

УДК 629.735.036

**В.В. ПАНИН, А.П. ВОЗНЮК, СУНЬ ГАОЮН***Национальный авиационный университет, Киев, Украина***МЕТОД ОЦЕНКИ ВЕЛИЧЕНЫ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА ПЕРЕД ТУРБИНОЙ  
НА ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ ГТД**

Рассмотрен расчетный метод определения температуры газа перед турбиной в процессе приемистости для трехвальных двухконтурных турбореактивных двигателей ограниченной контролепригодности.

**измеряемые параметры газотурбинного двигателя, температура газа перед турбиной, двигателя ограниченной контролепригодности, переходные режимы работы**

**Введение**

Наиболее теплонапряженными конструктивными элементами ГТД являются сопловые и рабочие лопатки первой ступени турбины, ресурс которых во многом определяет ресурс двигателя в целом. Создание конкурентно-способных двигателей требует предельно возможного по условиям прочности повышения температуры газа перед турбиной, в результате чего величина допустимого заброса температуры не превышает 4 – 5 °С. Указанные обстоятельства свидетельствуют о необходимости определения фактического значения температуры газа перед турбиной с достаточно высокой точностью как на этапе доводки двигателей, так и в процессе эксплуатации для оценки выработки ресурса ГТД. Следует также отметить, что максимальные забросы температуры газа перед турбиной возникают на режиме приемистости. Наиболее значительное повышение температуры газа наблюдается в ГТД маневренных самолетов, а также в двухконтурных двигателях с высокими значениями степени двухконтурности и тягой 20 т. и более.

**Формулирование проблемы**

Температура газа перед турбиной в современных ГТД превышает 1700 К, а для измерения температур выше 1400 К уже невозможно использовать термомпары, которые широко применяются в авиационных

двигателях для измерения температуры газа за турбиной [1].

Использование пирометров для дистанционного измерения высоких температур газа не нашло широкого применения в авиационных ГТД из-за малого ресурса элементов оптической системы, а применение лазерной термометрии возможно только на опытных двигателях [2]. Ограниченность ресурса оптической системы пирометра связана с потерей прозрачности кварцевого стекла из-за нагароотложения на его внешней поверхности. Потеря прозрачности, как правило, наступает после двадцати пяти часов наработки.

Исходя из вышерассмотренного, можно сделать вывод о несомненной актуальности развития методов расчетного определения температуры газа перед турбиной как на установившихся, так и на переходных режимах работы. В свою очередь эффективность применения расчетных методов зависит от уровня контролепригодности ГТД. Наиболее сложно решается задача определения величины температуры газа перед турбиной применительно к трехвальным двухконтурным двигателям пониженной контролепригодности на переходных режимах их работы. Поскольку подавляющее большинство парка трехвальных ТРДД Украины составляют двигатели пониженной контролепригодности, то приоритетной авторы считают именно вышеуказанную задачу.

## Решение проблемы

При определении величины температуры газа перед турбиной расчетным путем для ГТД различных типов и схем необходимо установить функциональные связи между измеряемыми параметрами и температурой газа перед турбиной.

В эксплуатирующихся в настоящее время трехвальных ТРДД отечественного производства измеряются параметры потока на входе в двигатель, частоты вращения роторов вентилятора и высокого давления, мгновенный расход топлива, температура заторможенного потока за турбиной среднего давления, давление заторможенного потока за компрессором и положение рычага управления двигателем.

На некоторых типах двигателей предусмотрено также измерение частоты вращения ротора среднего давления. Современные бортовые средства контроля и диагностики (БСКД) позволяют регистрировать перечисленные параметры в реальном масштабе времени с высокой частотой опроса первичных преобразователей (датчиков) [3, 4], что позволяет проводить оценку изменения параметров двигателя на переходных режимах работы.

Для установления функциональной связи между изменением частоты вращения ротора среднего давления и величиной расхода топлива воспользуемся уравнением, приведенным в работе [5] для одновального ТРД

$$\frac{dn}{d\tau} = \frac{900}{\pi^2} \frac{1}{n} \eta_{\epsilon} H_U \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_T^* k_{\epsilon} - 1}{k_{\epsilon}}} \right) \eta_T^* \Delta G_T, \quad (1)$$

где  $\frac{dn}{d\tau}$  – изменение частоты вращения во времени;

$\eta_{\epsilon}$  – коэффициент полноты сгорания;

$H_U$  – низшая теплотворная способность топлива;

$\pi_T^*$  – степень понижения давления в турбине;

$k_{\epsilon}$  – показатель адиабаты расширения газа;

$\eta_T^*$  – КПД турбины;

$\Delta G_T$  – избыток расхода топлива относительно соответствующего стационарного режима.

Для ротора среднего давления трехвального ТРДД уравнение энергии (динамики ротора) аналогичное уравнению (1) записывается также в виде

$$\Delta N_{ТСД} = \frac{\pi^2}{900} J_{ZCC} n_{СД} \frac{dn_{СД}}{d\tau}, \quad (2)$$

где  $\Delta N_{ТСД}$  – избыточная мощность турбины среднего давления;

$J_{ZCC}$  – приведенный массовый полярный момент инерции ротора среднего давления.

Мощность турбины среднего давления (ТСД) пропорциональна её работе

$$L_{ТСД} = \frac{k_{\epsilon}}{k_{\epsilon} - 1} R_{\epsilon} T_{ТВ}^* \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТСД}^* k_{\epsilon} - 1}{k_{\epsilon}}} \right) \eta_{ТСД}^*, \quad (3)$$

где  $T_{ТВ}^*$  – температура заторможенного потока на входе в ТСД;

$R_{\epsilon}$  – газовая постоянная;

$\pi_{ТСД}^*$  – степень понижения давления в ТСД.

Величина  $T_{ТВ}^*$  связана с температурой газа перед турбиной следующим уравнением

$$T_{ТВ}^* = T_{\epsilon}^* - \frac{L_{ТВ}}{C_{p,\Gamma}}, \quad (4)$$

где  $T_{\epsilon}^*$  – температура газа перед турбиной;

$L_{ТВ}$  – работа турбины высокого давления;

$C_{p,\Gamma}$  – теплоемкость газа.

После постановки значения  $T_{ТВ}^*$  из уравнения (4) в уравнение (3) и несложных преобразований получим

$$L_{ТСД} = C_{p,\Gamma} T_{ТВ}^* \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТВ}^* k_{\epsilon} - 1}{k_{\epsilon}}} \right) \eta_{ТВ}^* \right] \times$$

$$\times \left[ 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТСД}^*}{k_2}} \right] \eta_{ТСД}^*, \quad (5)$$

где  $T_{ТВ}^*$  – степень понижения давления в турбине высокого давления.

Мощность на валу турбины среднего давления с учетом уравнения (5) равна

$$N_{ТСД} = G_{Г.ТВ} C_{p,Г} T_2^* \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТВ}^*}{k_2}} \right) \eta_{ТВ}^* \right] \times \left[ 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТСД}^*}{k_2}} \right] \eta_{ТСД}^*, \quad (6)$$

где  $G_{Г.ТВ}$  – расход газа на входе в ТСД:

$$G_{Г.ТВ} = G_2 (1 + g_{СА.ТВ} + g_{РК.ТВ}); \quad (7)$$

$G_2$  – расход газа на выходе из камеры сгорания;

$g_{СА.ТВ}$ ,  $g_{РК.ТВ}$  – соответственно, относительные расходы воздуха на охлаждение соплового аппарата и рабочего колеса турбины высокого давления.

Совместное решение уравнений (6) и (7) позволяет получить следующее соотношение для определения мощности турбины среднего давления:

$$N_{ТСД} = G_{2,мв} C_{p,2} (1 + g_{СА.ТВ} + g_{РК.ТВ}) \times \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{мв}^*}{k_2}} \right) \eta_{мв}^* \right] \left[ 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТСД}^*}{k_2}} \right] \eta_{ТСД}^*. \quad (8)$$

Мощность турбины среднего давления на режимах работы выше полетного малого газа, т.е. при условии, что величины  $\pi_{мв}^*$ ,  $\eta_{мв}^*$ ,  $\pi_{ТСД}^*$ ,  $\eta_{ТСД}^*$  практически постоянны, пропорциональна количеству тепла, подведенного к рабочему телу в камере сгорания. Соответственно прирост мощности турбины среднего давления пропорционален приросту подведенного тепла, т.е.

$$\Delta N_{ТСД} \sim G_{2,мв} C_{p,2} T_2^* \sim \Delta G_m H_u \eta_2$$

или с учетом уравнения (8)

$$\begin{aligned} \Delta N_{ТСД} &= \Delta G_m H_u \eta_2 \times \\ &\times (1 + g_{СА.ТВ} + g_{РК.ТВ}) \times \\ &\times \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{мв}^*}{k_2}} \right) \eta_{мв}^* \right] \times \\ &\times \left[ 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТСД}^*}{k_2}} \right] \eta_{ТСД}^*. \end{aligned} \quad (9)$$

Связь между приростом частоты вращения ротора среднего давления и приростом расхода топлива позволяет установить совместное решение уравнений (2) и (9)

$$\begin{aligned} \frac{dn_{СД}}{d\tau} &= \frac{A}{n_{см}} \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{мв}^*}{k_2}} \right) \eta_{мв}^* \right] \times \\ &\times \left[ 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТСД}^*}{k_2}} \right] \eta_{ТСД}^* H_u \eta_2 \Delta G_m, \end{aligned} \quad (10)$$

где  $A = \frac{900(1 + g_{СА.ТВ} + g_{РК.ТВ})}{\pi^2 I z_{СД}}$ .

Величина  $\Delta G_m$  представляет собой разницу между мгновенным значением расхода топлива в процессе приемистости и потребным расходом топлива, необходимым для поддержания стационарного режима работы двигателя на данной частоте вращения ротора.

Связь между измеряемой температурой газа за турбиной среднего давления  $T_{ТСД}^*$  и температурой газа перед турбиной можно установить, используя уравнение, приведенное в работе [6]:

$$\begin{aligned} T_2^* &= \\ &= \frac{T_{ТСД}^*}{\left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{мв}^*}{k_2}} \right) \eta_{мв}^* \right] \left[ 1 - \frac{1}{\frac{\pi_{ТСД}^*}{k_2}} \right] \eta_{ТСД}^*}. \end{aligned} \quad (11)$$

Совместное решение уравнений (10) и (11) позволяет получить следующее соотношение:

$$T_2^* = \frac{T_{TCT}^* A H_u \eta_2 \Delta G_m}{\left(\frac{dn_{CD}}{d\tau}\right) n_{CD}}$$

Получение уравнения позволяет установить связь между измеряемыми параметрами (температурой газа за турбиной среднего давления и изменением во времени частоты вращения ротора среднего давления) и температурой газа перед турбиной на переходных режимах работы ГТД при испытаниях или в условиях эксплуатации.

### Выводы

Предложенный авторами и рассмотренный в данной статье метод определения фактического значения температуры газа перед турбиной трехвального ТРДД расчетным путем с использованием данных, полученных средствами объективного контроля от штатных первичных преобразователей (датчиков) имеет ряд преимуществ по сравнению с существующими методами.

Первое из преимуществ состоит в отсутствии необходимости препарирования двигателя для установки дополнительных нештатных датчиков, при проведении испытаний.

Второе преимущество рассмотренного метода – это возможность его использования в условиях эксплуатации для решения задачи диагностирования и оценки выработки ресурса ГТД.

### Литература

1. Повх И.А. Аэродинамический эксперимент в машиностроении. – М.: Машиностроение.
2. Кулик Н.С. Параметрические методы оценки технического состояния авиационных ГТД. – К.: КИИГА, 1993. – 139 с.
3. Сергеев А.В. Перспективные бортовые средства сбора и обработки информации // Сбор, обработка, анализ и практическое использование полетной информации: Всесоюзная научная конференция. – К. – 1981. – 11 с.
4. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко и др. – К.: Техника, 1998. – 312 с.
5. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.Н., Говоров А.Н. Теория авиационных двигателей. 4.2 – М.: ВВНА им. Н.Е.Жуковского, 1972. – 395 с.
1. Кулик М.С., Панін В.В., Ратинський В.В. Метод визначення запасу стійкості каскадів компресора двигуна Д-18Т на перехідних режимах при обмеженій кількості вимірювальних параметрів // Труды III Міжнародної науково-техн. конф. "АВІА-2001". – К.: НАУ, 2001. – Т. 3. – С. 154 – 157.

*Поступила в редакцию 1.06.2005*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.А. Дмитриев, Национальный авиационный университет, Киев.