

ПРОЕКТИРОВАНИЕ УПЛОТНЕНИЙ В СОСТАВЕ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2009 А. С. Виноградов, А. С. Мятлев

Самарский государственный аэрокосмический университет

Показано влияние конструкции уплотнения на работу системы внутреннего воздухообеспечения ГТД. Сформирован подход к проектированию системы с учетом взаимовлияния газовых уплотнений и изменения радиальных зазоров. Предложены методы и средства для реализации указанных принципов при проектировании ГТД.

Газотурбинный двигатель, система внутреннего воздухообеспечения, лабиринтное уплотнение, радиальный зазор, регулирование зазора, тепловое состояние двигателя

Дальнейшее совершенствование авиационных двигателей и двигателей энергетических установок связано с улучшением их экономичности и параметров надежности. Улучшение экономичности может достигаться не только за счет повышения параметров цикла, но и за счет развития элементов конструкции. Одним из важных направлений в этой связи является совершенствование конструкций уплотнений, находящихся в тракте двигателя.

Традиционный метод проектирования уплотнений базируется на рассмотрении уплотнения как отдельного элемента конструкции: определяются параметры уплотняемой и уплотняющей сред, режимы работы (частота вращения), далее вычисляется герметичность. Однако работу и эффективность уплотнения можно существенно улучшить, если рассматривать уплотнение, с одной стороны, как элемент узла опоры (или элемент масляной системы), а с другой — как элемент системы внутреннего воздухообеспечения.

Система внутреннего воздухообеспечения, о которой ведется речь, является обобщенным понятием, которое включает в себя систему охлаждения, наддува и суфлирования полостей опор, управления осевыми усилиями на подшипниках опор роторов, обеспечения работы противообледенительной системы и другие. Уплотнение же (лабиринтное, контактное торцевое, бесконтактное торцевое) входит в состав большинства перечисленных элементов общей системы, а значит и влияет на ее общую эффективность.

Зачастую потребление воздуха на нужды системы внутреннего воздухообеспечения рассматривается как внесение дополнительных потерь в рабочий процесс двигателя. Действительно, воздух, отбираемый из тракта на нужды упомянутой системы, может не участвовать в непосредственном создании тяги. Поэтому количество отбираемого воздуха всегда определяется как компромисс между высокими параметрами двигателя и его безопасной и надежной работой.

Существует определенное взаимовлияние уплотнений газоздушного тракта и элементов воздушной системы [1]. Чтобы определить его, предлагается следующая последовательность.

Производится определение параметров рабочего тела (статические и полные давления, температуры, скорость) во всех сечениях тракта двигателя. Эти данные могут быть определены по результатам термогазодинамического расчета и газодинамического проектирования узлов.

Предварительное назначение номинальных осевых и радиальных зазоров и допусков на них.

В результате полного термомеханического расчета двигателя определяются тепловое состояние ротора и статора, а также действительные значения зазоров. Сформированная математическая модель системы позволяет оценить и взаимовлияние зазора в различных уплотнениях, и изменение теплового состояния элементов конструкции горячей части двигателя.

После определения рабочих значений радиальных и осевых зазоров принимается решение об изменении конструкции. В зависимости от требований величины радиальных зазоров могут быть оптимизированы, например, за счет применения систем активного/пассивного регулирования. Герметичность уплотнений можно повысить путем совершенствования конструкции уплотнения либо изменением его типа (если применить уплотнение с газостатическим эффектом, то герметичность повысится на порядок, что положительно скажется и на экономичности двигателя в целом).

Для реализации подобного подхода было выбрано лабиринтное уплотнение за компрессором высокого давления двигателя НК-93.

При проектировании системы внутреннего воздухообеспечения газотурбинного двигателя и системы охлаждения турбины как наиболее сложной ее части, как правило, рассматривается несколько различных вариантов конструктивного исполнения. После компоновки каждого из таких вариантов возникает необходимость оценки параметров системы и выбора оптимального варианта. В качестве критерия оценки качества системы выступают выполнение требований технического задания по охлаждению деталей горячей части, уровень утечек воздуха в тракт, расход воздуха и другие.

Такой подход приводит к возникновению необходимости решения обратной задачи: по известной геометрии каналов и значениям газодинамических параметров (как правило — давления и температуры) необходимо определить параметры потоков по всей сети. При этом расчет должен учитывать влияние подогрева потока, поскольку температуры элементов системы обладают значительной неравномерностью.

Возникает противоречие: с одной стороны, для расчета параметров системы воздухообеспечения необходимо определить температуры элементов системы, а с другой — для определения температуры элементов системы нужно знать параметры системы воздухообеспечения (расходы воздуха, давления и температуры, коэффициенты теплоотдачи). Необходимо также учитывать, что при изменении температуры элементов системы

происходит и изменение геометрии каналов, что вызывает изменение газодинамических параметров в системе воздухообеспечения и далее влияет на тепловое состояние двигателя. В некоторых случаях это противоречие может быть разрешено предварительным назначением температур стенок каналов по прототипу или экспериментальным данным. Очевидно, что такой подход не является универсальным и не может быть использован во всем диапазоне возможных конструкций газотурбинных двигателей.

Обозначенная задача может быть решена методом последовательных приближений. Основным инструментом такого рода решений является метод конечных элементов. С его помощью могут быть решены тепловая и структурная задачи, а также задача определения гидравлических параметров системы внутреннего воздухообеспечения. На рис. 1 показана блок-схема получения такого решения. Рассмотрим ее основные элементы.

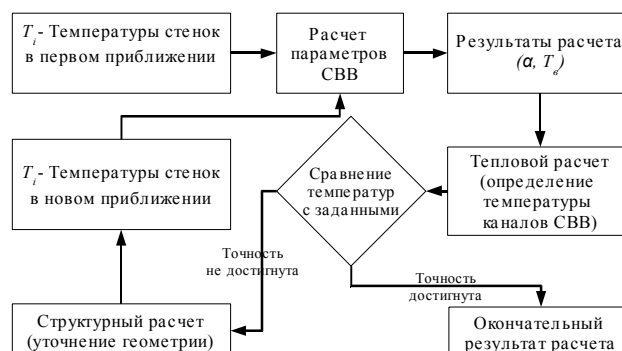


Рис. 1. Блок-схема термомеханического расчета двигателя

На первом этапе происходит предварительное назначение температур элементов системы внутреннего воздухообеспечения. Эта температура может быть задана как произвольно, так и по данным двигателя-прототипа. Последнее позволит снизить число итераций, необходимое для достижения заданной точности расчета. Для принятых температур и известной геометрии каналов производится определение газодинамических параметров системы внутреннего воздухообеспечения и определяются коэффициенты теплоотдачи, которые в дальнейшем используются в качестве граничных условий для теплового расчета двигателя. Далее производится оценка точности решения путем

сравнения рассчитанных значений температур с заданными. Если требуемая точность не достигнута, то производится уточнение геометрии элементов системы и расчет повторяется. Подобный подход, в конечном итоге, позволит определить рабочие температуры элементов, значения эксплуатационных зазоров и параметры системы воздухообеспечения на принятом рабочем режиме. Указанный алгоритм реализован в НТУ «ХПИ» [2].

Как уже отмечалось, приведенный метод термомеханического расчета двигателя был реализован на примере системы охлаждения турбины двигателя НК-93 фирмы ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова». Практика показала, что для получения устойчивого решения достаточно 35-40 приближений. На рис. 2 показано изменение температуры элементов системы охлаждения по приближениям. Было произведено сравнение результатов расчета с данными завода-изготовителя. Максимальное расхождение по расходу охлаждающего воздуха составило 3,34%, максимальное несоответствие по температуре элементов двигателя — 3,01%.

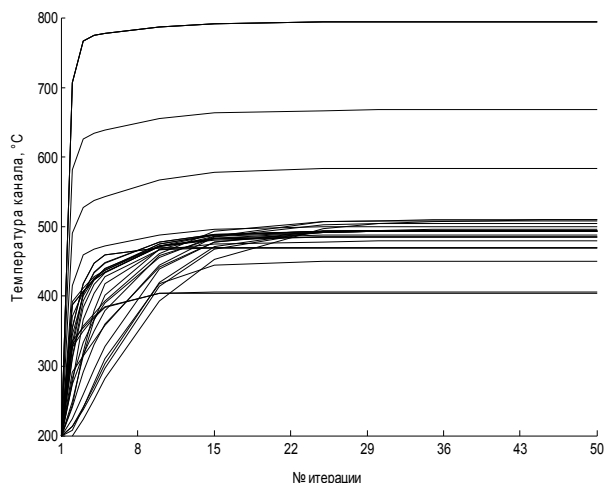


Рис. 2. Изменение температуры элементов системы охлаждения турбины НК-93

Для расчета параметров системы внутреннего воздухообеспечения применяется теория графов и математические модели, применяемые при расчетах на ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова». На рис. 3 показан фрагмент графа системы охлаждения турбины двигателя НК-93. Такое представление системы оправдано: как правило, нет необходимости в точном моделировании элементов системы, и она может быть разбита на элементарные

участки. В системах внутреннего воздухообеспечения встречаются как двухмерная, так и трехмерная картины течения (теплопередача, потери в потоке, вихревые течения и др.). Однако для инженерных расчетов, как правило, достаточно одномерного представления модели с упрощенными картинами течения. Оценка результатов может быть произведена сопоставлением результатов с экспериментом или результатами CFD-расчетов. Подобная практика не требует создания полной трехмерной CFD-модели всей системы воздухообеспечения и обширной работы по выполнению дальнейшего расчета. Такой подход позволяет получить большую гибкость и скорость расчетов.

Для рассматриваемой системы двигателя НК-93 проводилась оценка влияния изменения радиального зазора в лабиринтном уплотнении за компрессором (участок 175-177 на рис. 3) на другие уплотнения системы и температурное состояние системы в целом. На рис. 4-5 показаны некоторые результаты расчета.

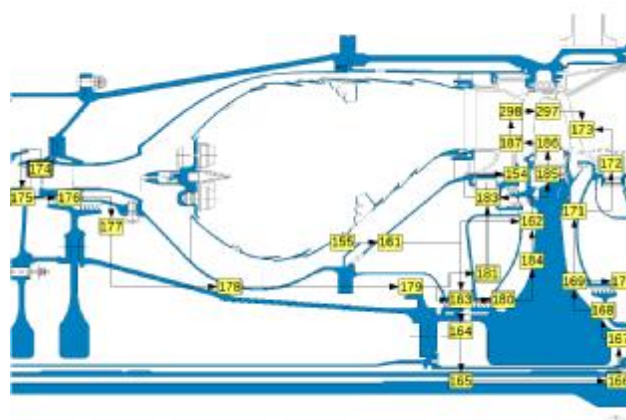


Рис. 3. Фрагмент графа для расчета системы внутреннего воздухообеспечения

Изменение зазора в уплотнении за КВД приводит к изменению утечки закомпрессорного воздуха высокого давления. При рабочей величине зазора эта утечка составляет 0,6%. Большая его часть (0,55%) сбрасывается через статор (по схеме — элементы 179-181-182-183 (рис. 3)) и лабиринт У1 в тракт перед рабочим колесом. При снижении утечки за КВД снижается температура уплотнения вала ВД и закомпрессорного уплотнения и увеличивается температура уплотнения У2 (закомпрессорный воздух охлаждает уплотнение, расположенное в горячей зоне). В ра-

бочем состоянии расход воздуха за КВД создает такой перепад давлений, что расход воздуха через лабиринт У2 отсутствует. При существенном увеличении расхода через рассматриваемое уплотнение происходит небольшое подмешивание горячего воздуха к охлаждающему. Снижение зазора приводит к снижению утечки закомпрессорного воздуха, что, в свою очередь, приводит к снижению давления в межлабиринтной полости У1-У2 и утечке охлаждающего воздуха в тракт (рис. 4).

На рис. 5 показано влияние утечки воздуха за КВД на расход через уплотнение У2. Видно, что при номинальном значении утечки 0,6% расход через уплотнение практически отсутствует. Снижение утечки приводит к росту расхода через У2 (участок положительного расхода по оси ординат). При увеличении утечки наблюдается обратное течение в лабиринте (участок отрицательного расхода по оси ординат), что говорит о подмешивании (рис. 5) горячего воздуха (по сравнению с воздухом, прошедшим аппарат закрутки) к охлаждающему. Также следует отметить, что при изменении расхода через лабиринт за КВД в широких пределах может измениться направление течения охлаждающего лицевого сторону диска ТВД воздуха.



Рис. 4. Возможные течения через уплотнение У2

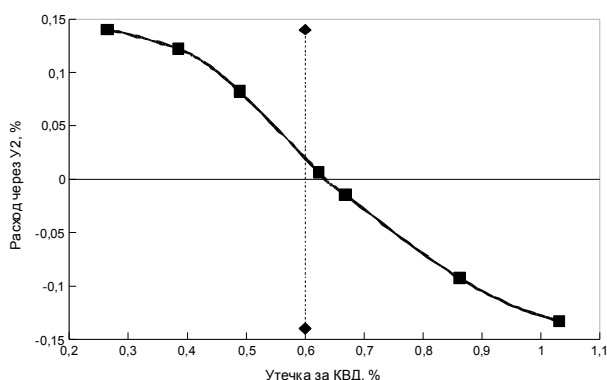


Рис. 5. Влияние утечки закомпрессорного воздуха на расход через уплотнение У2

На основании рассмотренных методик и проведенных расчетов было предложено изменение конструкции системы охлаждения двигателя НК-93, позволяющее снизить затраты воздуха на охлаждение рабочего колеса турбины ВД с 4,65% до 4,38%. Приведенный пример показывает, как может быть повышена общая эффективность двигателя без увеличения его параметров цикла. Рассмотренные методы расчета могут быть применены и для расчета изменения радиальных зазоров в лопаточных машинах двигателя, а также для применения малорасходных конструкций уплотнений, улучшающих работу системы вторичного воздухообеспечения [3].

Библиографический список

1. Muller, Y. Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of a jet engine/ Y. Muller// ASME-Pap-GT-2008-50078.
2. Капинос, В.М., Улучшенный алгоритм поступенчатого расчета проточной части турбины по параметрам за последней ступенью/ В.М. Капинос, В.Н. Пустовалов, В.В. Навроцкий, С.П. Науменко // Вестн. НТУ «ХПИ», 2004.- №11.- С.105-108.
3. Иноземцев, А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб./ А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – Т.3. – 227 с.

References

1. Muller Y. Secondary air system model for integrated thermomechanical analysis of a jet engine// ASME-Pap-GT-2008-50078.
2. Kapinos V.M., Pustovalov V.N., Navrocky V.V., Naumenko S.P. The improved algorithm step-by-step account of a flowing turbine part with the using of the parameters behind last stage// Kharkiv, Ukraine, National Technical University, № 11, 2004, p. 105-108. (in Russian)
3. Inozemcev A.A. Design bases of aircraft engines and power plants: textbook/ Inozemcev A.A., Nihamkin M.A., Sandracky V.L. – Moscow.: Mashinostroenie, 2008.-Volume 3 – p. 227

SEAL DESIGNING IN A STRUCTURE OF THE COOLING SYSTEM IN GAS TURBINE ENGINE

©2009 A. S. Vinogradov, A. S. Myatlev

Samara State Aerospace University

The seal design influence on work of the secondary air system in gas turbine engine is shown. The design method of the such system with the definition of mutual influence of gas seal and radial gap change is generated. This methods and means for practical realization are recommended at the engine design.

Gas turbine engine, secondary air system, labyrinth seal, radial gap, gap regulation, engine thermal condition

Информация об авторах

Виноградов Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел.: (846)-267-46-75. E-mail: fdla@ssau.ru. Область научных интересов: торцовые уплотнения, конструкция авиационных двигателей, надежность машин.

Мятлев Александр Сергеевич, аспирант кафедры «Конструкция и проектирование двигателей летательных аппаратов» Самарского государственного аэрокосмического университета. Тел.: (846)-267-46-75. E-mail: fdla@ssau.ru. Область научных интересов: торцовые уплотнения, конструкция и прочность авиационных двигателей.

Vinogradov Alexandr Sergeevich, candidate of technical science, docent of department «Construction and design of aircraft engines» of Samara State Aerospace University. Phone: (846) - 267-46-75. E-mail: fdla@ssau.ru. Area of research: face seals, aircraft engine design, reliability of machines.

Myatlev Alexandr Sergeevich, postgraduate student of department «Construction and design of aircraft engines» of Samara State Aerospace University. Phone: (846) -267-46-75. E-mail: fdla@ssau.ru. Area of research: face seals, aircraft engine design and strength.