

Література

1. Бажинов А.В. Научные основы оценки ресурса силовых агрегатов транспортных машин с учетом условий эксплуатации. Дис... докт. техн. наук: 05.22.20.- Харьков 2001., 324с.
2. Анилович В.Я., Кухтов В.Г., Полянский А.С. Оптимизация предпродажной подготовки тракторов и сельхозмашин // Тракторы и сельхозмашины. – 1997. - №2. – С. 5-7.
3. Анилович В.Я., Погорелый Л.В., Полянский А.С. Формирование моделей обеспечения надежности машинно-тракторного парка по технико-экономическим критериям (на примере трактора Т-150К). // Техніка АПК.-2001.-№5-6.-С.13-17.
4. Болотин В.В. Ресурс машин и конструкций. - М.: Машиностроение, 1980.- 448с.
5. Волошина Н.А. Разработка режимов для технического обслуживания транспортных машин на основе диагностической информации. Дис... канд. техн. наук: 05.22.20.- Харьков 2001., 324с.
6. Сухарев Э.А. Методы моделирования и оптимизации механических систем машин и оборудования: Учебное пособие. – Ровно, НУВХП, 2008. – 194с.
7. Кузнецов Е. С., Андрианов Ю.В. Условия эксплуатации и надежность автомобилей // Автомоб. промышл. 1981. №1. С. 8-9.
8. Михлин В.Н. Прогнозирование технического состояния машин. – М.: Колос, 1976. -288с.

УДК 536.5 (045)

МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗУ ПЕРЕД ТУРБІНОЮ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ

Наведений розрахунковий метод визначення температури газу перед турбіною, що базується на використанні характеристик компресора і методик оцінки запасу газодинамічної стійкості ГТД

Ключові слова: температура газу, компресор, стійкість

Приведен расчетный метод определения температуры газа перед турбиной, который базируется на использовании характеристик компрессора и методик оценки запаса газодинамической устойчивости ГТД

Ключевые слова: температура газа, компресор, устойчивость

Calculating method of definition of gas temperature before turbine is represented. This method is based on using of compressors characteristics and gasdynamic stability of GTE

Key words: gas temperature, compressors, stability

В.В. Панін

Доктор технічних наук, професор, декан*

О.І. Чумак

Асистент*

Контактний тел.: 8 (044) 457-93-01, 8-067-468-78-19

E-mail: chumak_o_i@mail.ru

Н.В. Олалі

М.О. Шевченко

Студентка*

*Аерокосмічний інститут Національний авіаційний університет

пр-т Космонавта Комарова, 1, м. Київ, Україна, 03058

Контактний тел.: 8 (044) 406-70-96

1. Вступ

Визначення температури газу перед турбіною є дуже актуальною задачею як на етапі доведення ГТД так і протягом всього їх життєвого циклу. Вирішуватися ця

задача може як шляхом прямого вимірювання, так і з використанням розрахункових методів. Для сучасних двигунів безпосереднє вимірювання температури газу ускладнюється тому, що її значення перевищує 1700К і застосування термопар практично не можливе [1].

2. Огляд існуючих методів визначення температури газів

Проте, існують сучасні методи вимірювання високих температур газового потоку, серед яких практично застосовується метод, заснований на використанні світлового випромінювання від гарячого газу і перетворення його на фото е.р.с. Вимірвальні пристрої, що працюють за таким принципом мають назву пірометри. Суттєвим недоліком пірометрів є заоксованість кварцевого скла, що використовується в їх оптичній системі в наслідок нагароутворення. Кварцеве скло втрачає свої оптичні властивості протягом приблизно двадцяти п'яти годин напрацювання, що потребує його заміни в умовах експлуатації.

В більшості сучасних ГТД за допомогою термпар вимірюється температура газу за турбіною, за значенням якої можна розрахунковим шляхом оцінити величину температури газу перед турбіною.

Зв'язок між температурою газу перед турбіною T_g^* та температурою, що вимірюється за турбіною для найбільш поширених двовальних ГТД встановлюється рівнянням, наведеним в роботі [2]:

$$T_g^* = \frac{T_t^*}{\left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{ТВТ}^*} \right) \left(1 - \frac{1}{\pi_{ТНТ}^*} \right) \right]} \quad (1)$$

де T_g^* – температура загальмованого потоку, що вимірюється за турбіною; $\pi_{ТВТ}^*$ і $\pi_{ТНТ}^*$ – ступені розширення газу в турбінах високого і низького тиску; $\eta_{ТВТ}^*$ і $\eta_{ТНТ}^*$ – відповідно ККД турбін високого і низького тиску.

Визначення температури T_g^* за формулою (1) має похибку, наявність якої пов'язана з неможливістю знаходження фактичних значень ступенів розширення газу та ККД турбін конкретного двигуна з певною наробіткою. Це пов'язано з тим, що в процесі експлуатації в наслідок впливу цілої низки факторів зменшуються величини ККД турбін та змінюються значення ступенів розширення $\pi_{ТВТ}^*$ і $\pi_{ТНТ}^*$. Зміни зазначених параметрів з наробіткою обумовлені, в першу чергу, зміною геометричних характеристик проточної частини турбіни (зростання шорсткості поверхонь робочих і соплових лопаток, викривлення аеродинамічних профілів лопаток в наслідок абразивного зносу, зростання радіальних зазорів, нагаровідкладення на поверхнях лопаток та ін.).

З вищенаведеного випливає, що користуватися розрахунковим методом визначення температури газу перед турбіною, який базується на застосуванні формули (1), можна тільки в процесі стендових випробувань нових двигунів або тих, що пройшли ремонт, для яких відомі значення ККД та ступенів розширення газу в турбінах. Отже, виходячи з зазначеного, можна зробити висновок, що в умовах експлуатації застосувати існуючий розрахунковий метод практично не можливо.

3. Розрахунковий метод визначення температури газів

Авторами пропонується наступний метод визначення величини T_g^* , що базується на методиці виз-

начення запасу газодинамічної стійкості компресорів ГТД, наведений в роботі [3]. За допомогою даної методики визначають положення робочої точки на полі характеристики компресора (рис. 1).

Через робочі точки на характеристиці компресора проходять прямі лінії (рис. 1), що описуються наступним рівнянням [4]:

$$\frac{\pi_k^*}{q(\lambda)_B} = A \sqrt{\frac{T_g^*}{T_H^*}} \quad (2)$$

де π_k^* – ступінь підвищення тиску в компресорі; $q(\lambda)_B$ – відносна густина течії; $A = \frac{\alpha m_B F_B}{m_T q(\lambda)_{CA} \sigma_{CA} \sigma_{KZ} F_{CA}}$; α – коефіцієнт, що враховує відбір повітря від компресора на потреби літака, охолодження деталей гарячої частини двигуна та підведення палива в камеру згоряння; F_B – площа прохідного перерізу на вході в компресор; $m_B = 0,0404$; $m_T = 0,0396$; σ_{CA} – коефіцієнт збереження повного тиску в сопловому апараті (СА) першого ступеня турбіни; σ_{KZ} – коефіцієнт збереження повного тиску в камери згоряння; F_{CA} – площа прохідного перерізу СА першого ступеня турбіни.

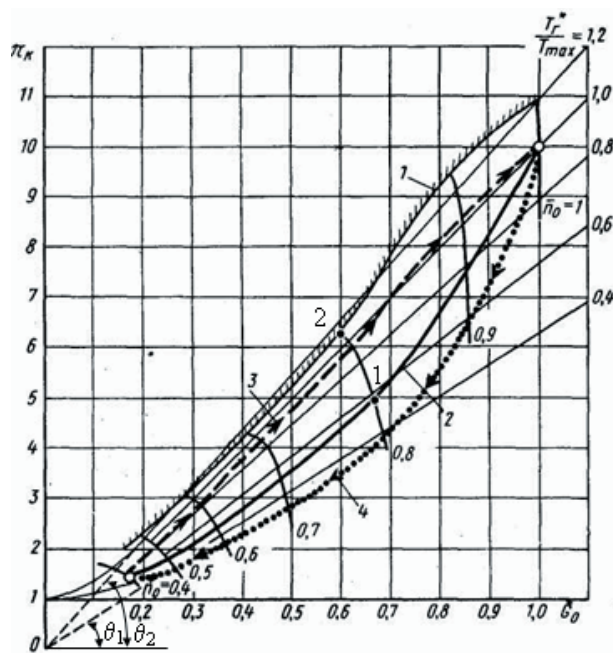


Рис. 1. Характеристика компресора з лініями T_g^* / T_B^* і робочою лінією

Визначити величину A шляхом прямого розрахунку можна тільки для нових або відремонтованих двигунів при певних припущеннях. У двигунів, що знаходяться в експлуатації найбільш суттєво змінюються площа прохідного перерізу соплового апарату турбіни та коефіцієнти збереження повного тиску σ_{CA} і σ_{KZ} , що обумовлено погіршенням робочого процесу камери згоряння. В залежності від типу ГТД може відбуватися як збільшення площі F_{CA} через газову ерозію, так і її зменшення за рахунок нагароутворення. Наприклад, для двигунів АІ-25 властиве зменшення площі прохідних перерізів міжлопаткових каналів соплових апаратів першого ступеня турбіни на 0,6–2,5 % [5], що, згідно рівняння (2), спричиняє підвищення температури перед турбіною.

З вищенаведеного випливає, що величина A змінюється зі збільшенням наробітку в процесі експлуатації. Розглядаючи величину A як невідому, авторами пропонується скористатися графоаналітичним методом для визначення $T_{г}^*$, сутність якого полягає в наступному. Після визначення запасу газодинамічної стійкості ΔK_y та, відповідно, координат робочої точки 1 та точки 2 на границі стійкості (рис. 1) за способом, наведеним в роботах [3, 6] через знайдені точки проводять промені. Рівняння (2) є справедливим для кожного з цих

промінів, а величина $A\sqrt{\frac{T_{г}^*}{T_{н}^*}}$ в цьому випадку може розглядатися як кутовий коефіцієнт, що дорівнює $\text{tg } \theta$, де θ – кут нахилу променя (див. рис. 1). Отже, з урахуванням зазначеного і, застосовуючи вираз для визначення запасу газодинамічної стійкості, наведений в роботі [7], температуру газу перед турбіною знаходять шляхом рішення наступної системи рівнянь:

$$\Delta K_y = \frac{T_{г,гр}^*}{T_{г}^*} - 1 ; \text{tg } \theta_1 = A\sqrt{\frac{T_{г}^*}{T_{н}^*}} ; \quad \text{tg } \theta_2 = A\sqrt{\frac{T_{г,гр}^*}{T_{н}^*}} , \quad (3)$$

де $T_{г,гр}^*$ – граничне значення температури газу перед турбіною.

Температура загальмованого потоку на вході в двигун $T_{н}^*$ на більшості повітряних суден вимірюється штатними приладами. Якщо вимірювання температури $T_{н}^*$ не передбачено конструкцією повітряного судна її значення визначають шляхом розрахунку. Для встановлення закономірності зміни температури навколишнього середовища застосовують апроксимуючі рівняння:

$$T_{н} = 273 + t_{н_0} - 6,5 \cdot 10^{-3} H_6$$

$$\text{при } t_{н_0} \geq 15^{\circ}\text{C} ; h_{н} = 273 + \sum_{l=1}^2 \sum_{k=1}^3 Q_{j,l,k} t_{н_0}^{k-1} H_6$$

$$\text{при } t_{н_0} < 15^{\circ}\text{C}; j = \begin{cases} 1 & \text{при } H_6 \leq 2000 \text{ м;} \\ 2 & \text{при } H_6 > 2000 \text{ м,} \end{cases} \quad (4)$$

де $t_{н_0}$ – температура зовнішнього середовища в аеропорту виліту; H_6 – барометрична висота; $Q_{j,l,k}$ – коефіцієнти рівняння апроксимації.

Таким чином, система рівнянь (3) може використовуватися для будь-яких типів авіаційних ГТД при визначенні температури газу перед турбіною в умовах експлуатації.

Література

1. Браславский, Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов / Д.А. Браславский. – М. : Машиностроение, 1970. – 465с.
2. Кулагин, В.В. Теория, расчет, проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / В.В. Кулагин. – 2-е изд. М. : Машиностроение, 2003. – 616с.
3. Кінащук, І.Ф. Спосіб визначення запасу газодинамічної стійкості компресора газотурбінного двигуна в процесі експлуатації / І.Ф. Кінащук, Ф.І. Кірчу, Сунь Гаоюн // Вісник Національного авіаційного університету. – 2005. – К. : НАУ, – № 1. – С. 112–114.
4. Теорія теплових двигунів : підручник / Ю.М. Терещенко, Л.Г. Бойко, С.О. Дмитрієв та ін. ; за ред. Ю.М. Терещенко. – К. : Вища шк., 2001 – 382 с.
5. Осик, В.М. Оцінка впливу зміни геометричних розмірів елементів газотурбінних двигунів в експлуатації на їхню газодинамічну стійкість / В.М. Осик, В.В. Панін, Н. Хаммуд // Вісник Національного авіаційного університету. – 1999. – К. : НАУ, – № 1. – С. 15–18.
6. Спосіб оцінки запасу газодинамічної стійкості компресора газотурбінних двигунів в умовах експлуатації : пат. 134-88 Україна: МПКG01.№ 3/00 / Л.Г. Волянська, І.Ф. Кінащук, Ф.І. Кірчу, В.В. Панін ; заявник і патентотримувач Національний авіаційний університет – № 200505246 ; заявл. 02.06.2005 ; опубл. 17.04.2006, Бюл. № 4.
7. Литвинов, Ю.А. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей / Ю.А. Литвинов, В.О. Боровик – М. : Машиностроение, 1979. – 288с.