

УДК 621.438:536.24

Н.Н. САЛОВ, А.А. ХАРЧЕНКО, В.М. БУБЕНЦОВ

*Севастопольский национальный технический университет, Севастополь, Украина***К РАСЧЕТУ ТЕМПЕРАТУРЫ ОХЛАЖДАЮЩЕГО ВОЗДУХА НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Предложен метод расчета температуры охлаждающего воздуха на переходных режимах работы авиационного газотурбинного двигателя. Отмечено, что температура охлаждающего воздуха существенно влияет на температурное состояние и прочностные характеристики деталей ротора, а характер ее изменения при смене режимов работы двигателя для авиационного ГТД и ГТД промышленного применения принципиально отличается. Рассмотрено изменение температуры охлаждающего воздуха, транспортируемого через ротор компрессора, на режимах прогрева двигателя, взлета, набора высоты и крейсерского полета самолета.*

**Ключевые слова:** авиационный газотурбинный двигатель, температура охлаждающего воздуха, переходные режимы.

**1. Постановка проблемы**

Авиационные ГТД отличаются широким диапазоном режимов работы, в число которых входят: режим запуска двигателя, режим прогрева, режим взлета, режим набора высоты, крейсерский режим, режим полетного малого газа и ряд других, характерных для военных и гражданских самолетов. Переход от одного режима к другому связан с изменением параметров сжатого воздуха в проточной части компрессора; изменяются также параметры и количество воздуха, отбираемого на охлаждение двигателя, которые оказывают существенное влияние на температурное состояние и прочностные характеристики деталей ротора. В настоящее время в литературных источниках отсутствуют зависимости, позволяющие рассчитать температуру охлаждающего воздуха на переходных режимах работы авиадвигателя.

**2. Решение проблемы**

В статье представлены зависимости для расчета температуры охлаждающего воздуха под ступицами дисков осевого компрессора при запуске и прогреве двигателя на земном малом газе; на номинальном режиме прогрева перед взлетом; при взлете; при наборе высоты, а также на крейсерском режиме полета самолета.

Расчетные зависимости получены для условного ГТД с суммарным расходом воздуха через двигатель  $G = 250$  кг/с при отборе 10% воздуха на охлаждение двигателя с параметрами отбора  $\pi_{\text{котб}} = 7,60$  и  $t_{\text{отб}} = 241$  °С при максимальной частоте вращения 10 000 об/мин с высокой степенью приемистости от

3 до 5 секунд. При такой приемистости двигателя степень повышения давления и соответствующая ей температура воздуха, сжатого в проточной части компрессора, а также параметры воздуха, отбираемого на охлаждение двигателя, зависят только от частоты вращения ротора. Как правило, время работы двигателя на режиме земного малого газа ограничивается из-за неэффективного охлаждения элементов турбины и выходного устройства.

В нашем случае суммарное время запуска двигателя и его прогрев на режиме земного малого газа составляет 155 секунд при частоте вращения  $n = 5000$  об/мин с отбором воздуха на охлаждение  $G_{\text{охл}} = 5$  кг/с при  $\pi_{\text{котб}} = 1,5$  и  $t_{\text{отб}} = 50$  °С.

Прогрев на номинальном режиме перед взлетом выполняют на оборотах  $0,7n_{\text{ном}}$  в течение 120 секунд, при этом  $n_{\text{ном}} = 0,89 \cdot n_{\text{мах}}$ . В нашем случае  $0,7n_{\text{ном}} = 6320$  об/мин,  $G_{\text{охл}} = 6,23$  кг/с,  $\pi_{\text{котб}} = 4,735$  и  $t_{\text{отб}} = 176$  °С.

Взлет производится при максимальных параметрах, в связи с чем он ограничивается по времени, чтобы избежать возможности появления механических и тепловых перегрузок деталей двигателя. В нашем случае прототипом послужили трехдвигательные и двухдвигательные самолеты с двигателями равной реактивной тяги, время взлета которых на высоту 450 м составило соответственно 120 и 180 секунд.

Набор высоты до эшелона в 11 000 м выполняется, как правило, на длительном номинальном режиме при частоте вращения ротора  $0,8 n_{\text{мах}}$ , что в нашем случае составило 8000 об/мин. При этом количество воздуха, отбираемого на охлаждение,  $G_{\text{охл}} = 8$  кг/с при  $\pi_{\text{котб}} = 6,08$  и  $t_{\text{отб}} = 209,3$  °С. Вре-

мя набора высоты, равное 10 и 15 минут, принято в соответствии с количеством двигателей силовой установки самолета. Крейсерский режим полета выполняется при  $n=0,78n_{max}$ , в нашем случае при 7800 об/мин,  $\pi_{кото\delta} = 5,928$  и  $t_{ото\delta} = 205,9$  °С.

Как показано в работах [1, 2], квазистационарный тепловой режим во вращающейся вентилируемой полости устанавливается в течение одного часа независимо от величины параметров, при которых выполняется эксперимент. В связи с этим в расчетах условно принято, что двигатель должен работать на каждом из режимов в течение часа, чтобы охлаждающий воздух достиг стационарного состояния.

Стационарная температура охлаждающего воздуха под ступицами дисков ротора осевого компрессора высокого давления (КВД), схема которого показана на рис. 1.

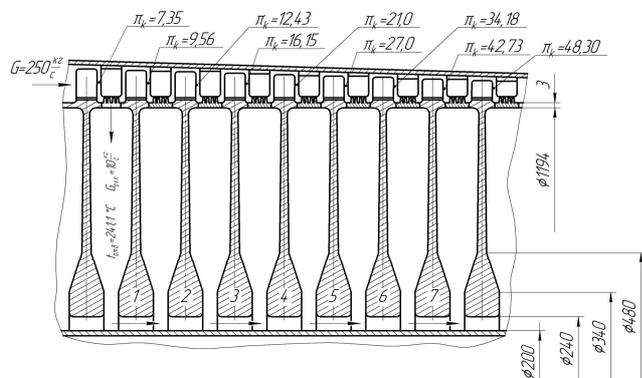


Рис. 1. Схема сечения ротора КВД с параметрами проточной части при  $n_{max} = 10\ 000$  об/мин

Для каждого режима работы строились графики  $t_{\tau} = f(\tau_c)$ , характеризующие процесс разогрева охлаждающего воздуха под ступицами дисков в диапазоне температур от температуры отбора до стационарной температуры. Зная время, ограничивающее работу двигателя на данном режиме, по графикам определялась температура охлаждающего воздуха в конце каждого режима. Температура охлаждающего воздуха в текущий момент времени на соответствующем режиме работы двигателя определится по формуле

$$t_{\tau} = t_{ст} \left( \frac{\tau}{3600} \right)^x, \quad (1)$$

где  $t_{ст}$  – стационарная температура охлаждающего воздуха, °С, рассчитывается по формулам работы [3];  $\tau$  – текущая секунда.

Показатели степени  $x$  определялись в зависимости от величины степени повышения давления в соответствующей ступени проточной части компрессора по формуле  $x = a\pi_{кото\delta}^b$ , в которой коэффициент  $a$  и показатель степени  $b$  определены для соответствующего режима работы двигателя.

На рис. 2 – 4 показаны графики изменения температуры охлаждающего воздуха под ступицами дисков ротора осевого компрессора на режимах прогрева двигателя, взлета, набора высоты и крейсерского полета самолета.

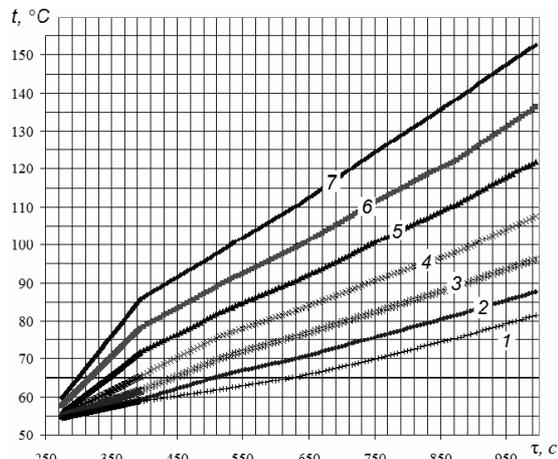


Рис. 2. Прогрев на земном малом газе и перед взлетом: 1...7 – номера дисков ротора КВД

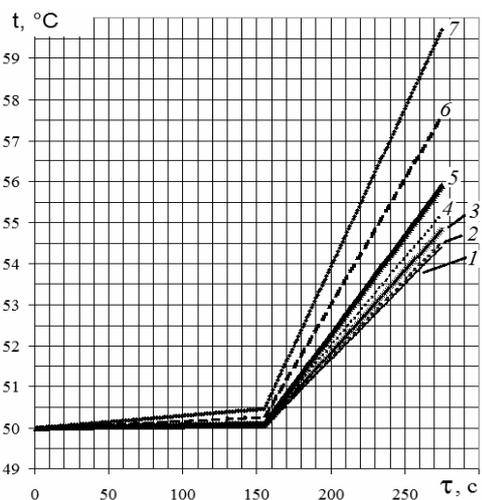


Рис. 3. Взлет и набор высоты до 11 000 м с тремя двигателями

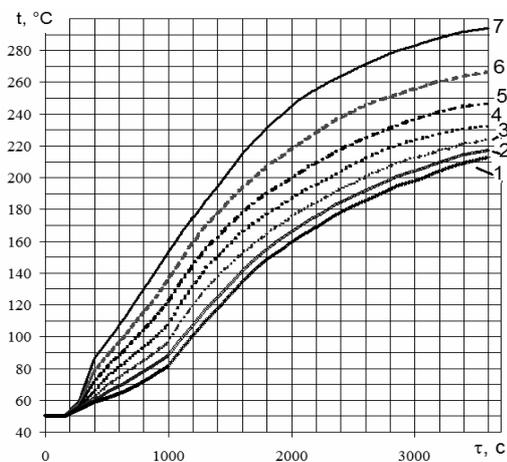


Рис. 4. Прогрев на земном малом газе, прогрев перед взлетом, взлет, набор высоты и крейсерский полет с тремя двигателями

Как видно на графиках, характер изменения температуры охлаждающего воздуха на переходных режимах работы авиадвигателя принципиально отличается от характера разогрева охлаждающего воздуха в ГТД промышленного применения.

### Выводы

Предлагаемый метод расчета позволяет на стадии проектирования определять текущую температуру охлаждающего воздуха, транспортируемого через ротор осевого компрессора на основных режимах работы авиадвигателя, что необходимо для более точных расчетов температурного состояния дисков ротора, от которых зависит получение достоверных сведений о прочностных характеристиках ротора, а следовательно и всего двигателя в целом.

### Литература

1. Салов Н.Н. Исследование температурного состояния экранированных роторов осевых компрессоров на переменных режимах работы ГТД / Н.Н. Салов, А.А. Харченко, Г.В. Горобец, В.М. Бубенцов // Вестник СевНТУ. – Севастополь: Изд-во СевНТУ, 2008. - Вып. 87: Механика, энергетика, экология. - С. 103-106.

2. Кори П.И. Исследование нестационарного режима работы охлаждаемого дискового ротора газовой турбины / П.И. Кори, Л.Б. Поволоцкий, А.Ф. Кнабе, Б.А. Аркадьев // Энергомашиностроение. – 1964. - №5. – С.120-123.

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

Поступила в редакцию 20.05.2011

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. кафедры энергоустановок морских судов и сооружений В.Т. Матвеевко, Севастопольский национальный технический университет, Севастополь, Украина.

### ДО РОЗРАХУНКУ ТЕМПЕРАТУРИ ОХОЛОДЖУЮЧОГО ПОВІТРЯ НА ПЕРЕХІДНИХ РЕЖИМАХ РОБОТИ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

*М.М. Салов, А.О. Харченко, В.М. Бубенцов*

Запропоновано метод розрахунку температури охолоджуючого повітря на перехідних режимах роботи авіаційного ГТД. Відмічено, що температура повітря, що охолоджує, істотно впливає на температурний стан і прочнісні характеристики деталей ротора, а характер її зміни при зміні режимів роботи двигуна для авіаційного ГТД і ГТД промислового застосування принципово відрізняється. Розглянута зміна температури повітря, що охолоджує, транспортується через ротор компресора, на режимах прогрівання двигуна, зльоту, набору висоти і крейсерського польоту літака.

**Ключові слова:** авіаційний газотурбінний двигун, температура охолоджуючого повітря, перехідні режими.

### COMPUTATION OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE COOLING AIR TEMPERATURE IN TRANSITIONAL OPERATION MODES

*N.N. Salov, A.A. Kharchenko, V.M. Bubentsov*

A method of computation of cooling air temperature during the transitional regime of aircraft turbine engines is proposed. It is marked that the temperature of cooling air substantially influences on the temperature state and descriptions of details of rotor, and character of its change at changing of the modes of operations of engine for aviation GTD and GTD of industrial application differs on principle. The change of temperature of cooling air, transported through the rotor of compressor is considered, on the modes of warming up of engine, flight, set of height and cruiser flight of airplane.

**Key words:** aviation gas turbine engine, the temperature of the cooling air, transitional operation modes.

**Салов Николай Николаевич** – д-р техн. наук, проф., проф. кафедры энергоустановок морских судов и сооружений Севастопольского национального технического университета, Севастополь, Украина, e-mail: salov07@mail.ru.

**Харченко Андрей Александрович** – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры энергоустановок морских судов и сооружений Севастопольского национального технического университета, Севастополь, Украина, e-mail: list-box@mail.ru.

**Бубенцов Владимир Михайлович** – старший преподаватель кафедры энергоустановок морских судов и сооружений Севастопольского национального технического университета, Севастополь, Украина.