

8. Влияние хорды сопловых лопаток на характеристики решетки / И.Г. Гоголев, Р.В. Кузьмичев, Р.И. Дьяконов, П.В. Королев и др. // Теплоэнергетика – 1981. – № 5. – С. 63–64.

9. Дмитриев С.А., Кулик П.С., Козлов В.В. Исследование влияния забоин на характеристики плоской охлаждаемой турбинной решетки // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации: Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1993. – С. 40–44.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

УДК 629.735.083.02/03.004.58(045)

BBK 0551.41-052.051-016

О.Є. Карпов

ВИЗНАЧЕННЯ ДИНАМІЧНИХ ТА СТАТИЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ДЛЯ ОЦІНКИ ЇХНЬОГО ТЕХНІЧНОГО СТАНУ

Розглянуто підходи до визначення технічного стану авіаційних двигунів з використанням динамічних та статичних параметрів газотурбінного двигуна як об'єкта автоматичного керування. Проаналізовано основні методи експериментального визначення динамічних та статичних параметрів газотурбінного двигуна та наведено рекомендації щодо використання амплітудно-фазового частотного методу для їхнього визначення.

Діагностування газотурбінних двигунів (ГТД) на перехідних режимах роботи дає більш достовірні результати і дозволяє виявляти розвиток відмов на ранній стадії. До таких відмов, в першу чергу, відносять зменшення запасу газодинамічної стійкості компресора за рахунок нашарувань забруднень на лопатках, збільшення радіального проміжку між деталями ротора та статора, спрацьованість та пошкодження передніх кромek лопаток. Крім того, діагностування ГТД на перехідних режимах може виявити погіршення розпилу палива робочими форсунками, появу щілини між антивібраційними полицками лопаток вентилятора та турбіни замість натягу, пошкодження вихідних ребер лопаток соплових апаратів (тобто збільшення вихідної площі соплових апаратів) тощо

Вирішити такі задачі діагностування ГТД на сталих режимах за параметрами, що реєструються екіпажем в спеціальних картках, а також із застосуванням систем автоматичної реєстрації параметрів типу МСРП, неможливо.

Для того, щоб провести діагностування ГТД на перехідних режимах слід використовувати динамічні та статичні параметри двигуна як об'єкта автоматичного керування та їхні похідні. До таких параметрів відносять постійні часу роторів двигунів, коефіцієнти підсилення за витратами палива, за частотами обертання суміжних роторів, за ступенем стійкості роторів та коефіцієнти самовирівнювання [1; 2].

Найбільш простими критеріями діагностування можуть бути безрозмірні відхилення динамічних та статичних параметрів вигляду

$$A_{ij} = \frac{A_{iv} - A_{ij}}{A_{ij}}$$

де A_{ij} – безрозмірне відхилення i -го динамічного чи статичного (контрольованого) параметра j -го ГТД як об'єкта автоматичного керування; A_{iv} – поточна величина i -го контрольованого параметра j -го ГТД; A_{ij} – величина i -го контрольованого параметра j -го ГТД на початку його експлуатації або після капітального ремонту.

Для аналітичного визначення динамічних та статичних параметрів ГТД слід скористатися дросельними характеристиками. Розглянемо методику розрахунків для оновального ГТД. Нормована форма запису диференціального рівняння руху ротора має вигляд

$$T_{G_n} \dot{\bar{n}} + \bar{n} = k_{G_n} \bar{G}_n + f(t), \quad (1)$$

де T_{G_n} – постійна часу двигуна; \ddot{n} – прискорення ротора; \bar{n} – відносна частота обертання ротора; k_{G_n} – коефіцієнт підсилення за витратами палива; \bar{G}_n – відносні витрати палива; $f(t)$ – функція зовнішнього збуджуючого впливу.

Якщо припустити, що роботу двигуна забезпечує ідеальний регулятор, то відносну витрату палива описує рівняння

$$\bar{G}_n = k_{\text{рег}} \bar{n},$$

де $k_{\text{рег}}$ – коефіцієнт підсилення регулятора.

Тоді рівняння динаміки системи керування двигуна з регулятором має вигляд

$$T_{G_n} \ddot{n} + (1 + k_{G_n} k_{\text{рег}}) \dot{n} = f(t). \quad (2)$$

Математично перехідний процес визначають загальним розв'язком однорідного рівняння (2) при $f(t) = 0$

$$T_{G_n} \ddot{n} + (1 + k_{G_n} k_{\text{рег}}) \dot{n} = 0. \quad (3)$$

У цьому випадку характеристичне рівняння для виразу (3) має вигляд

$$T_{G_n} p + (1 + k_{G_n} k_{\text{рег}}) = 0,$$

а його корінь

$$p = -\frac{(1 + k_{G_n} k_{\text{рег}})}{T_{G_n}}$$

Отже, перехідний процес як розв'язок рівняння (3) буде експонентою

$$n(t) = n_0 e^{-[(1 + k_{G_n} k_{\text{рег}})/T_{G_n}]t},$$

де n_0 – довільна стала, що залежить від початкових умов процесу.

Графік перехідного процесу, описаного рівнянням (2), для позитивного значення \bar{n}_0 показано на рис. 1, а.

Для перехідного процесу двигуна без регулятора рівняння експоненти буде мати вигляд

$$\bar{n}(t) = \bar{n}_0 e^{-t/T_{G_n}},$$

а графік перехідного процесу (рис. 1, б) свідчить, що з регулятором цей процес згасає значно швидше, ніж без регулятора. Це пояснюється тим, що

$$\frac{T_{G_n}}{1 + k_{G_n} k_{\text{рег}}} < T_{G_n}.$$

Постійна часу двигуна без регулятора при відсутності змін витрати палива та незмінних умовах польоту згідно з рівнянням (1) становить

$$T_{G_n} = -\frac{\bar{n}}{d\bar{n}/dt} = -\frac{\Delta n}{dn/dt}. \quad (4)$$

Розглянемо аналітичне визначення постійної часу та коефіцієнта підсилення за витратами палива з використанням статичних дросельних характеристик ГТД (рис. 2).

Точкою θ позначимо на функції $G_n = f(n)$ режим, для якого визначається постійна часу. Задамо відхилення частоти обертання ротора на величину $-\Delta n$ при постійній витраті палива. Тоді по відношенню до витрати палива на сталому режимі (точка 1) будемо мати надлишок витрати палива ΔG_n , який приблизно можна визначити за формулою

$$\Delta G_n = \frac{dG_n}{dn} \Delta n,$$

де dG_n/dn – похідна, що береться по функції $G_n = f(n)$ в точці θ .

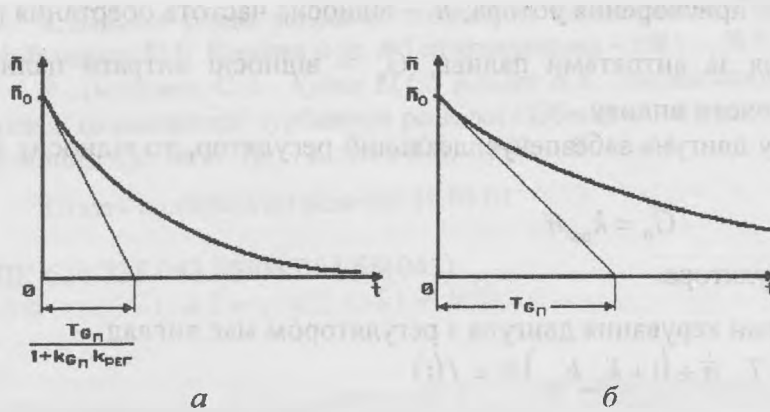


Рис. 1. Перехідні процеси при збудженні по частоті обертання ротора двигуна з регулятором (а) та без регулятора (б)

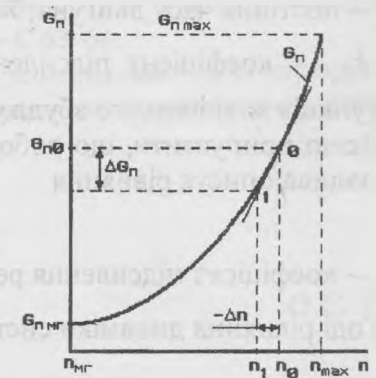


Рис. 2. Дросельна характеристика одношального ГТД

Цьому надлишку палива відповідає надлишковий момент турбіни

$$M_{\text{над}} = \frac{\delta M_{\text{над}}}{\delta G_n} \Delta G_n = \frac{\delta M_{\text{над}}}{\delta G_n} \frac{dG_n}{dn} \Delta n.$$

Прискорення ротора складає величину

$$\frac{dn}{dt} = \frac{M_{\text{над}}}{(\pi J)/30} = \frac{30 \Delta n}{\pi J} \frac{\delta M_{\text{над}}}{\delta G_n} \frac{dG_n}{dn}$$

Підставимо це прискорення в формулу (4) і отримаємо

$$T_{G_n} = \frac{\pi J}{30} \frac{dn}{dG_n} \frac{1}{\delta M_{\text{над}} / \delta G_n}, \quad (5)$$

де J – полярний момент інерції ротора двигуна.

Якщо зробити припущення, що витрати повітря через компресор, ефективна робота компресора та ступінь розширення газів у турбіні не залежать від витрати палива, можна з достатньою точністю отримати похідну

$$\frac{\delta M_{\text{над}}}{\delta G_n} = \frac{L_T}{\frac{C_p}{\xi H_u} \frac{\pi}{30} n T_r^*}, \quad (6)$$

де L_T – ефективна робота турбіни; C_p – теплоємність газу при постійному тиску; ξ – коефіцієнт повноти згорання палива; H_u – нижня теплотворна здатність палива; T_r^* – температура газу перед турбіною.

Після підстановки похідної (6) у рівняння (5) отримаємо постійну часу

$$T_{G_n} = \left(\frac{\pi}{30} \right)^2 J \frac{C_p}{\xi H_u} \frac{T_r^*}{L_T} n \frac{dn}{dG_n}$$

Коефіцієнт підсилення за витратами палива згідно з рівнянням (1) при $n = 0$ знаходимо з рівняння

$$k_{G_n} = \frac{n}{G_n} = \frac{\Delta n}{\Delta G_n} \frac{G_{n, \text{баз}}}{n_{\text{баз}}},$$

де $G_{n, \text{баз}}$ – базове значення витрати палива на початку перехідного процесу; $n_{\text{баз}}$ – базове значення частоти обертання ротора на початку перехідного процесу.

Базові значення $G_{n, \text{баз}}$, $n_{\text{баз}}$ та відхилення ΔG_n , Δn знаходять з графіка дросельної характеристики (рис. 2).

Визначення T_{G_n} та k_{G_n} в діапазоні режимів від $n_{мг}$ до n_{max} виконують за дросельними характеристиками, які розраховуються при проектуванні двигуна і уточнюються на етапі випробувань. В експлуатації оцінку T_{G_n} та k_{G_n} слід проводити за експериментальними даними.

З можливих експериментальних методів визначення динамічних та статичних параметрів ГТД як об'єкта автоматичного керування на практиці застосовують такі:

- метод стрибкоподібної зміни витрати палива;
- метод визначення параметрів за експериментальними даними розгону;
- частотний метод.

Для випробувань першим методом двигуна задають будь-який сталий режим, для якого слід визначити T_{G_n} та k_{G_n} . Далі стрибкоподібно підвищують (або зменшують) витрату палива на відому величину (приблизно на 10 % від початкової величини (рис. 3)). Параметри двигуна (частоту обертання ротора, температуру газу перед турбіною тощо) в перехідному процесі реєструють за допомогою світлопроменевого осцилографа або цифрового пристрою з частотою опитування не нижче 10...20 Гц. Осцилограма перехідного процесу в деякому масштабі є кривою відносного відхилення частоти обертання ротора $\bar{n} = \bar{n}(t)$, по якій визначають кінцеве (при $t \rightarrow \infty$) значення відхилення частоти обертання ротора $\bar{n}(\infty)$ (рис. 3).

Для визначення постійної часу до експоненти перехідного процесу у довільній точці А проводимо дотичну, яка з горизонтальною прямою $\bar{n} = k_{G_n} \bar{G}_n$ перетинається в точці В. Довжина піддотичної СВ у масштабі часу є величиною T_{G_n} .

Під час визначення постійної часу за таким експериментальним методом виникають складності у формуванні стрибкоподібної зміни витрат палива.

Метод визначення параметрів за експериментальними даними розгону не вимагає будь-яких додаткових пристроїв регулювання витратами палива. Користуючись цим методом, під час випробування двигуна треба:

- провести зняття дросельної характеристики $G_n = f(n)$ (рис. 4, крива А);
- при повній прийомистості двигуна реєструвати за допомогою осцилографа або іншої апаратури частоту обертання ротора $n = f(t)$ та витрати палива $G_{n_{роз}} = f(t)$.

Ця інформація дає змогу побудувати експериментальні криві $G_{n_{роз}} = f(t)$ (крива В) та $dn/dt = f(n)$ (крива С).

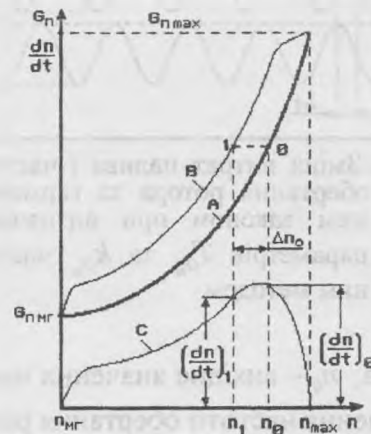
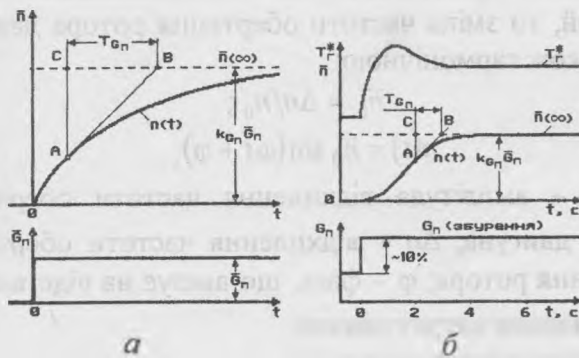


Рис. 3. Перехідні характеристики одновальних двигунів як аперіодичних ланок першого (а) та другого (б) порядку

Рис. 4. Криві розгону одновального ГТД для визначення параметрів T_{G_n} та k_{G_n}

Для будь-якого режиму роботи двигуна, наприклад, режиму "0", можна визначити відповідні до нього T_{G_n} та k_{G_n} . Коефіцієнт підсилення визначається так, як було пояснено, а для визначення постійної часу T_{G_n} треба провести горизонтальну пряму до перетину з кривою B (точка I) і розглянути несталий режим "1" як відхилення від режиму "0" при сталій витраті палива $G_{n_0} = \text{const}$. Тоді згідно з формулою (4) отримуємо

$$T_{G_{n,0}} = -\frac{\Delta n_0}{(dn/dt)_1}, \quad (7)$$

де Δn_0 – відхилення частоти обертання ротора від сталого режиму "0"; $(dn/dt)_1$ – прискорення ротора на несталому режимі "1".

Індекс "0" у постійної часу $T_{G_{n,0}}$ в формулі (7) свідчить, що вона визначена для режиму "0". Таким способом визначаються параметри T_{G_n} та k_{G_n} для всіх режимів роботи двигуна.

Для зведення параметрів T_{G_n} та k_{G_n} до стандартних атмосферних умов треба скористатися такими формулами:

$$T_{G_{n,пр}} = T_{G_n} \frac{p_b^*}{101325} \sqrt{\frac{288}{T_b^*}}, \quad (8)$$

$$k_{G_{n,пр}} = k_{G_n} \frac{p_b^*}{101325}, \quad (9)$$

де p_b^* – тиск повітря на вході в двигун; T_b^* – температура повітря на вході в двигун.

Більш точним методом оцінки параметрів T_{G_n} та k_{G_n} є частотний метод. Він дозволяє побудувати експериментальну амплітудно-фазову частотну характеристику, яка більш повно відображає динамічні властивості ГТД ніж експериментальна крива перехідного процесу.

При проведенні експерименту на вхід двигуна подається відхилення витрати палива ΔG_n , що змінюється за гармонічним законом (рис. 5) із циклічною частотою ω і амплітудою G_{n_0} :

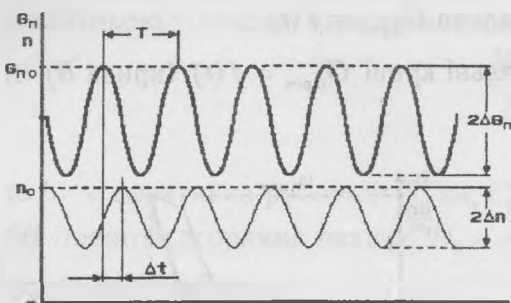


Рис.5. Зміна витрат палива і частоти обертання ротора за гармонічним законом при визначенні параметрів T_{G_n} та k_{G_n} частотним методом

$$\omega = 2\pi/T;$$

$$G_{n_0} = \Delta G_n / G_{n_0};$$

$$G_n(t) = \bar{G}_{n_0} \sin \omega t,$$

де T – період гармонічної зміни витрати палива; G_{n_0} – вихідне значення витрати палива.

Якщо припустити, що досліджуваний об'єкт лінійний, то зміна частоти обертання ротора двигуна буде також гармонічною:

$$\bar{n}_0 = \Delta n / n_0;$$

$$n(t) = \bar{n}_0 \sin(\omega t + \varphi),$$

де \bar{n}_0 – амплітуда відхилення частоти обертання ротора двигуна; Δn – відхилення частоти обертання ротора; n_0 – вихідне значення частоти обертання ротора; φ – фаза, що вказує на відставання відхилення частоти обертання ротора від відхилення витрат палива.

Фаза φ знаходиться в залежності від терміну відставання Δt :

$$\varphi = -\omega \Delta t.$$

За даними експерименту можна побудувати амплітудну $n_0(\omega)$ (рис. 6,а), фазову $\varphi(\omega)$ (рис. 6,б) та амплітудно-фазову (рис. 7) частотні характеристики для різних режимів роботи двигуна [3; 4].

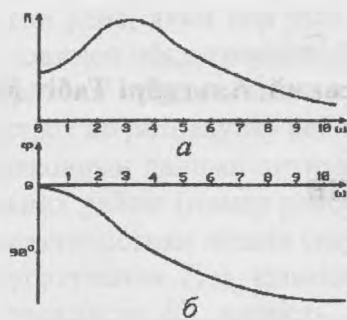


Рис. 6. Амплітудна $n_0(\omega)$ (а) та фазова $\varphi(\omega)$ (б) частотні характеристики двигуна

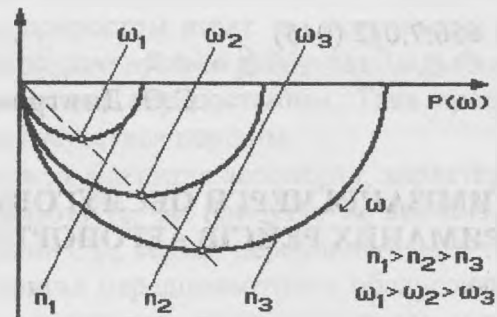


Рис. 7. Амплітудно-фазові частотні характеристики для різних режимів роботи двигуна

Для інерційної ланки постійна часу T_{G_n} та коефіцієнт підсилення за витратами палива k_{G_n} знаходять за формулами:

$$T_{G_n} = -(\operatorname{tg} \varphi / \omega);$$

$$k_{G_n} = (n_0 / G_{n0}) \sqrt{1 + (T_{G_n} \omega)^2}.$$

Зведення параметрів до стандартних атмосферних умов виконується за формулами (8) та (9).

З названих методів визначення параметрів T_{G_n} та k_{G_n} використовують той, для реалізації якого найбільш пристосована контрольно-вимірювальна апаратура випробного стенда з урахуванням потрібної точності знаходження діагностичних параметрів.

Список літератури

1. Карпов Є.М., Карпов О.Є. Діагностування тривальних турбореактивних двоконтурних двигунів за динамічними параметрами // Вісн. КМУЦА. – 1998. – № 1. – С. 20-24.
2. Меррингтон Г.Л. Диагностика неисправностей газотурбинных двигателей по результатам измерений в переходном режиме // Современное машиностроение. Сер. А. – 1989. – № 11. – С. 3-50.
3. Теория автоматического управления силовыми установками летательных аппаратов. Управление ВРД / Под ред. А.А.Шевякова. – М.: Машиностроение, 1976. – 344 с.
4. Попов Е.П. Автоматическое регулирование и управление. – М.: Наука, 1966. – 388 с.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.