

УДК 621.45.037

Н.Н. САЛОВ, А.А. ХАРЧЕНКО, В.М. БУБЕНЦОВ, Е.С. ТКАЧ

Севастопольский национальный технический университет, Украина

РАСЧЕТ НЕСТАЦИОНАРНОГО ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ДИСКОВ РОТОРОВ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Предложен метод расчета температурного состояния охлаждающего воздуха и дисков роторов осевых компрессоров на установившихся и неустойчивых режимах работы авиадвигателя, позволяющий существенно упростить расчеты на начальных стадиях проектирования, исключив необходимость задания граничных условий теплообмена и использование мощной вычислительной техники. По результатам экспериментальных исследований температурного состояния модели ротора осевого компрессора найдены расчетные зависимости температуры диска и охлаждающего воздуха под его ступицей.

Ключевые слова: авиадвигатель, переходные режимы, нестационарное тепловое состояние, диски роторов ГТД, методы расчетов.

1. Постановка проблемы

Существующие методы расчетов температурного состояния деталей ГТД, реализованные в программном комплексе ANSYS в трехмерной постановке, из-за отсутствия на начальных стадиях проектирования достоверных знаний о граничных условиях теплообмена и требующие значительных затрат времени на создание соответствующих моделей, а также нуждающиеся в значительной вычислительной мощности, являются в настоящее время достаточно сложными, и в связи с этим ограничены в использовании.

Очевидная необходимость в создании более простых способов определения температурного состояния деталей ГТД явилась причиной появления работ [1, 2], в которых уменьшился объем вычислений и появилась возможность с достаточной степенью точности определить температурное состояние деталей сложной формы на ранних этапах разработки конструкции без создания трехмерных моделей. Однако вычисление коэффициентов теплоотдачи в предлагаемых методиках остается достаточно сложным.

2. Решение проблемы

В настоящей статье предлагается методика расчетов температурного состояния дисков роторов осевых компрессоров с транспортировкой охлаждающего воздуха по оси ротора, исключающая необходимость задаваться граничными условиями теплообмена. На основе экспериментальных исследований и расчетных методов получены зависимости, позволяющие определить температурное со-

стояние охлаждающего воздуха и дисков ротора в стационарных условиях и посекундно на установившихся и неустойчивых режимах работы авиадвигателей.

Данная методика не является альтернативой применяемым в настоящее время методам, т.к. разработана применительно к дискам роторов осевых компрессоров и не предназначена для расчетов деталей сложной формы. В связи с техническими трудностями и отсутствием в литературе достаточных сведений по температурному состоянию дисков осевых компрессоров реальных двигателей, расчетные зависимости в предлагаемой методике получены по результатам опытов на экспериментальном стенде [3]. В опытах температура дисков измерялась термомпарами, установленными по радиусу диска с обеих его сторон. Показания термомпар посредством ртутного токосъемника передавались на цифровой многоканальный преобразователь, который обеспечивал обмен информацией с ЭВМ. Приемистость двигателя моделировалась временем подачи напряжения на клеммы электронагревателя. Исследовалось температурное состояние дисков в зависимости от частоты вращения ротора, расхода охлаждающего воздуха и величины плотности теплового потока, подводимого со стороны ободной части диска. В опытах температура и расход охлаждающего воздуха устанавливались с помощью двух задвижек, изменяющих поперечное сечение выхлопного и всасывающего трубопроводов. Увеличение температуры охлаждающего воздуха на входе в рабочий участок достигалось подмешиванием горячего воздуха, выходящего из рабочего участка. Зависимость для расчета средней температуры потока охлаждающего воздуха $t_{\text{вых}}$ в кольцевом канале под ступицей диска

в стационарных условиях теплообмена имеет вид [4]

$$\frac{t_{\text{ВЫХ}} - t'_{\text{ВХ}}}{t'_{\text{ВХ}}} = C \cdot \pi_k^{1,684} \left(\frac{t'_{\text{ВХ}}}{t_{\text{ВХ}}} \right)^{-0,9025}, \quad (1)$$

где $t_{\text{ВХ}}, t'_{\text{ВХ}}$ – температуры воздуха в месте отбора на режиме малого газа и на остальных режимах работы двигателя; π_k – степень повышения давления воздуха в ступени проточной части компрессора.

Авиационные двигатели работают в широком диапазоне переменных режимов, отличающихся частотой вращения ротора, расходом и параметрами воздуха сжатого в проточной части компрессора и отбираемого на охлаждение. При этом время работы двигателя на всех режимах, исключая крейсерский режим, весьма ограничено. В результате температурное состояние охлаждающего воздуха и дисков не достигает стационарности. На основе экспериментально-аналитического метода исследования теплового состояния охлаждающего воздуха на установившихся нестационарных режимах работы авиадвигателя получена формула для расчета температуры охлаждающего воздуха t_τ в кольцевом канале под ступицей диска в текущий момент времени

$$t_\tau = t_{\text{ВЫХ}} \left[\tau / (\tau + 3600) \right]^x, \quad (2)$$

где τ – текущая секунда соответствующего режима,

$$x = C_1 \cdot (\text{Re}_\omega \cdot \text{Pr})^b \cdot \pi_k^z; \quad (3)$$

$\text{Re}_\omega = \omega \cdot r_0^2 / \nu$ – окружное число Рейнольдса в формуле (3); r_0 – радиус центрального отверстия в ступице диска; число Прандтля принималось $\text{Pr} = 0,68$; π_k – степень повышения давления в расчетной ступени проточной части осевого компрессора.

Коэффициент C_1 и показатели степени b, z определены для расчетной ступени осевого компрессора на соответствующем режиме работы двигателя.

На неустановившихся режимах работы двигателя к которым относятся режимы приемистости для перехода от одного установившегося режима к другому, принималось, что температура охлаждающего воздуха в кольцевом канале под ступицей диска изменялась пропорционально изменению температуры воздуха в месте отбора по формуле

$$t_{\tau+1} = (t'_{\tau+1} / t'_\tau) \cdot t_\tau, \quad (4)$$

где $t'_{\tau+1}, t'_\tau$ – температуры воздуха в месте отбора на последующей и предыдущей секунде режима приемистости; $t_{\tau+1}, t_\tau$ – температуры охлаждающего воздуха в кольцевом канале под ступицей диска. На первой секунде режима приемистости t_τ принимается равной температуре в конце предыдущего установившегося режима.

Условия нагружения дисков роторов авиадвигателей настолько сложны, что уже не могут быть оценены с требуемой точностью традиционными

методами теории теплового подобия. Характер напряженного состояния дисков значительно меняется из-за резкого изменения температуры по радиусу диска, особенно при пусках и на переходных режимах работы двигателя. При этом возникающие термические напряжения могут быть столь значительными, что они преобладают над напряжениями от центробежных сил.

Опыты по термометрированию дисков осевого компрессора с транспортировкой охлаждающего воздуха через полости ротора, показали, что характер распределения температуры по радиусу диска определяется стекающим вдоль диска к оси вращения слоем горячего воздуха, влияние которого на температурное состояние диска является определяющим и зависит от частоты вращения ротора и перепада температур между температурой воздуха сжатого в проточной части t_{max} и температурой охлаждающего воздуха под ступицей диска $t_{\text{ВЫХ}}$ [5]. Следовательно, распределение температуры по радиусу диска можно представить в виде степенной зависимости [6]

$$(t_i - t_{\text{ВЫХ}}) / (t_{\text{max}} - t_{\text{ВЫХ}}) = (r_i / r_{\text{max}})^{m_i}. \quad (5)$$

Если полотно диска разбить на 48 равных по площади расчетных участков, а конусную часть диска и ступицу разбить каждую на 24 расчетных участка, то по известному из наших опытов распределению температуры, для каждого расчетного участка можно определить показатель степени m_i в зависимости от частоты вращения ротора и относительного перепада температур по радиусу диска:

$$m_i = C_2 \cdot m_1 \left[(t_{\text{max}} - t_{\text{ВЫХ}}) / t_{\text{ВЫХ}} \right]^y, \quad (6)$$

где

$$m_1 = C_3 \cdot (\text{Re}_\omega \cdot \text{Pr})^k. \quad (7)$$

В формуле (7): $\text{Re}_\omega = \omega \cdot r_{\text{max}}^2 / \nu$ – окружное число Рейнольдса; r_{max} – максимальный радиус диска, принимался равным радиусу торцевой поверхности межлопаточного канала; коэффициенты C_2, C_3 и показатели степени y и k определены из экспериментальных данных.

В этом случае температура на среднем радиусе r_i расчетного участка в стационарных условиях теплообмена определится из формулы (5)

$$t_i = t_{\text{ВЫХ}} + (t_{\text{max}} - t_{\text{ВЫХ}}) (r_i / r_{\text{max}})^{m_i}. \quad (8)$$

Формулы (6) и (7) справедливы, если толщина обода диска S не превышает двух миллиметров. Для дисков с толщиной обода более двух миллиметров показатель степени в формуле (8) принимает вид

$$m_s = B \cdot m_i (S / 0,002)^n. \quad (9)$$

Коэффициент B и показатель степени n определены для дисков с толщиной обода до 0,015 м.

Если в формулу (8) подставить значения температур t_{\max} и $t_{\text{вых}}$, рассчитанных посекундно на переходных или на установившихся режимах, получим распределение температур по радиусу диска в интересующий момент времени.

Выводы

Представленная методика позволяет существенно упростить расчеты температурного состояния дисков роторов осевых компрессоров с течением охлаждающего воздуха вдоль оси ротора на установившихся и на неустановившихся режимах работы авиадвигателя. Это дает возможность на ранних стадиях проектирования, варьируя исходными данными, определить оптимальные параметры отбираемого на охлаждение воздуха и существенно сократить время тепловых и прочностных расчетов, так как отпадает необходимость в использовании мощной вычислительной техники.

Литература

1. Дашевский, Ю.Я. Особенности двухмерных расчетов температурного состояния деталей ГТД в программном комплексе ANSYS [Текст] /

Ю.Я. Дашевский, Д.Н. Письменный // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 10 (26). – С. 92 – 95.

2. Щербаков, М.А. Определение коэффициентов теплоотдачи при моделировании задач в ANSYS CFX [Текст] / М.А. Щербаков // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 7 (84). – С. 165 – 169.

3. Салов, Н.Н. Расчет температурных полей дисков роторов осевых компрессоров [Текст] / Н.Н. Салов, Г.В. Горобец, Ф.Ф. Харченко // *Вестник двигателестроения: ОАО "Мотор Сич"*. – Запорожье, 2003. – № 2. – С. 85 – 86.

4. Салов, Н.Н. К определению подогрева воздуха, транспортируемого через полости ротора осевого компрессора [Текст] / Н.Н. Салов // *Известия ВУЗов: Авиационная техника: Научно-технический журнал*. – Казань, 2000. – № 1. – С. 63 – 65.

5. Салов, Н.Н. Исследование влияния толщины полотна диска на теплообмен в полости ротора ГТД с осевым течением охладителя [Текст] / Н.Н. Салов, А.И. Вовк // *Известия ВУЗов: Авиационная техника: научно-технический журнал*. – Казань, 1997. – № 4. – С. 71 – 76.

6. Локай, В.И. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов [Текст] / В.И. Локай, М.К. Максимова, В.А. Струнkin. – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с.

Поступила в редакцию 22.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры В.Н. Торлин, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь, Украина.

РОЗРАХУНОК НЕСТАЦІОНАРНОГО ТЕПЛООВОГО СТАНУ ДИСКІВ РОТОРІВ ОСЬОВИХ КОМПРЕСОРИВ АВІАДВИГУНІВ

М.М. Салов, А.О. Харченко, В.М. Бубенцов, О.С. Ткач

Запропоновано метод розрахунку температурного стану охолоджуючого повітря та дисків роторів осьових компресорів на стаціонарних і нестационарних режимах роботи авіадвигуна, що дозволяє істотно спростити розрахунки на початкових стадіях проектування, виключивши необхідність задання граничних умов теплообміну і використання потужної обчислювальної техніки. За результатами експериментальних досліджень температурного стану моделі ротора компресора знайдені відповідні розрахункові залежності.

Ключові слова: авіадвигун, перехідні режими, нестационарний тепловий стан, диски роторів ГТД, методи розрахунків.

CALCULATION OF NONSTATIONARY THERMAL CONDITION OF AIRCRAFT ENGINE AXIAL COMPRESSORS ROTOR DISCS

N.N. Salov, A.A. Kharchenko, V.M. Bubentsov, E.S. Tkach

Method for calculation of cooling air temperature and axial compressor rotor disk temperature on stationary and non-stationary loads of aircraft engine is proposed to avoid setting of boundary conditions of heat transfer and need for powerful computers.

Key words: aircraft engine, non-stationary loads, thermal state, GTE rotor disk, methods of calculation.

Салов Николай Николаевич – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина, e-mail: salov07@mail.ru.

Харченко Андрей Александрович – канд. техн. наук, доцент кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина, e-mail: list-box@mail.ru.

Бубенцов Владимир Михайлович – старший преподаватель кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина.

Ткач Елена Станиславовна – инженер кафедры энергоустановок морских судов и сооружений, Севастопольский национальный технический университет, Украина.