

УДК 681.518.54 (045)

М.С Кулик, В.В. Якименко

ПРИВЕДЕННЯ ПАРАМЕТРІВ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ ТУРБОГВИНТОВИХ ДВИГУНІВ АИ-24 ДО РЕЖИМУ ПОРІВНЯННЯ В ПРОЦЕСІ ДІАГНОСТУВАННЯ

Розглянуто питання приведення до режиму порівняння параметрів робочого процесу турбогвинтових двигунів (ТГД) для цілей діагностування за допомогою неявної діагностичної моделі. Запропоновано формули приведення для двигунів сімейства АИ-24. Дан порівняльний аналіз дросельних характеристик ТГД АИ-24 2-ї серії, які побудовані по значенням параметрів приведеним до стандартних атмосферних умов по номограмам та за допомогою запропонованих формул.

Для висотних ТГД, до яких відносяться і двигуни АИ-24, прийнята програма регулювання, за якою обмеження ефективної гвинтової потужності здійснюється за рахунок зменшення температури газу перед турбіною (витрата палива $G_{п-вар}$) при збереженні постійної частоти обертання ротора двигуна внаслідок зміни кута установки лопатей гвинта ($\varphi_{зв} = var$) для всіх режимів експлуатації. Така програма регулювання визначає нелінійний вигляд дросельних характеристик ТГД $N_{гв.пр} = f(n_{пр})$ при різних постійних значеннях витрати палива. До того ж кожному режиму роботи двигуна, що визначається приведеною витратою палива $G_{п.пр}$, відповідає своє значення приведеної частоти обертання ротора двигуна $n_{пр}$, за якою наявна потужність на валу повітряного гвинта (ПГ) стає максимальною.

Класичні формули приведення подібних режимів не прийнятні для приведення до стандартних атмосферних умов (САУ) параметрів робочого процесу одновального ТГД з гвинтом змінного кроку (ГЗК), що працює при постійній частоті обертання ПГ. Існуючі формули приведення використовуються, в основному, під час роботи ТГД на стенді, де є можливість додержання деяких граничних умов. Наприклад, в роботі [1] запропонована методика приведення параметрів робочого процесу двигуна до САУ за умови, що одновальний ТГД працює на стенді з фіксованим кутом установки лопатей гвинта ($\varphi_{гв} = const$), а частота обертання ПГ в різних атмосферних умовах підтримується постійною внаслідок зміни витрати палива. Від кута установки лопатей залежить режим роботи двигуна, який в процесі випробувань встановлюється за приведеною гвинтовою потужністю, або ж за приведеною витратою палива. Але в реальному польоті дотримання вказаних умов неможливе, отже подібні методики неприйнятні для приведення до САУ параметрів, що реєструються в польоті. На практиці для приведення параметрів ТГД до САУ використовують заводські (експериментальні) номограми зміни параметрів в залежності від атмосферних умов, режиму роботи і модифікації двигуна, або ж коефіцієнти перерахунку, що визначаються за допомогою цих номограм [2; 3].

Нелінійний вигляд дросельних характеристик ТГД та методика приведення параметрів до САУ з використанням номограм роблять практично неможливою автоматизовану оцінку технічного стану (ТС) ТГД за допомогою неявної діагностичної моделі, де як критерій подібності режимів роботи двигуна служить величина K , що відображає значення ефективного гвинтового коефіцієнта корисної дії (ККД) [4; 5]:

$$K = \frac{P_{\text{ВКМ.пр}}}{G_{\text{п.пр}}},$$

де $P_{\text{ВКМ.пр}}$ – приведений тиск в системі вимірювача крутного моменту (ВКМ).

Враховуючи, що в процесі діагностування ТГД за допомогою неявної діагностичної моделі (втім, як і для більшості інших методів діагностування) використовуються не фізичні (кількісні) значення параметрів робочого процесу двигуна, а їхні відхилення від еталонних значень, автори пропонують приводити основні параметри робочого процесу ТГД до оптимальної температури – температури загальмованого потоку на вході в двигун на кожному режимі його роботи, при якій наявна потужність на валу ПГ максимальна. Приведемо послідовність перетворення параметрів ТГД до умов $p_n=101325$ Па, $V_n=0$, рівноважної частоти обертання n і оптимальної температури загальмованого потоку на вході в двигун $T_{\text{вх}}^*$.

1. Визначаються за відомими формулами приведення подібних режимів тиск масла у системі ВКМ та витрата палива, приведені до $p_n=101325$ Па:

$$P_{\text{ВКМ.пр}} = P_{\text{ВКМ}} \frac{101325}{P_{\text{вх}}^*}; \quad G_{\text{п.пр}} = G_n = \frac{101325}{P_{\text{вх}}^*}.$$

2. Визначається температура загальмованого потоку повітря на вході в двигун, приведена до рівноважної частоти обертання n [2; 3]:

$$T_{\text{вх.п}}^* = \left(t_{\text{вх}}^* + 273 \right) \left(\frac{n}{n_{\text{ф}}} \right)^2,$$

де $n=15100$ об/хв – для двигунів АИ-24 2-ї серії, $n=15800$ об/хв – для двигунів серій Т, ВТ, $n_{\text{ф}}$ – фактична частота обертання ротора двигуна, об/хв.

3. Визначається швидкість потоку повітря на вході в двигун [2; 3]:

$$V_{\text{вх}} = 20,05 \sqrt{\frac{T_{\text{вх.п}}^*}{1 + 0,2M_n^2}} M_n.$$

4. Визначаються тиск масла у системі ВКМ, витрата палива та температура газів [см. 2; 3] за турбіною, приведені до рівноважної частоти обертання n :

$$P_{\text{ВКМ.пр}n} = P_{\text{ВКМ.пр}} \frac{n}{n_{\text{ф}}}.$$

5. Визначаються приріст тиску масла у системі ВКМ і приріст температури газів за турбіною в залежності від швидкості потоку повітря на вході в двигун [2; 3]:

$$\Delta p_{\text{ВКМ.пр}V} = 0,019312V_{\text{вх}} + 0,000386V_{\text{вх}}^2,$$

$$\Delta T_{TV}^* = -0,125 - 0,0125V_{\text{вх}} - 0,00055V_{\text{вх}}^2.$$

6. Визначається тиск масла у системі ВКМ, приведений до $p_n=101325$ Па, рівноважної частоти обертання n і $V_n=0$ [2; 3]:

$$P_{\text{ВКМ.пр}n,V} = P_{\text{ВКМ.пр}n} - \Delta p_{\text{ВКМ.пр}V},$$

7. Визначається температура газів за турбіною, приведена до рівноважної частоти обертання n і $V_n=0$ [2, 3]:

$$T_{Tпрn,V}^* = T_{Tпрn}^* - \Delta T_{T,прV}^*$$

Зауваження. Далі в існуючих методиках, описаних в книгах [2; 3], використовуються номограми для приведення параметрів робочого процесу ТГД до будь-якої температури загальмованого потоку повітря на вході в двигун (наприклад, для земних САУ $T_{вх}^* = 288^{\circ}\text{K}$). Замість використання номограм пропонується інший, більш ефективний і точний, а головне, багатфункціональний підхід.

8. В залежності від $G_{п.прn}$ визначається оптимальна температура загальмованого потоку повітря на вході в двигун:

– для двигунів 2-ї серії

$$T_{вх}^* = 327,490476 - 0,084286 G_{п.прn}; \quad (1)$$

– для двигунів серій Т і ВТ

$$T_{вх}^* = 355,433251 - 0,094623 G_{п.прn}. \quad (2)$$

Зауваження. Коефіцієнти вказаних залежностей розраховані за такими значеннями параметрів із номограм [2; 3], при яких приведена гвинтова потужність приймає максимальне значення на заданому режимі роботи двигуна, що визначається приведеною витратою палива $G_{п.прn}$.

9. Визначаються тиск масла у системі ВКМ та витрата палива, приведені до $p_n=101325$ Па, рівноважної частоти обертання n , $V_n=0$ і оптимальної температури $T_{сх}^*$:

$$p_{вкм.пр} = p_{вкм.прn,V} \sqrt{\frac{(T_{вх}^{*'} - |T_{вх}^{*'} - T_{вхn}^*|)}{T_{вх}^{*'}}};$$

$$G_{п.пр} = G_{п.прn,V} \sqrt{\frac{(T_{вх}^{*'} - |T_{вх}^{*'} - T_{вхn}^*|)}{T_{вх}^{*'}}}.$$

10. Визначається температура газів за турбіною, приведена до рівноважної частоти обертання n , $V_n=0$ і оптимальної температури $T_{вх}^*$:

якщо $T_{сх}^* < T_{вх}^*$

$$T_{T,прn,V}^* = T_{T,прn}^* \frac{T_{вх}^{*'}}{T_{вхn}^*},$$

якщо $T_{сх}^* \geq T_{вх}^*$

$$T_{T,прn,V}^* = T_{T,прn}^* \left(\frac{T_{вх}^{*'}}{T_{вхn}^*} \right)^{1,5}.$$

Необхідно підкреслити, що запропонована методика перетворення параметрів до оптимальної температури справедлива під час роботи двигунів у діапазоні режимів експлуатації від 0,6 максимально тривалого до 0,85 максимально тривалого, оскільки коефіцієнти залежностей (1), (2) розраховувались за значеннями параметрів саме для цього діапазону режимів. Враховуючи, що в крейсерському польоті літака режими вище 0,85

максимально тривалого і нижче 0,6 максимально тривалого використовуються дуже рідко, автори не ставили собі за мету розробити методики перетворення параметрів до вигляду співставлення, яка була б ефективною для всіх можливих рівноважних режимів роботи ТГД, хоча розробка цієї задачі і не має великої складності.

Дросельні характеристики ТГД АИ-24 2-ї серії в залежності від значення K показані на рис. 1. Значення параметрів робочого процесу двигунів взяті із номограм "Зміна приведеної гвинтової потужності двигуна АИ-24 2-ї серії в залежності від температури загальмованого потоку на вході в двигун, швидкості польоту і режиму роботи двигуна" і "Зміна температури газів за турбіною двигуна АИ-24 2-ї серії в залежності від температури загальмованого потоку на вході в двигун, швидкості польоту і режиму роботи двигуна" [2]. На рис. 2 показано дросельні характеристики за значенням K тих же, перетворених до оптимальної температури на вході в двигун, параметрів.

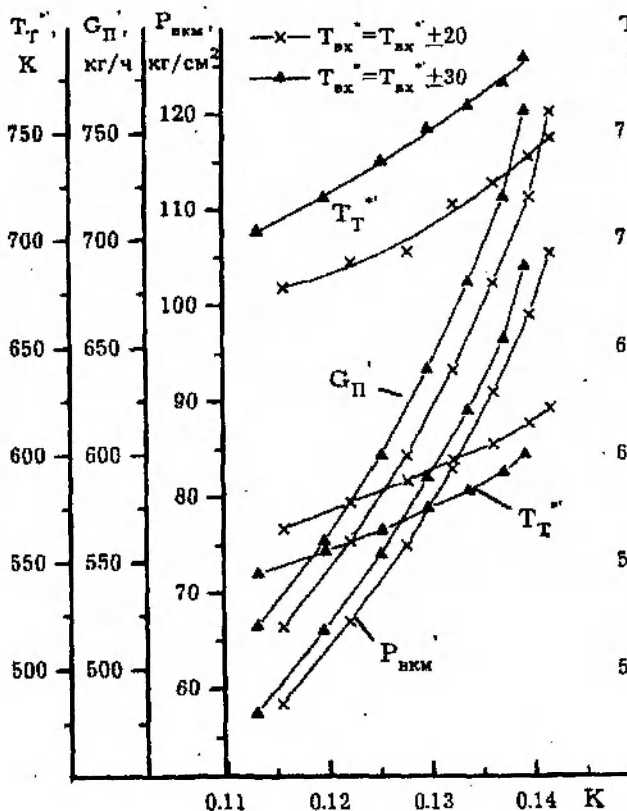


Рис.1. Дросельні характеристики

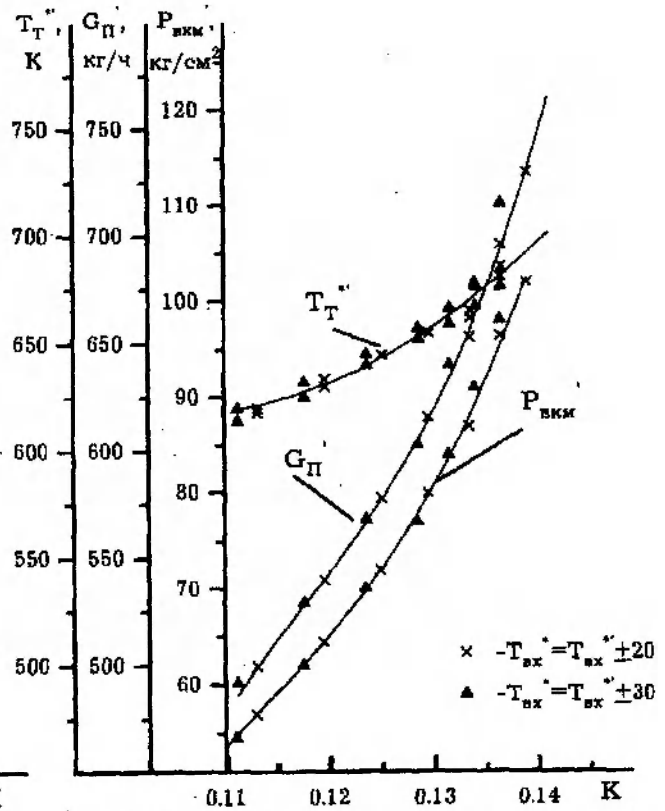


Рис.2. Дросельні характеристики, приведені до оптимальної температури на вході в двигун

Порівняння дросельних характеристик, побудованих за допомогою номограм і запропонованим методом (рис. 1, 2), свідчить про те, що запропонована методика приведення параметрів робочого процесу до оптимальної температури на вході в двигун забезпечує задовільне сходження характеристик за значенням K в процесі діагностування ТГД за допомогою неявної діагностичної моделі.

Список літератури

1. Булавкин А.А. К вопросу приведения параметров ТВД, работающего на стенде с воздушным винтом, к стандартным атмосферным условиям // Известия вузов. Авиационная техника, 1991. N 3. – С. 39–43.

2. *Методика* приведения основных параметров двигателя АИ-24 2-й серии к стандартным условиям полета. Технический отчет N 23/74. 1974.– 30 с.

3. *Методика* приведения основных параметров двигателя АИ-24 ВТ к стандартным условиям полета. Технический отчет N 167/71. 1971.–30 с.

4. *Лозицкий Л.П., Тарасенко А.В., Марченко И.И., Якименко В.В.* Методическое обеспечение автоматизированной системы диагностирования двигателей АИ-24 (АСД "Контроль-24"). – К.: КИИГА, 1989. –71 с.

5. *Якименко В.В., Твердохлеб И.П.* Метод диагностирования ТВД в условиях АТБ // Проблемы управления техническим состоянием авиационных двигателей: Сб. науч. тр.– К.: КИИГА, 1990.– С. 30–35.

Стаття надійшла до редакції 3 жовтня 1997 року.



Микола Сергійович Кулик (1952) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації у 1978 році. Доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри авіаційних двигунів Київського міжнародного університета цивільної авіації. Має більш ніж 60 наукових публікацій в сфері міцності та експлуатації авіаційних двигунів.

Nikolay S. Kulik (b.1952) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation Engineers (1978). Dsc (Eng.), professor, director of Aviation engines Department of Kyiv International University of Civil Aviation. Author of 60 publications in the field of strength of materials and parts of the turbine engines and its maintenance.



Валерій Володимирович Якименко (1964) закінчив Київський інститут інженерів цивільної авіації у 1987 році. Науковий співробітник науково-дослідної лабораторії "Надійність та довговічність авіаційних газотурбінних двигунів" Київського міжнародного університета цивільної авіації. Має п'ять наукових робіт.

Valeryi V. Yakymenko (b. 1964) graduated from Kyiv Institute of Civil Aviation Engineers (1987). Scientific worker of research laboratory "Reliability of Aircraft Gas Turbine Engines" of Kyiv International University of Civil Aviation. Author of five publications in the fields of strength of materials and parts of the turbine engines and its maintenance.