

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ В СОПРЯЖЕННОЙ ПОСТАНОВКЕ И АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕРОПРИЯТИЙ ПО УЛУЧШЕНИЮ КАЧЕСТВА ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН

Тихонов А.С., Сендюрев С.И., Самохвалов Н.Ю.

ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

NUMERICAL SIMULATION OF THE THERMAL CONDITION IN CHT STATEMENT AND THE ANALYSIS OF EFFICIENCY OF AN ACTIONS TO IMPROVEMENT OF COOLING QUALITY OF TURBINE BLADES

Tikhonov A., Sendyurev S., Samokhvalov N. Thermal condition of the first stage vane of HPT is numerically investigated. Maximum values of temperature (1174°C) of vane are received. The estimation of using of «fan-shaped» holes on suction side of vane is lead (30 degrees of advantage in comparison with cylindrical holes).

Одними из важнейших условий обеспечения конкурентоспособности газотурбинных двигателей (ГТД) являются 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 наибольшие проблемы может вызывать надежное охлаждение сопловых лопаток (СЛ) 1-й ступени турбины в области входной, выходной кромок и спинки. Высокий уровень температур и скоростей газа, кривизна охлаждаемых поверхностей негативно влияют на надежность охлаждения этих зон, что может привести к трещинам и прогарам (см. рис. 1, слева).

На сегодняшний день в практике проектирования численный анализ газодинамики и теплового состояния для лопаток турбин выполняется отдельно из-за большой вычислительной трудоемкости, требуемой для решения сопряженной задачи (газодинамика + теплообмен). В данной работе представлен численный анализ теплового состояния СЛ турбины ГТД.

Цель работы

Целью работы является проведение численного моделирования в сопряженной постановке теплового состояния СЛ 1-й ступени

пены турбины ГТД и определение критических мест в конструкции этой лопатки.

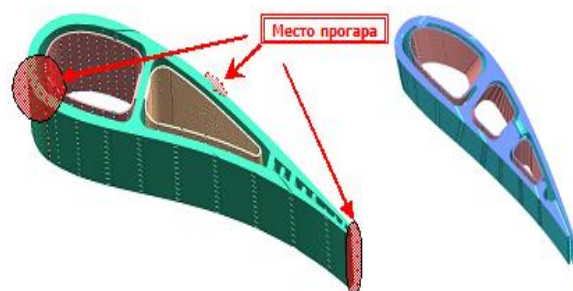


Рис. 1. Исходная (слева) и модифицированная (справа) конструкции лопатки

Постановка задачи

Основной задачей данного исследования являлось определение теплового состояния СЛ решением сопряженной задачи газодинамики и теплообмена в пакете ANSYS CFX 13.0.

Объектом исследования являлась новая 3-х полостная СЛ 1-й ступени турбины (см. рис. 1, справа). СЛ моделировалась с полостью подвода охлаждающего воздуха из внешнего контура камеры сгорания (КС).

Поля полных температуры ($T^*_{\max} = 2000^\circ\text{C}$) и давления, уровень турбулентности на входе (19.2%) в СЛ определены в результате трехмерного газодинамического расчета СЛ 1-й ступени совместно с КС [1].

Результаты

На рис. 2 приведены результаты, полученные путем решения сопряженной задачи газодинамики и теплообмена для СЛ 1-й 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 не менее 0.4.

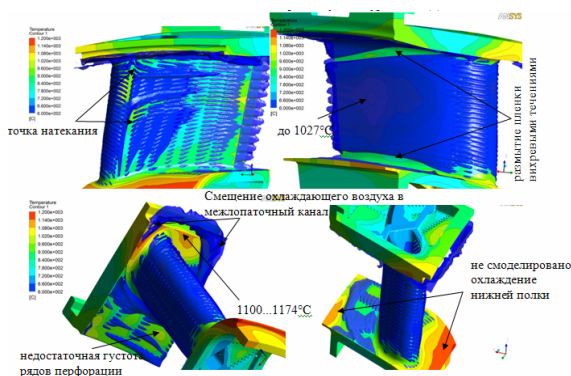


Рис. 2. Распределение температуры по поверхности СЛ и изоповерхности охлаждающей пленки (с концентрацией 0.4)

На рис. 2 четко прослеживается точка натекания потока газа из КС на входную кромку лопатки. Также прослеживаются зоны вихревых течений вблизи нижней и верхней полки (вторичные потери), которые размывают охлаждающую пленку. Максимальная температура пера реализуется на спинке вблизи выходной кромки (1027°C, температура ТЗП до 1100°C). Передняя часть верхней полки нагревается до 1174°C (температура ТЗП до 1250°C), что связано со смещением охлаждающего воздуха в межлопаточный канал. Материал, из которого изготовлена лопатка (ВКНА), работоспособен при температурах до 1250°C, однако, во избежание появления прогара в данной зоне следует разработать мероприятия по ее охлаждению.

Зоной, где достаточно сложно организовать надежное охлаждение (кривизна спинки, высокая скорость газа и перепад давления), является спинка лопатки. Анализ результатов зарубежных исследований показал, что для решения данной проблемы успешно применяются профилированные отверстия перфорации.

Авторами были проведены численные исследования СЛ турбины в сопряженной постановке. Ряд цилиндрических отверстий перфорации заменен на ряд «веерных» эквивалентной площади, диаметры остальных отверстий перфорации из этой полости уменьшены, отверстия в дефлекторе раскры-

ты с сохранением суммарного расхода воздуха в данную полость. Максимальная температура спинки уменьшается на 25-30°C (см. рис. 3).

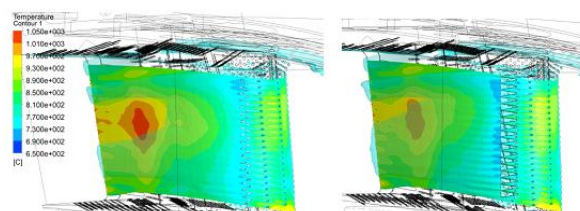


Рис. 3. Поле температур на спинке СЛ с цилиндрическим (слева) и веерными (справа) отверстиями перфорации.

Достоверность расчетной модели подтверждена рядом экспериментальных и расчетных исследований [2,3].

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.

Библиографический список

1. Цатиашвили, В.В. Численное исследование влияния структуры течения в камере сгорания на тепловое состояние соплового аппарата турбины высокого давления / В.В. Цатиашвили, А.С. Тихонов [и др.] // Сборник трудов всероссийской научно-технической конференции «Новые решения в газотурбостроении». – М.: 2010.
2. Vieser, W. Heat Transfer Prediction using Advanced Two-Equation Turbulence Models / W. Vieser, Th. Esch, F. Menter. CFX-VAL10/0602 May 2002.
3. Тихонов, А.С. Оценка достоверности методов математического моделирования, используемых для исследования течения воздуха во внутренних полостях охлаждаемых лопаток газовых турбин / А.С. Тихонов // Тяжелое машиностроение, М.: №6, 2010, с.6-9.