

УДК 629.735.03-226.2

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

ОАО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ И ТЕПЛОВОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРАКТОВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ГОРЯЧЕЙ ЧАСТИ ТУРБИНЫ СОВРЕМЕННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Выполнена численная оптимизация вторичных течений и теплового состояния теплонагруженных деталей турбины (секторов разрезного кольца и лопаток) современного газотурбинного двигателя. Показано, что применение современных методов численного моделирования в методиках проектирования позволяет снизить потери в лопаточных решетках на 9.5% и максимальную температуру теплонагруженных деталей турбины более чем на 100 °С. Отмечена важность использования сопряженного математического анализа для комплексной оценки максимально возможного числа факторов, влияющих на показатели эффективности и ресурса турбины.

Ключевые слова: сопряженный численный анализ, турбина высокого давления, полки лопаток, сектор разрезного кольца, оптимизация.

Введение

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^*_T может привести к снижению ресурса газотурбинного двигателя из-за ухудшения прочностных свойств материалов деталей горячей части.

Традиционно используемые, на сегодняшний день, методики проектирования деталей горячей части турбины высокого давления (ТВД), такие как комплекс из одномерных гидравлических расчетов, критериальных уравнений и несопряженного аэродинамического и теплового анализа, хорошо идентифицированы и апробированы преимущественно в области пера турбинных лопаток. Вместе с тем, локальные тепловые и аэродинамические эффекты в области полков и местах перехода полки в перо изучены недостаточно хорошо и трудно моделируемы с помощью традиционных методик проектирования. Оптимизация вторичных течений и теплового состояния полков лопаток и разрезных колец ТВД — скрытый резерв по повышению эффективности и ресурса турбины [1, 2].

На данный момент при проектировании высокоэффективных лопаточных решеток турбин перспективных газотурбинных двигателей значительная роль отведена минимизации вторичных потерь в каналах сопловых и рабочих лопаток. Одним из наиболее перспективных методов

оптимизации является применение неосесимметричных торцевых поверхностей.

В ОАО «Авиадвигатель» работы по данному направлению разделились на три этапа:

- разработка автоматизированного комплекса оптимизации вторичных вихревых структур.
- анализ эффективности применения конструктивных мероприятий по минимизации потерь в решетке.
- проектирование и изготовление экспериментальной установки для верификации полученных результатов.

Целью работы является проведение численного моделирования газодинамических и тепловых процессов в ТВД ГТД; оценка теплового состояния и оптимизация системы охлаждения секторов разрезных колец ТВД; экспериментальная и численная оптимизация вторичных вихревых структур в лопаточных решетках ТВД.

1. Описание проблемы и численной модели

На сегодняшний день в практике проектирования и научных публикациях сравнительно мало внимания уделяется детальному изучению теплового состояния разрезных колец (КР) турбины, которые работают на наиболее тяжелых среди всех горячих трактовых поверхностей условиях — их обтекает горячий газ, перетекающий через радиальный зазор между рабочей лопаткой (РЛ) и КР со скоростью свыше 600 м/с. Опыт эксплуатации современных ГТД показывает высокую вероятность возникновения дефектов в КР 1-й ступени турбины (вплоть до сквозных прогаров, см. рис. 1). С наибольшей вероятностью

дефекты могут возникать в стыках между соседними КР, где охлаждение минимально, а также в задней части КР и передней части верхней полки СЛ2, где возможно затекание горячего газа в зазор.



Рис. 1. Внешний вид секторов КР после длительной эксплуатации

Для исследованных современных авиационных двигателей (типа ПС-90А2 и ПД-14) подобные дефекты связаны прежде всего с очень высоким средним уровнем температуры газа в горле соплового аппарата (СА) – $T^*_{СА} = 1800...1850$ К. Для наземных установок (типа ГТУ-25П), где $T^*_{СА}$ не превышает 1600 К на самых горячих режимах подобные дефекты могут быть вызваны высокой неравномерностью поля температуры газа за КС (неравномерность составляет порядка 1.6 и даже выше).

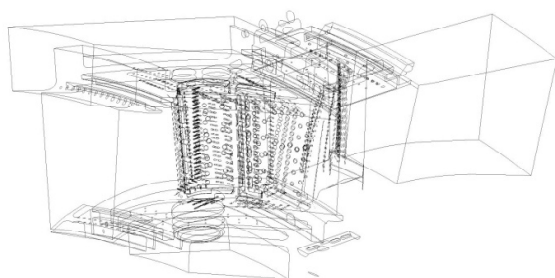


Рис. 2. Общий вид расчетной области

В любом случае проектировать КР приходится с существенным запасом по температуре для компенсации высокого уровня неравномерности за КС и использовать самые современные варианты конструкций и методики проектирования. Данная задача решалась с помощью численного

анализа сопряжения газодинамики и теплообмена в полностью смоделированной ТВД с учетом всех особенностей конструкции турбины (см. рис. 2) в пакете ANSYS CFX 13.0.

Для оптимизации вторичных вихрей использовался программный продукт IOSO NM. Основными модулями, участвующими в оптимизационном процессе являлись пакет построения геометрической модели Unigraphics NX, сеточный генератор ANSYS ICEM CFD и решатель ANSYS CFX, объединенными в цикле командными bat-файлами. На рис. 3 представлен алгоритм рассматриваемого процесса оптимизации.

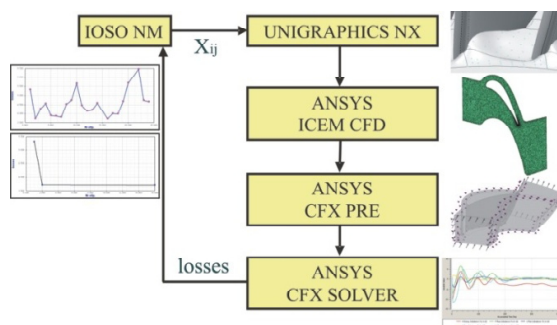


Рис. 3. Алгоритм оптимизации

Входными параметрами, варьируемыми в цикле оптимизации, являлись радиальные координаты узловых точек (X_{ij}), образующих в дальнейшем торцевую плоскость. Из опыта ОАО «Авиадвигатель» были выделены наиболее характерные зоны на торцевой поверхности, обладающие наибольшим влиянием на вторичные вихри в канале – область вблизи входных кромок лопаток, а также области максимального и минимального статического давления у спинки и корыта профиля до горла канала. Оптимизация в этих зонах имела более детальный характер.

Целевая функция – эффективность решетки.

2. Анализ полученных результатов

2.1. Анализ теплового состояния КР

Численный анализ показал, что неравномерность статического давления вдоль КР 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 РЛ. 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.

Пленочное охлаждение КР не слишком значительное, что связано с высоким уровнем скорости газа в радиальном зазоре между РЛ и КР. Фактический вклад пленочного охлаждения в

суммарное конвективно-пленочное охлаждение составляет порядка 20...25%. Основной вклад в охлаждение поверхности КР, находящейся в проточной части, вносит конвективное охлаждение - порядка 75...80% от суммарного эффекта конвективно-пленочной системы охлаждения. Из них около 10% от суммарного снижения температуры дает конвективный теплообмен в отверстиях перфорации.

Результаты численного моделирования хорошо согласуются с различными экспериментальными исследованиями (замеры статических давлений и температур в полости подвода, металлография [1, 3]).

На основе полученных характеристик системы охлаждения КР и его теплового состояния были сделаны существенные изменения в конструкции КР (разбиение единой полости подвода на несколько изолированных полостей и загущение отверстий перфорации), что позволило значительно (на 100 °С, см. рис. 4) снизить максималь-

ную температуру КР по сравнению с исходной конструкцией, что позволит значительно увеличить ресурс КР даже при существенных забросах температуры в периферийной зоне за КС.

Для того, чтобы исключить возможное затекание газа из проточной части в осевой зазор между КР и СЛ2 в задней части КР были выполнены дополнительные отверстия. На рис. 5 изображено расчетное поле температуры воздуха в осевом зазоре между КР и СЛ2 для исходной (сверху) и доработанной (снизу) конструкции КР1. Наглядно видно, что выполнение дополнительных отверстий для наддува стыка между КР и СЛ2 в новой конструкции КР1 позволяет исключить затекание горячего газа в зазор. Средняя концентрация горячего газа на входе в зазор между КР и СЛ2 со стороны газового тракта уменьшилась в 4.3 раза (с 22.2% у исходной конструкции КР1 до 5.2% у доработанной с дополнительным наддувом стыка). Средняя температура газа на входе в зазор уменьшилась на 104 К.

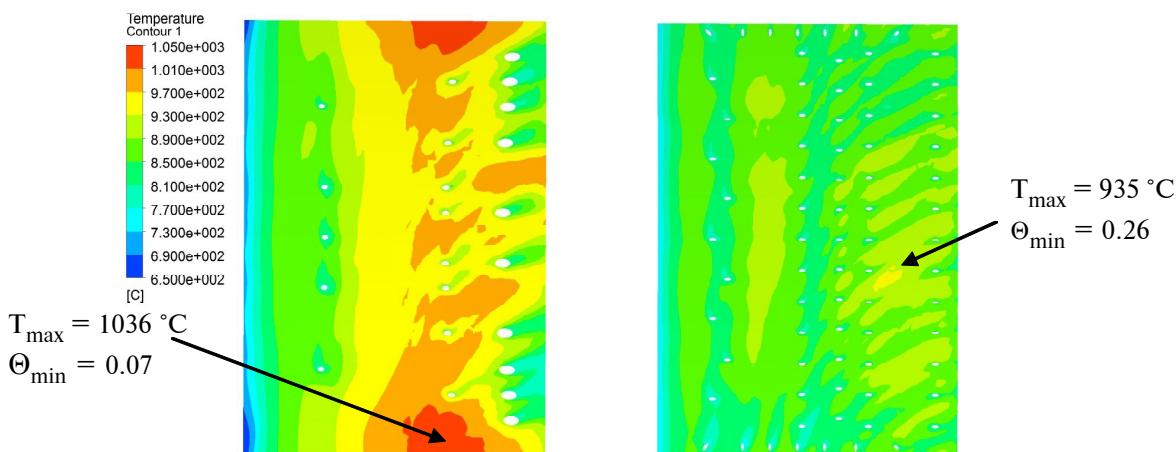


Рис. 4. Распределение температуры металла по поверхности базовой (слева) и новой (справа) конструкций КР на номинальном режиме ($T^*_{CA} = 1578 \text{ K}$)

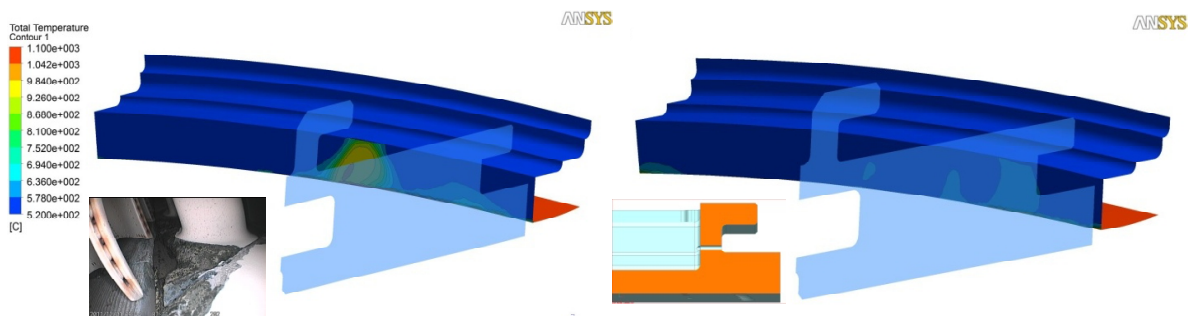


Рис. 5. Поле температуры воздуха в осевом зазоре между КР и СЛ2 для исходной (слева) и новой (справа) конструкции КР

2.2. Оптимизация полок лопаток

Одной из немаловажных проблем (наряду с повышением эффективности решетки) является обеспечение оптимального температурного состояния торцевой поверхности и спинки профиля для повышения ресурса лопаток турбин. В процессе анализа лопаток диагностировалось увеличение температурного состояния вследствие размытия пленки на спинке (см. рис. 6) из-за прохождения в этой зоне канальной вихревой структуры (повышение теплового потока в спинку).

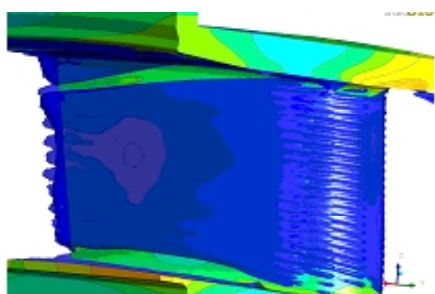
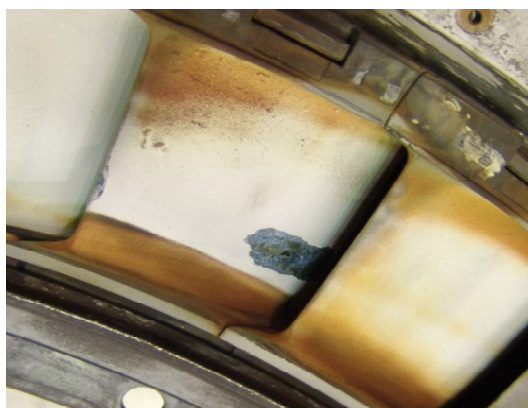


Рис. 6. Размытие пленки на спинке профиля

Исходя из этого, в процессе анализа рассматривались оптимальные варианты, удовлетворяющие двум критериям поиска: максимальная эффективность, минимальное размытие пленки на спинке профиля.

На рис. 7 и 8 отражены основные отличительные особенности в картинах течения двух вариантов (осесимметричного и неосесимметричного).

Область межлопаточного канала характеризуется наличием трех основных вихревых составляющих, зарождающихся при обтекании потоком входных кромок лопаток («а» - ветвь подковообразного вихря с корыта, «б» - вихрь первичного распада, «с» - ветвь подковообразного вихря со спинки), а также вихрей, являющихся следствием взаимодействия вихревых структур «а», «б» и «с» («к» - канальный вихрь, «i» - закруточный вихрь).

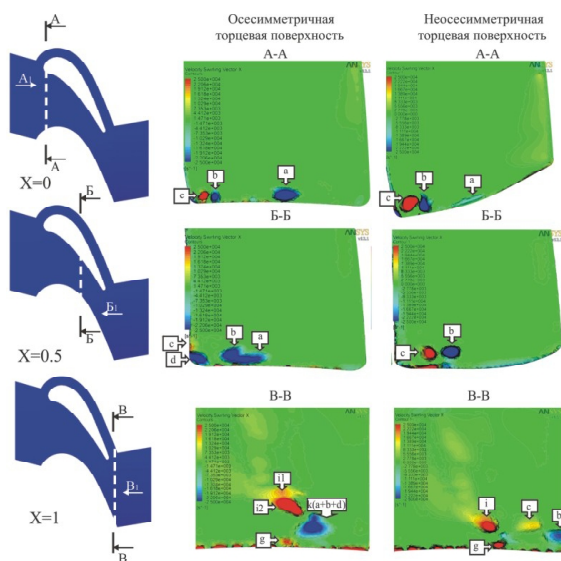


Рис. 7. Визуализация интенсивностей завихренности по длине канала

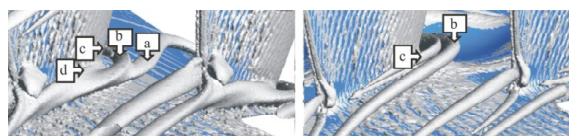


Рис. 8. Визуализация завихренности в канале для осесимметричной (слева) и неосесимметричной (справа) торцевой поверхности

Одним из ключевых факторов, определяющих снижение потерь в решетке с неосесимметричной торцевой образующей, является ликвидация подковообразного вихря с корыта за счет снижения градиента давления от корыта к спинке формированием выпуклости/вогнутости в канале. Это приводит к уменьшению суммарного количества вихревых составляющих канального вихря - основного источника аэродинамических потерь в решетке, таким образом, повышая эффективность решетки.

Вогнутый участок профиля у входной кромки интенсифицирует ветвь подковообразного вихря со спинки, который за счет противоположности закрутки смещает вихрь первичного распада от спинки профиля. При этом минимизируется интенсивность закруточного вихря, индуцируемого отрывом пограничного слоя в области прохождения канального вихря на спинке. Как результат снижения интенсивностей и количества вихревых структур, вариант решетки с неосесимметричными торцевыми поверхностями имеет наименее выраженные области провала

давления в зонах прохождения вихревых структур за выходными кромками лопаток (рис. 9). Снижение суммарных потерь в канале составило 9.5% относительно базового осесимметричного варианта.

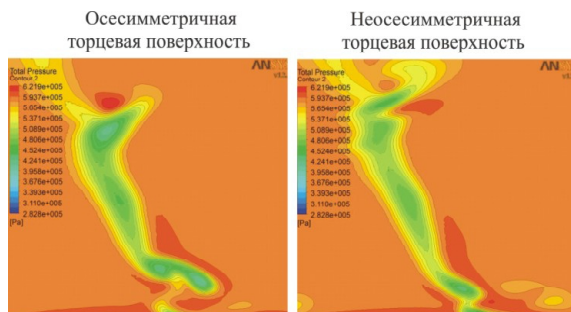


Рис. 9. Контуры полного давления в выходной плоскости

Для оценки влияния неосесимметричности на температурное состояние лопатки, проводился сопряженный газодинамический расчет с оценкой теплового потока в спинку лопатки в месте прохождения вторичных вихрей. Результаты расчета (рис. 10) отражают, что, вследствие отвода вихрей от спинки профиля формированием вогнутого участка, уменьшается тепловой поток в спинку лопатки, ликвидируется размытие пленки на спинке профиля.

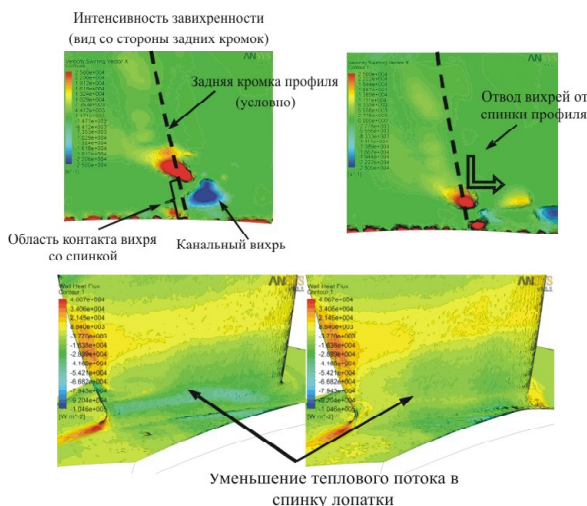


Рис. 10. Визуализация интенсивностей завихренности и теплового потока для осесимметричной (слева) и неосесимметричной (справа) торцевой поверхности

Для подтверждения полученных результатов в ОАО «Авиадвигатель» проведены работы по проектированию экспериментальной установки

аэродинамического исследования лопаток турбин.

Для проведения комплексного анализа вторичных течений в межлопаточных каналах сопловых и рабочих лопаток турбин, в установке применен набор методов анализа структуры потока:

- анализ скоростей потока в канале лазерным доплеровским анемометром;
- визуализация вихревых течений с помощью высокоскоростной камеры;
- измерение поля полного/статического давления, а также углов выхода потока на различных расстояниях от выходных кромок лопаток пятиточечным приемником давления на 3D системе перемещения;
- измерение распределения статического давления по торцевым поверхностям и профилю лопатки в трех сечениях.

В данный момент идет процесс производства установки, а также подготовка бокса и систем установки к испытаниям.

Заключение

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.

Литература

1. Тепловое проектирование разрезных колец турбин методами численного моделирования в сопряженной постановке /А.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов //Электронный журнал «Труды МАИ». – Вып. 52. – М., 2012. – 15 с.
2. Анализ влияния неосесимметричных торцевых поверхностей межлопаточных каналов сопловых лопаток на вторичные течения в турбинах /Н.Ю. Самохвалов, А.С. Тихонов, С.И. Сендюров: тез. докл. LVIII научно-технической сессии по проблемам газовых турбин и парогазовых установок. – М., 2011. – С. 111-117.
3. Тихонов А.С. Влияние геометрических параметров профиля лопатки на эффективность пленочного охлаждения лопаток газовых турбин: дис. на соискание ученой степени канд. технических наук: 05.07.05; защищена 15.10.2010 /Тихонов Алексей Сергеевич. – П., 2010. – 170 с.

Поступила в редакцию 01.06.2012

О.С. Тихонов, Н.Ю. Самохвалов, С.І. Сендюрев, С.В. Бажин. Аеродинамічне і теплове проектування трактових поверхонь гарячої частини турбіни сучасного газотурбінного двигуна

Виконано чисельну оптимізацію вторинних течій і теплового стану теплонавантажених елементів турбіни (секторів розрізного кільця і лопаток) сучасного газотурбінного двигуна. Показано, що застосування сучасних методів чисельного моделювання в методиках проектування дозволяє знизити втрати в лопаткових решітках на 10% і максимальну температуру теплонавантажених елементів турбіни більш ніж на 100 °С. Відмічено важливість використання сполученого математичного аналізу для комплексної оцінки максимально можливого числа факторів, що впливають на показники ефективності та ресурсу турбіни.

Ключові слова: *сполучений чисельний аналіз, турбіна високого тиску, полиці лопаток, сектор розрізного кільця, оптимізація.*

A.S. Tikhonov, N.YU. Samokhvalov, S.I. Sendiurev, S.V. Bazhin. Aerodynamic and thermal design of turbine hot part flowpath surfaces in advanced gas turbine engine

Secondary flows and thermal condition of turbine heat-loaded parts (split ring and blades segments) of advanced gas turbine engine have been optimized. It has been shown that up-to-date numerical simulation applied in design procedures makes it possible to reduce losses in blades passages by 10% and maximum temperature of turbine heat-loaded parts by more than 100 °C. It has been emphasized that it is important to use interconnected numerical analysis for complex evaluation of the maximum possible number of factors influencing turbine efficiency and life values.

Key words: *interconnected numerical analysis, high-pressure turbine, blade shrouds, split ring segment, optimization.*