в полости подвода охлаждающего воздуха РК 1-й ступени (см. рис. 7). Результаты сравнения приведены в табл. 1.

По результатам сравнения результатов численного моделирования с экспериментальными данными видно, что погрешность во всех контрольных точках не превышает 1.3 %, за исключением полости подвода охлаждающего воздуха на РК 1-й ступени под перфорированной лентой, где отклонение расчетного статического давления составило порядка 5.2 % (расчетное выше на 0.08 МПа), что объясняется отсутствием моделирования утечек в стыки между секторами РК.

Табл. 1. Сравнение результатов численного анализа с экспериментальными данными испытания современного ГТД на режиме 0.85 номинала.

Место измерения		Эксперимент	Расчет	Разница, %
Выход из СЛ 1-й ступени, верхняя полка	Р, МПа	1.59	1.57	1.3
	Т, К	973	976	0.3
Подвод на РК 1-й ступени, над лентой	Р, МПа	1.67	1.67	0
	Т, К	813	822	1.1
Подвод на РК 1-й ступени, под лентой	Р, МПа	1.53	1.61	5.2
	Т, К	829	836	0.8
Выход из РЛ 1-й ступени, наружный радиус	Т, К	1008	1012	0.4

#### **Разработка системы охлаждения сектора РК повышенной эффективности.**

На основании численного анализа исходной конструкции сектора РК был предложен ряд мероприятий по повышению эффективности охлаждения секторов и предотвращению их сквозных прогаров:

- изолирование полостей подвода;
- уменьшение диаметров отверстий перфорации и увеличение их густоты;

- вывод отверстий перфорации непосредственно в горячие зоны сектора;
- замена материала вставки;
- применение теплозащитного покрытия.

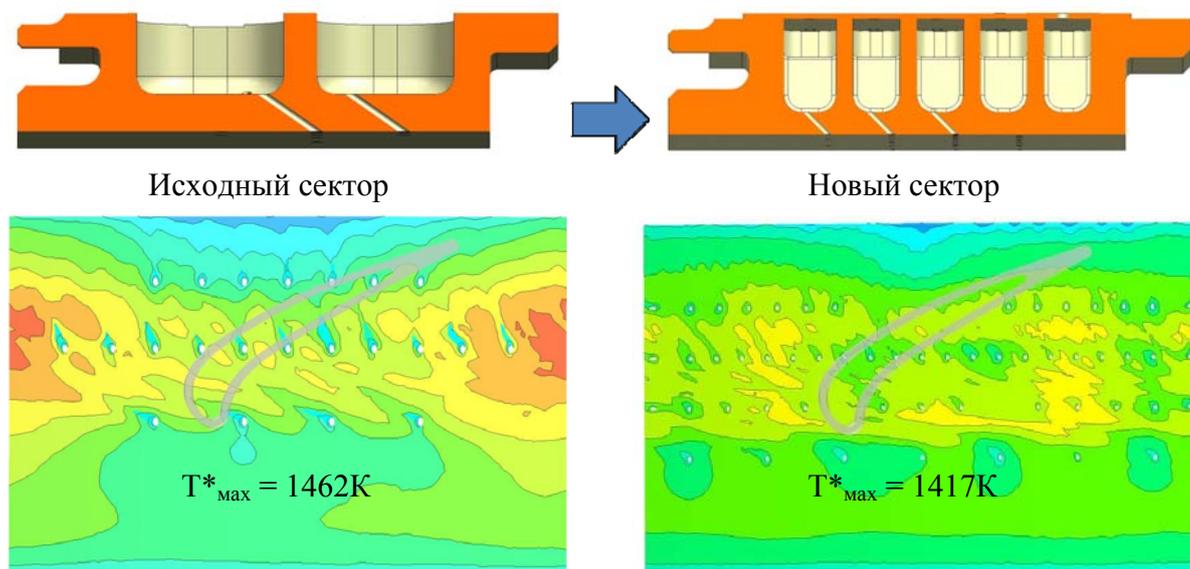


Рис. 8. Сравнение исходной и модифицированной конструкций сектора РК турбины современного ГТД.

Проведенный численный анализ модифицированной конструкции сектора показал, что внедрение такой конструкции позволит снизить температуру горячей поверхности сектора, в среднем, на 40...50К (при использовании теплозащитного покрытия разница составит почти 150К).

#### **Выводы и направление дальнейших работ.**

Основным выводом данной работы является тезис о том, что внедрение методик, решающих задачу получения теплового состояния деталей турбин ГТД сопряжением задач газодинамики и теплообмена, в практику проектирования позволит существенно улучшить уровень проектирования и 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.

Основными направлениями дальнейших работ являются:

- испытания секторов РК 1-й ступени турбины с оптимизированной системой охлаждения в составе двигателя;
- разработка притираемого теплозащитного покрытия с рабочей температурой до 1550...1600К.

#### **Библиографический список.**

1. Menter, F. R., «Two-Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications», AIAA Journal, Vol. 32, Nov. 1994, pp. 1299–1310.
2. Mayle, R. E., Dullenkopf, K., and Schulz, A., «The Turbulence that Matters», Journal of Turbomachinery, Vol. 120, No. 3, 1998, pp. 402–409.
3. Huang, P. G., Bradshaw, P., and Coakley, T. J., «Turbulence Models for Compressible Boundary Layers», AIAA Journal, Vol. 32, No. 4, 1994, pp. 735–740.
4. Тихонов А.С., «Оценка достоверности методов математического моделирования для исследования течения воздуха во внутренних полостях охлаждаемых лопаток газовых турбин», Тяжелое машиностроение, июнь 6, 2010 г., с. 6-9.
5. Цатишвили В.В., Тихонов А. С. и др. Численное исследование влияния структуры течения в камере сгорания на тепловое состояние соплового аппарата турбины высокого давления. Сборник трудов всероссийской научно-технической конференции «Новые решения в газотурбостроении», г. Москва, 2010 г.

### **Сведения об авторах.**

Тихонов Алексей Сергеевич, инженер-конструктор-расчетчик 3 категории отдела турбин ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь, к.т.н., тел.: 8-919-445-13-50, e-mail: [tikhonov4@yandex.ru](mailto:tikhonov4@yandex.ru)

Самохвалов Николай Юрьевич, инженер-конструктор-расчетчик 3 категории отдела турбин ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь, тел.: 8-952-644-78-85, e-mail: [samohvalov@avid.ru](mailto:samohvalov@avid.ru)