

Рис. 1. Формалізована схема турбореактивного двигуна: X – сукупність вхідних параметрів або впливів через відповідні ім параметри; Y – вихідні параметри (характеристики двигуна); Z – безліч станів вузлів двигуна

У загальному вигляді X містить вхідні впливи з боку екіпажу, впливи атмосфери і безліч станів вузлів турбореактивного двигуна:

$$X = \{X_1, X_2, X_3\},$$

де X_1 – параметри, що характеризують вхідні впливи з боку екіпажу; X_2 – параметри, що характеризують стан атмосферного повітря, що поступає на вхід в двигун; $X_3 = Z$ – безліч станів двигуна, що відповідають параметрам певних дефектів вузлів проточної частини;

$$X_1 = \{X'_1\},$$

де X'_1 – кут положення важеля керування двигуном α_B або частота обертання ротора двигуна n , прямо пропорційна α_B ;

$$X_2 = \{X''_1, X''_2, X''_3, X''_4\},$$

де X''_1 – температура атмосферного повітря T_H ; X''_2 – тиск атмосферного повітря P_H ; X''_3 – вологість атмосферного повітря d ; X''_4 – швидкість набіжного потоку повітря V ;

$$X_3 = \{X'''_1, X'''_2, X'''_3\},$$

де X'''_1 – коефіцієнт відновлення повного тиску σ , що характеризує гідравлічні втрати на елементах проточної частини через їх пошкодження, що призводять до зміни шорсткості, площ прохідних перетинів або того й іншого разом; X'''_2 – коефіцієнт швидкості μ , що характеризує в кінцевому результаті пошкодження деформаційного характеру проточної частини двигуна; X'''_3 – коефіцієнт повноти згоряння, враховуючий кондиційність приготування паливо-повітряної суміші.

Вихідні параметри і характеристики турбореактивного двигуна у загальному вигляді містять температуру газу за турбіною, тягу і витрату палива, коефіцієнт корисної дії, тобто

$$Y = \{Y_1, Y_2, Y_3, Y_4\},$$

де Y_1 – температура газу за турбіною T_T^* ; Y_2 – тяга двигуна P ; Y_3 – часова витрата палива G_T ; Y_4 – коефіцієнт корисної дії η .

Таким чином

$$S = X_1 \times X_2 \times X_3 \rightarrow Y.$$

Для складання детальної математичної моделі робочого процесу турбореактивного двигуна зобразимо його схематично, як це показано на рис. 2.

До початкових даних належать параметри атмосферного повітря: тиск P_H , температура

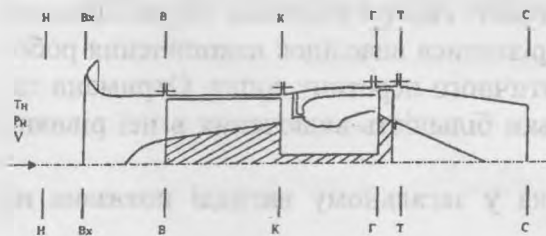


Рис. 2. Схема турбореактивного двигуна: Н, Вх, В, К, Г, Т, С – перетини проточної частини двигуна по його основних вузлах

ра T_H , масова частка вологи q або відносна вологість φ , швидкість набіжного потоку V , режимний параметр – частота обертання ротора n ; геометричні параметри проточної частини – площа прохідного перетину на вході в двигун F_B , площа прохідного перетину соплового апарату F_{CA} , площа зрізу сопла F_C , характеристики компресора (залежність ступеня підвищення тиску π_K^* і ККД η_K^* від зведених значень витрати повітря $G_{B,пр}$ і частоти обер-

таня ротора $n_{пр}$), характеристики турбіни (залежність густини струму $q(\lambda_{сА})$ і ККД η_T^* від ступеня розширення π_T^* і зведеної частоти обертання з урахуванням температури газу перед турбіною $n/\sqrt{T_T^*}$.

Для врахування впливу вогкості на показник адіабати k і питомої газової постійної R зручніше її виразити через масову частку вологи q [2]:

$$q = 0,622 \frac{\varphi}{\frac{P_{ВЛ}}{P_{П.Н}} - 0,378\varphi},$$

де $P_{ВЛ}$ – статичний тиск вологого повітря, Па; $P_{П.Н}$ – статичний тиск насиченої пари, Па (див. таблицю).

Залежність статичного тиску насиченої пари від температури

T, K	253,15	263,15	273,15	283,15	288,15	293,15	303,15	313,15	323,15
$P_{П.Н}, Pa$	127,968	287,795	610,381	1227,693	1704,907	2332,750	4238,94	7371,49	12330,25

В аналітичному вигляді $P_{П.Н} = 11,111^{-2272,727/T}$ [2]. Тоді питома газова постійна вологого повітря буде рівна

$$R_{ВЛ} = R(1 + 0,609q),$$

де R – питома газова постійна сухого повітря $R = 287,053 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$; показник адіабати

$$k_{ВЛ} = k \frac{1 + 0,917q}{1 + 1,04q},$$

де $k = 1,4$ – показник адіабати для сухого повітря.

Дані характеристики ($R_{ВЛ}$ і $k_{ВЛ}$), що є функціями температур, дозволяють далі робити розрахунок основних параметрів двигуна, наприклад, за моделлю [3].

Використовуючи дану математичну модель, одержимо вихідну характеристику двигуна РУ19А-300 (рис. 3).

Недолік лінійних математичних моделей полягає, що неможлива лінеаризація ряду термодинамічних залежностей робочого процесу, оскільки вони мають дуже велику кривизну. Наприклад, при перепадах у соплових апаратах турбіни й у вихідних соплах, близьких до критичних значень, коефіцієнт впливу, що зв'язує зміну відносної густини

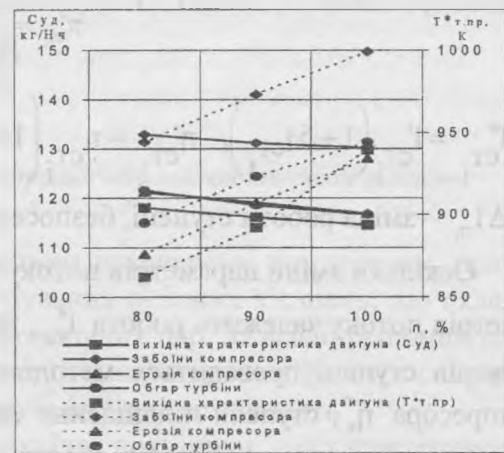
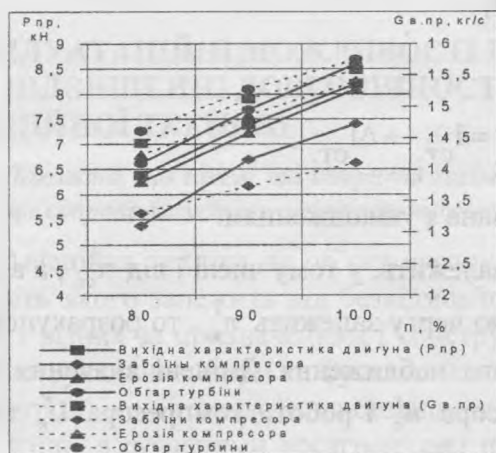


Рис. 3. Дросельні характеристики двигуна РУ19А-300:
 а – $P_{пр} = f(n)$, $G_{в. пр} = f(n)$; б – $G_{уд} = f(n)$, $\tau_{т. пр} = f(n)$

характеристик проводиться на основі рівняння витрати газу через всі елементи турбіни при їхній спільній роботі з використанням необхідних для розрахунку параметрів потоку:

$$m_i \frac{P_{\Gamma_i}^* \sigma_{ca_i} \bar{G}_{ca_i}}{\sqrt{\frac{2k_i}{k_i+1} R_i T_{ca_i}^*}} F_{ca_i} q(\lambda_{ca_i}) = m_i \frac{P_{w_{2i}}^* \sigma_{pk_i} \bar{G}_{pk_i}}{\sqrt{\frac{2k_i}{k_i+1} R_i T_{w_{2i}}^*}} F_{pk_i} q(\lambda_{pk_i});$$

$$m_i \frac{P_{w_{1i}}^* \sigma_{pk_i} \bar{G}_{pk_i}}{\sqrt{\frac{2k_i}{k_i+1} R_i T_{w_{2i}}^*}} F_{pk_i} q(\lambda_{pk_i}) = m_{i+1} \frac{P_{\Gamma_{i+1}}^* \sigma_{ca_{i+1}} \bar{G}_{ca_{i+1}}}{\sqrt{\frac{2k_{i+1}}{k_{i+1}+1} R_{i+1} T_{ca_{i+1}}^*}} F_{ca_{i+1}} q(\lambda_{ca_{i+1}}),$$

де m_i – постійні коефіцієнти; $P_{\Gamma_i}^*$ – повний тиск в абсолютному русі; σ_{ca}, σ_{pk} – коефіцієнти збереження повного тиску; P_w^* – повні тиски у відносному русі; $\bar{G}_{ca}, \bar{G}_{pk}$ – відношення витрати на вході в турбіну до витрати в даному перетині; F_{ca}, F_{pk} – площі прохідних перетинів; $q(\lambda_{ca}), q(\lambda_{pk})$ – відносні густини струму; $T_{ca_i}^*, T_{w_{2i}}^*$ – повні температури газу в абсолютному і відносному рухах.

Таким чином, сучасні методики діагностування, що використовують явні математичні моделі, повинні враховувати як експлуатаційні фактори так і фонові несправності елементів проточної частини газотурбінного двигуна.

Список літератури

1. Иванов Н.А., Купчик Г.Я. Характеристики авиационных газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. – К. : КИИГА, 1987. – 84 с.
2. Хейфец М.И. Обработка результатов испытаний: Алгоритмы, номограммы, таблицы. – М.: Машиностроение, 1988. – 168 с.
3. Чистяков П.Г. Точность систем автоматического регулирования ЖРД и ТРД. – М.: Машиностроение, 1977. – 160 с.

Стаття надійшла до редакції 14.09.01.

656 052-960.171 + К 863.07
УДК 621.981+621.762

В.В. Щепетов, С.Ю. Євсюков, В.Ю. Громенко

ЕКСПЛУАТАЦІЙНІ МОЖЛИВОСТІ ПОКРИТТІВ ПРИ ПІДВИЩЕННІ ДОВГОВІЧНОСТІ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

Показано, що прямі та обернені поліморфні перетворення обумовлюють стан наклепу, що супроводжується зміною поверхневої міцності.

Авіаційна техніка як об'єкт експлуатації є складним інженерним комплексом, працездатність якого залежить від безвідмовності функціонування рухомих з'єднань, що складаються з різних за призначенням і конструкцією триботехнічних пар. За всією різноманітністю конструктивних форм та функціональних особливостей вимоги зносостійкості є спільним параметром, що визначає їхню безвідмовність та експлуатаційну довговічність.

Згідно з сучасними досягненнями науки триботехнічні показники, що характеризують контактну взаємодію в умовах зносу, визначаються не стільки об'ємно-структурними властивостями, скільки станом поверхневих шарів [1]. У загальному комплексі методів, що направлені на подовження ресурсу деталей авіаційної техніки, важливе значення має поверхневе зміцнення.