

УДК 629.735.036

В.В. Панін, канд. техн. наук, доц.

## МЕТОД ВИЗНАЧЕННЯ ГАЗОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ОБМЕЖЕНОЇ КОНТРОЛЕПРИДАТНОСТІ НА ПЕРЕХІДНИХ РЕЖИМАХ

*Наведено методичку визначення газодинамічних параметрів газотурбінних двигунів, які не вимірюються в експлуатації.*

У більшості досліджень оцінки технічного стану авіаційної техніки використовують імовірності моделі зв'язку стану авіаційної техніки з вимірюваними параметрами [1; 2]. Для ідентифікації моделей зв'язку стану з результатами експлуатаційного контролю використовують методи математичної статистики. Проте зібрати інформацію, якої б вистачило для точного задання параметрів таких моделей для двигунів обмеженої контролепридатності, як правило, не вдається.

У транспортній авіації України експлуатуються виключно двигуни обмеженої контролепридатності, тому при визначенні їх технічного стану актуальною є задача знаходження шляхом розрахунку додаткових параметрів необхідних для ідентифікації зазначених моделей. Збільшення кількості відомих параметрів також дозволяє використовувати явні математичні моделі газотурбінних двигунів (ГТД), що застосовуються в системах автоматизованого діагностування двигунів. Найбільш складною ця задача є для тривальних турбореактивних двоконтурних двигунів (ТРДД) обмеженої контролепридатності, які складають основу парку двигунів транспортної авіації України.

У зв'язку з тим, що перехідні режими для діагностування ГТД є більш інформативними, ніж стаціонарні [3] автором саме пропонується метод визначення газодинамічних параметрів тривальних ТРДД, які не реєструються об'єктивними засобами контролю в експлуатації, на перехідних режимах.

Об'єктивними засобами контролю не реєструється частота обертання ротора середнього тиску, відсутність значення якої практично не дозволяє використати жодну математичну модель робочого процесу для діагностування двигуна на перехідних режимах роботи.

З метою встановлення функціонального зв'язку між частотою обертання ротора середнього (низького) тиску  $n_{н.т}$  та величиною витрати палива  $G_T$  скористаємося рівнянням, наведеним в роботі [4] для одновального ТРД,

$$\frac{dn}{dt} = \frac{900}{\pi^2} \frac{1}{n} \eta_r H_u \left( 1 - \frac{1}{\pi_T^{*\frac{\kappa_r}{\kappa_r-1}}} \right) \eta_{\tau}^* \Delta G_T, \quad (1)$$

де  $\frac{dn}{dt}$  – зміна частоти обертання ротора в часі;  $\eta_r$  – коефіцієнт повноти згоряння;  $H_u$  – нижча теплотворність палива;  $\pi_T^*$  – ступінь пониження тиску в турбіні;  $\kappa_r$  – показник адиабати розширення газу;  $\eta_{\tau}^*$  – ККД турбіни;  $\Delta G_T$  – надлишок витрати палива відносно до відповідного стаціонарного режиму.

Рівняння енергії для ротора середнього тиску тривального ТРДД аналогічно рівнянню (1) записується в такому вигляді:

$$\Delta N_{тн} = \frac{\pi^2}{900} J_{z_{тн}} n_{тн} \frac{dn_{тн}}{dt}, \quad (2)$$

де  $\Delta N_{тн}$  – надлишкова потужність турбіни середнього тиску (ТСТ);  $J_{z_{тн}}$  – зведений масовий момент інерції ротора.

Потужність ТСТ пропорційна роботі на її валі:

$$L_{\text{тн}} = \frac{\pi^2}{900} R_{\text{г}} T_{\text{тв}}^* \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тн}}^* \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{тн}}^*, \quad (3)$$

де  $T_{\text{тв}}^*$  – температура загальмованого потоку на вході в ТСТ.

Величина  $T_{\text{тв}}^*$  пов'язана з температурою газу перед турбіною високого тиску (ТВТ) таким рівнянням:

$$T_{\text{тв}}^* = T_{\text{г}}^* - \frac{L_{\text{тв}}}{\frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}} R_{\text{г}}}, \quad (4)$$

де  $T_{\text{г}}^*$  – температура газу перед ТВТ;  $L_{\text{тв}}$  – робота ТВТ;  $R_{\text{г}}$  – газова стала.

Після підстановки значення  $T_{\text{тв}}^*$  рівняння (4) в рівняння (3) одержимо

$$L_{\text{тн}} = \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}} R_{\text{г}} \left( T_{\text{г}}^* - \frac{L_{\text{тв}}}{\frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}} R_{\text{г}}} \right) \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тн}}^* \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{тн}}^*$$

або після перетворень

$$L_{\text{тн}} = C_{\text{р.г}} T_{\text{тв}} \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тн}}^* \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{тв}}^* \right] \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тн}}^* \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{тн}}^*, \quad (5)$$

де  $C_{\text{р.г}}$  – теплоємність газу;  $\pi_{\text{тн}}^*$  – ступінь пониження тиску в ТСТ.

Потужність на валі ТСТ з урахуванням рівняння (5) дорівнює

$$N_{\text{тн}} = G_{\text{г.тв}} C_{\text{р.г}} T_{\text{г}}^* \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тв}}^*} \right) \eta_{\text{тв}}^* \right] \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тн}}^* \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{тн}}^*, \quad (6)$$

де  $G_{\text{г.тв}}$  – витрата газу на вході в ТСТ:

$$G_{\text{г.тв}} = G_{\text{г}} (1 + g_{\text{са.тв}} + g_{\text{рк.тв}}), \quad (7)$$

$g_{\text{са.тв}}$ ,  $g_{\text{рк.тв}}$  – відносна витрата повітря, що витрачається на охолодження соплового апарата ТВТ, робочого колеса ТВТ відповідно.

Спільне розв'язування (6) та (7) дозволяє одержати таке співвідношення для визначення потужності ТСТ:

$$N_{\text{тн}} = G_{\text{г.тв}} C_{\text{р.г}} T_{\text{г}}^* (1 + g_{\text{са.тв}} + g_{\text{рк.тв}}) \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тв}}^*} \right) \eta_{\text{тв}}^* \right] \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тн}}^* \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{тн}}^*. \quad (8)$$

Потужність ТСТ при умові, що  $\pi_{\text{тв}}^*$ ,  $\eta_{\text{тв}}^*$ ,  $\pi_{\text{тн}}^*$  і  $\eta_{\text{тн}}^*$  є постійними величинами, пропорційна кількості тепла, підведеного до камери згоряння ГТД. Відповідно приріст потужності ТСТ пропорційний приросту підведеного тепла, тобто

$$\Delta N_{\text{тн}} \sim G_{\text{г.тв}} C_{\text{р.г}} T_{\text{г}}^* \sim \Delta (G_{\text{г}} H_{\text{г}} \eta_{\text{г}})$$

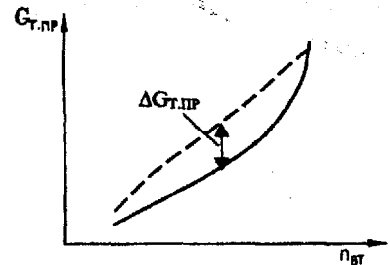
або з урахуванням рівняння (8)

$$\Delta N_{\text{тн}} = \Delta G_{\text{г}} H_{\text{г}} \eta_{\text{г}} (1 + g_{\text{са.тв}} + g_{\text{рк.тв}}) \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тв}}^*} \right) \eta_{\text{тв}}^* \right] \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\text{тн}}^* \frac{\kappa_{\text{г}} - 1}{\kappa_{\text{г}}}} \right) \eta_{\text{тн}}^*. \quad (9)$$

Зв'язок між приростом частоти обертання ротора середнього тиску та приростом витрати палива дозволяє встановити спільне розв'язування рівнянь (2) та (9):

$$\frac{dn_{HT}}{dt} = \frac{900}{\pi^2} \frac{1}{J_{zHT} n_{HT}} (1 + g_{ca.tb} + g_{pk.tb}) \left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\pi_{tb}^* \frac{k_r - 1}{k_r}} \right) \eta_{tb}^* \right] \left[ 1 - \frac{1}{\pi_{th}^* \frac{k_r - 1}{k_r}} \right] \eta_{th}^* H_u \eta_r \Delta G_T. \quad (10)$$

Величина  $\Delta G_T$  являє собою приріст витрати палива, що подається в камеру згорання в процесі прийомистості, відносно до потрібної витрати палива для підтримки стаціонарного режиму на даній частоті обертання ротора високого тиску. Для знаходження величини  $\Delta G_T$  зручно користуватися дросельною характеристикою двигуна (див. рисунок), на яку нанесена лінія прийомистості. В цьому випадку  $\Delta G_T$  означають графічно.



Після знаходження зведеної величини  $\Delta G_{T,пр}$  визначають її фізичне значення, яке використовують в рівнянні (10):

$$\Delta G_T = \Delta G_{T,пр} \frac{p_H^*}{101300} \sqrt{\frac{T_H^*}{288}},$$

де  $p_H^*$ ,  $T_H^*$  – відповідно повний тиск та температура загальмованого потоку на вході в двигун.

Як режимний параметр може використовуватися частота обертання ротора вентилятора  $n_B$ , тобто дросельну та динамічну характеристики зображають в координатах  $G_T - n_B$ .

Зв'язок між вимірюваною температурою газу за ТСТ  $T_{TCT}^*$  та температурою газу перед турбіною встановлюється рівнянням, наведеним в роботі [5]:

$$T_{TCT}^* = \frac{T_{TCT}}{\left[ 1 - \left( 1 - \frac{1}{\pi_{tb}^* \frac{k_r - 1}{k_r}} \right) \eta_{tb}^* \right] \left[ 1 - \frac{1}{\pi_{th}^* \frac{k_r - 1}{k_r}} \right] \eta_{th}^*}. \quad (11)$$

За значенням тиску за компресором, яке реєструється об'єктивними засобами контролю, та величині  $T_{TCT}^*$ , знайденої з рівняння (11), визначають величину миттєвої витрати газу  $G_T$ , використовуючи рівняння витрати.

За відомими значеннями  $G_T$  та  $G_T$  розраховують величину витрати повітря через внутрішній контур:

$$G_{vl} = \frac{G_r - G_T}{1 - g_{vid} - g_{охл}},$$

де  $g_{vid}$ ,  $g_{охл}$  – відповідно відносні витрати повітря на потреби літака та охолодження турбіни.

Знайдені за наведеною методикою величини  $\frac{dn_{HT}}{dt}$ ,  $G_r$ ,  $G_B$  та  $T_{TCT}^*$  дозволяють розширити можливості застосування будь-яких діагностичних моделей ГТД.

### Список літератури

1. Варзилович Е.Ю., Савенков М.Е. Статистические методы оценки состояния авиационной техники. – М.: Транспорт, 1987. – 240 с.
2. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. Диагностика состояния ВРД по термогазодинамическим параметрам. – М.: Машиностроение, 1983. – 206 с.
3. Добрянский Г.В., Мартянова Т.С. Динамика авиационных ГТД. – М.: Машиностроение, 1998. – 240 с.

4. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М., Говоров А.Н. Теория авиационных двигателей. Ч.2. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1972. – 395 с.

5. Панин В.В. Метод оценки устойчивости трехвального ТРДД ограниченной контролепригодности на переходных режимах // Авиационно-космическая техника. Вып.19. Тепловые двигатели и энергоустановки. – Харьков: Гос. аэрокосмический ун-т. "Харьк. авиационный ин-т", 2000. – С. 365 – 370.

Стаття надійшла до редакції 04.10.01.

УДК 629.735.064.3-33

Є.М. Сябряк

## ТЕОРЕТИЧНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ РЕГУЛЯТОРА НАСОСА ЗМІННОЇ ПОДАЧІ ТИПУ СОПЛО–ЗАСЛІНКА В СТАТИЧНОМУ РЕЖИМІ

*Наведено методику визначення конструктивних параметрів насоса регульованої подачі, аналіз впливу зміни величини конструктивних параметрів на величину різниці між тиском, при якому регулятор вступає в роботу, і тиском, при якому витрата встановлюється мінімальною.*

На етапі проектування насоса перед конструктором стоїть задача забезпечити необхідну статичну характеристику, тобто тиск нульової подачі повинен бути  $p_{\max}$ , а тиск виходу на повну подачу  $Q_{\max} - p_1$  (рис. 1). При цьому характеристика на всьому робочому діапазоні від  $p_1$  до  $p_{\max}$  потрібна бути лінійною. З цією метою складаються рівняння статичної і динамічної, і далі іде тривалий процес розрахунків.

Запропонована методика застосовна до насоса регульованої подачі типу сопло-заслінка і дозволяє уникнути витрат часу і коштів на етапі проектування.

Система рівнянь характеризує статичний режим роботи насоса регульованої подачі [1]. Приймаючи певні допущення і розв'язуючи систему записаних рівнянь, одержимо рівняння статичної характеристики насоса [1]:

$$Q = A \left\{ L_{\max} - \frac{1}{c_1} \left[ \left[ S - \frac{1}{1 + B(p - p^*)^2} S_0 \right] p - \left[ S - \frac{1}{1 + B(p_p - p^*)^2} S_0 \right] p_p \right] \right\}, \quad (1)$$

де відповідно до рис. 2:

$$A = \frac{\pi d^2 D_{\text{ср}}}{4 R} z n;$$

$$B = \left( \frac{4 \mu_c d_c \pi d_0^2 b}{\mu_{\text{др}} d_{\text{др}} 4 c_2 a} \right)^2;$$

$c_1$  – жорсткість пружини сервоциліндра;  $c_2$  – жорсткість пружини елемента насоса сопло-заслінка;  $S, S_0$  – відповідно площі;  $R$  – відстань між віссю повороту шайби і віссю поршня сервоциліндра;  $p_p$  – тиск, що відповідає моменту початку роботи регулятора подачі;  $p^*$  – тиск, при якому відкривається щілина між соплом і заслінкою.

Розв'язавши рівняння (1) відносно  $B$ , дістанемо:

$$B = f(p; Q). \quad (2)$$

Одержане рівняння (1) дозволяє побудувати графік статичної характеристики. Для забезпечення виконання технічних вимог необхідно, щоб статична характеристика проходила через точки з координатами  $(p_1, Q_{\max})$  і  $(p_{\max}, Q_{\min})$ .

Підставляючи в рівняння (2) координати точок  $(p_1, Q_{\max})$  і  $(p_{\max}, Q_{\min})$ , дістаємо систему з двох рівнянь. Розв'язок системи рівнянь (2) буде забезпечувати проходження статичної характеристики через точки  $(p_1, Q_{\max})$  і  $(p_{\max}, Q_{\min})$ :

$$B_1 = f(p_1, Q_{\max} \dots);$$

$$B_2 = f(p_{\max}, Q_{\min} \dots). \quad (3)$$

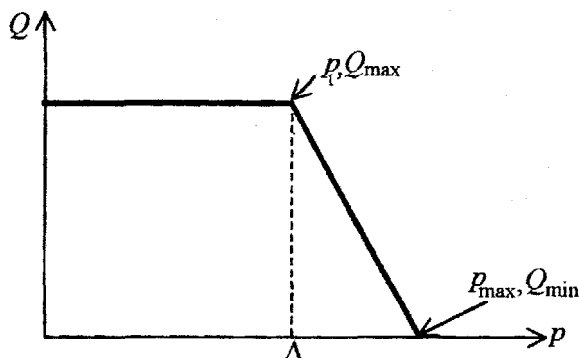


Рис. 1. Статична характеристика насоса регульованої подачі

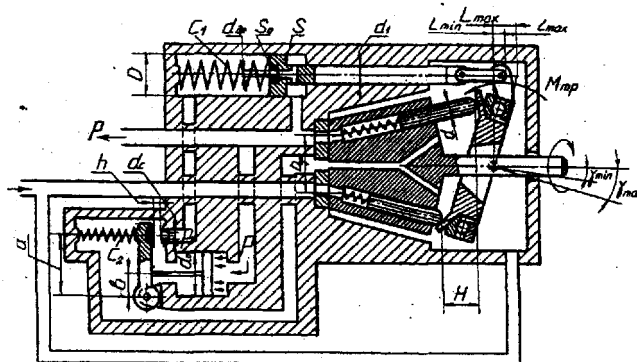


Рис. 2. Конструктивна схема насоса з регулятором подачі типу сопло-заслінка

Так як система з двох рівнянь має розв'язок при наявності тільки двох невідомих, розв'язуємо її для різних значень  $b$ , вважаючи невідомими спочатку  $d_c$  і  $c_2$  ( $a - \text{const}$ ).

Одержані результати визначають значення величин, при яких статична характеристика проходить через точки  $(p_1, Q_{\text{max}})$  і  $(p_{\text{max}}, Q_{\text{min}})$ , але не визначають виду характеристики на всій ділянці роботи регулятора.

Статична характеристика визначається з рівняння (1) при заданому значенні  $b$  і відповідних йому розв'язках системи (3), якщо задаватися значеннями тиску  $p$  і визначати  $Q$ .

Із заданої сім'ї характеристик може бути визначена оптимальна – лінійна. Умову лінійності статичної характеристики забезпечуємо тим, що в рівняння (2) підставимо координати точки  $(p_{\text{cp}}, Q_{\text{cp}})$ , що лежить на прямій, що проходить через точки  $(p_1, Q_{\text{max}})$  і  $(p_{\text{max}}, Q_{\text{min}})$ . Таким чином, система рівнянь доповниться третім рівнянням і буде мати вигляд:

$$\begin{aligned} B_1 &= f(p_1, Q_{\text{max}} \dots); \\ B_2 &= f(p_{\text{cp}}, Q_{\text{cp}} \dots); \\ B_3 &= f(p_{\text{max}}, Q_{\text{min}} \dots). \end{aligned} \tag{4}$$

З рівнянь (4) можуть бути визначені три будь-яких параметри при одному заданому. У нашому випадку ми задавалися  $b$ , що визначають лінійну статичну характеристику, яка проходить через три задані точки. За допомогою графіка (рис. 3) можливо визначити для проєктованого насоса будь-яку комбінацію конструктивних параметрів. Наприклад, конструктор має конкретне значення параметра  $a$ . Він його знаходить на графіку (рис. 3) і опускає або направляє вгору (для параметра  $b$ ) пряму. Цьому значенню  $a$  будуть відповідати конкретні значення  $b, c_2, d_c$ .

Побудована статична характеристика, що складається із сім'ї кривих на основі графіка (рис. 3), дозволить вибрати бажану лінійну характеристику.

Після того як виз'я.єн. необх.дн. конструктивні параметри насоса, конструктору, що займається розробкою його складових елементів, необхідно знати, як зміна того чи іншого конструктивного параметра регулятора впливає на величину різниці між тиском на початку і тиском наприкінці регулювання подачі насоса (див. рис. 1), для того, щоб насос задовольняв тим вимогам, що закладалися на етапі проєктування. Тим самим ця ізниця визначає вигляд для характеристики, тобто нахил тієї ділянки, на якому відбувається регулювання подачі.

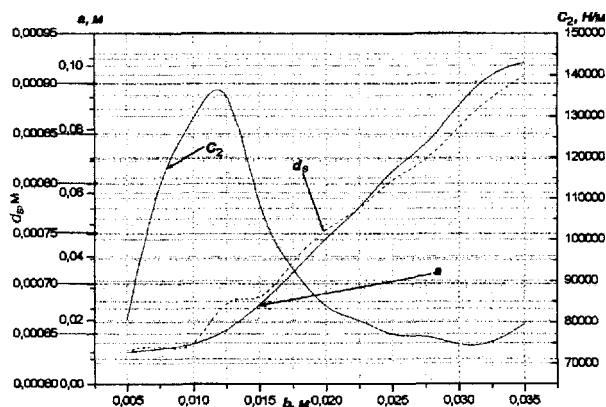


Рис. 3. Визначені конструктивні параметри  $a, c_2, d_c(d_s)$  при заданому  $b$

Розглянемо, яким чином провадиться така оцінка для насоса з регулятором подачі типу сопло-заслінка (див. рис. 2).

На першому етапі записуємо рівняння, що описують роботу регулятора в статичному режимі. Після спільного розв'язування цих рівнянь дістаємо рівняння статичної характеристики насоса  $Q=f(p)$  (1) з урахуванням усіх конструктивних параметрів, що входять у це рівняння.

Далі розв'язуємо рівняння (1) відносно величини  $p$ :

$$(-ABS)p^3 + p^2B(AL_{\max}C_1 - QC_1 - 2ASp^* - TC_1) - p(2ABC_1L_{\max}p^* - 2BC_1Qp^* + AS_0 + AS + ABS(p^*)^2 - 2BC_1Tp^*) + C_1[(1 + B(p^*)^2)(AL_{\max} + Q + T)] = 0,$$

де

$$T = \frac{Ap_p}{C_1} \left( S - \frac{S_0}{1 + B(p_p - p^*)^2} \right).$$

Для значення витрати  $Q_H=Q_{\max}$  визначаємо значення тиску  $p_H=p_1$  при різних значеннях тільки одного якого-небудь параметра, наприклад, діаметра сопла  $d_c$ . Далі для значення витрати  $Q_H=Q_{\min}$  визначаємо значення тиску  $p_H=p_{\max}$  при цих же значеннях змінюваного параметра  $d_c$ .

Різниця одержаних значень  $p_{\max}$  і  $p_1$  складають значення перепаду  $\Delta = p_{\max} - p_1$ , що відповідають визначеним значенням змінюваного параметра. Значення  $\Delta$  і змінюваного параметра наносимо на графік (рис. 4).

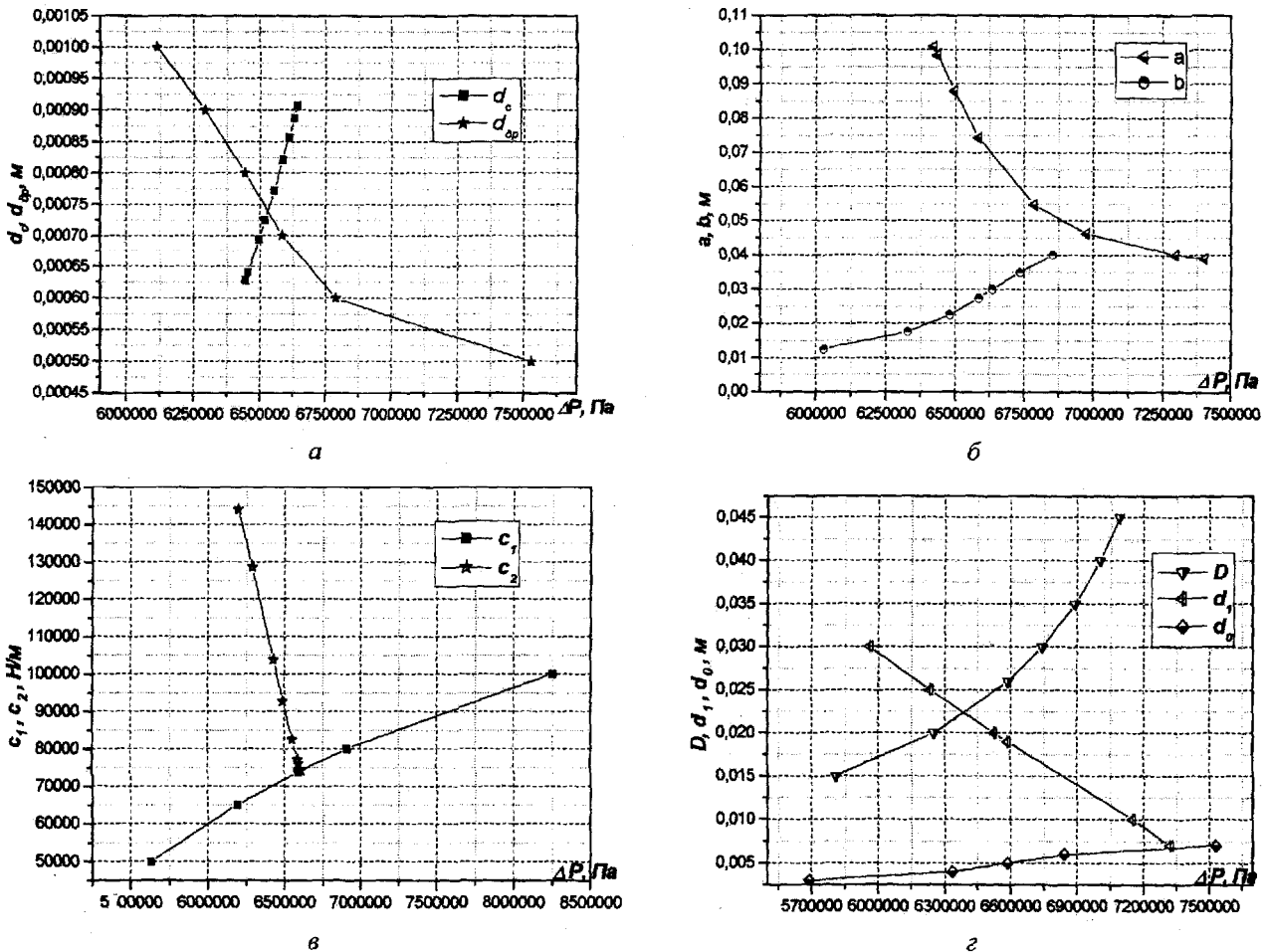


Рис. 4. Вплив зміни величини конструктивних параметрів на величину перепаду тиску  $\Delta$ :  
 а -  $d_s = f(\Delta P)$  і  $d_{dp} = f(\Delta P)$ ; б -  $a = f(\Delta P)$  і  $b = f(\Delta P)$ ; в -  $C_1 = f(\Delta P)$  і  $C_2 = f(\Delta P)$ ;  
 г -  $D = f(\Delta P)$ ,  $d_1 = f(\Delta P)$  і  $d_0 = f(\Delta P)$

Перепад  $\Delta$  збільшується при збільшенні параметрів  $d_c, b, d_0, C_1, D$  і зменшується при збільшенні  $a, C_2, d_1, d_{др}$ .

Крім того, графіки дозволяють визначити поле допуску для  $\Delta$  у такий спосіб:

а) проводимо ординату з точки  $\Delta$ , що відповідає номінальному значенню  $\Delta$ , до перетинання з усіма кривими на кожному з наведених окремо графіків, де точки перетинання дають ординати, що відповідають номінальним значенням параметрів;

б) у зазначених точках даємо параметрам прирости, що відповідають виробничим допускам, і знаходимо приріст  $\delta_i \Delta$  величини перепада тиску  $\Delta$  для кожного параметра;

в) підсумовуємо всі позитивні прирости  $\delta_i \Delta$  і одержуємо результуючий позитивний приріст величини перепада тиску  $\Delta$ .

Сума всіх негативних приростів  $\delta_i \Delta$  дає результуючий негативний приріст величини перепада тиску  $\Delta$ .

Таким чином, побудовані графіки дозволяють визначити необхідні конструктивні параметри проектного насоса змінної подачі типу сопло-заслінка і оцінити вплив зміни якого-небудь параметра на величину перепада тиску  $\Delta$ , не порушуючи закладених на етапі проектування вимог.

### Список літератури

1. Бутько В.С., Сябрюк Є.М. Дослідження характеристик насоса регульованої подачі // Вест. Нац. техн. ун-та "Харьк. политехн. ин-т". – 2001. – Вып. 129. Ч. 1. Технологии в машиностроении. – С. 64–68.

Стаття надійшла до редакції 08.11.01.

УДК 629.735.33.015.4-97:620.22-419

П.І. Горобець, канд. техн. наук, А.В. Хоменко

### КЛІМАТИЧНО-МІЦНІСНІ ВИПРОБУВАННЯ АВІАЦІЙНИХ КОНСТРУКЦІЙ З КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ

*Розглянуто причини зниження міцності та жорсткості в конструкціях з полімерних композиційних матеріалів під дією факторів навколишнього середовища. Наведено основні методи кліматично-міцнісних випробувань конструкцій з полімерних композиційних матеріалів, відзначено їхні основні достоїнства та недоліки.*

Сучасний транспортний літак – це високо механізований технічний комплекс, в якому поєднуються суперечливі вимоги, обумовлені технічним завданням замовника і регламентуючою нормативною документацією. Прагнення задовольняти в якнайповнішому обсязі жорсткі вимоги до маси планера, пов'язані з необхідністю реалізації заданих льотно-технічних характеристик літака, призводить до збільшення рівня напружень в авіаконструкціях.

Одним із шляхів підвищення міцності та ресурсу конструкцій при зменшенні маси є застосування полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) на основі термопластичних або термореактивних матриць, армованих вуглецевими, органічними чи скловолокнами, що мають високу питому міцність і твердість, стійкість до утворення і розвитку тріщин під час дії перемінних навантажень.

Аналіз досвіду експериментальних досліджень і експлуатації авіаконструкцій з ПКМ показує, що на відміну від металів істотне зниження потенційно високих міцнісних і ресурсних характеристик відбувається внаслідок впливу факторів навколишнього середовища, а також механічних ударів. Для оцінки зниження міцності і працездатності конструкцій з ПКМ під впливом експлуатаційних кліматичних факторів необхідно проводити як лабораторні, так і натурні випробування конструктивних зразків, елементів конструкцій та агрегатів, що вимагає створення і відпрацювання нових методів розрахунково-експериментального дослідження.

Основними факторами навколишнього середовища, що впливають на конструкцію з ПКМ в