

Крім того, для оцінки впливу технічного стану ГТД було проведено розрахунок ЕХ середньостатистичного двигуна та двигунів з деградацією проточної частини при різній температурі атмосферного повітря  $T_{ВХ}$  (рис. 4). Робота двигуна моделювалася на злітному режимі, коли якийсь із параметрів, що мають обмеження у системі автоматичного керування, досягав межового значення. Барометрична висота розташування ГТД та швидкість польоту дорівнювали нулю.

Розрахунок проведено для п'яти варіантів технічного стану проточної частини ГТД: середньостатистичного двигуна; двигунів, що відрізняються від середньостатистичного станом таких елементів проточної частини, як вентилятор, компресор високого тиску (КВТ), турбіна високого (ТВТ) та низького (ТНТ) тиску. В останніх чотирьох випадках моделювалися зміни двовимірних функціональних характеристик розглянутих елементів проточної частини, що відповідають розвитку в процесі експлуатації двигуна таких явищ, як забруднення лопаток вентилятора і КВТ, прогар вихідних крайок соплових апаратів ТВТ та нагароутворення на лопатках ТНТ. Моделювання зміни функціональних характеристик відповідного каскаду здійснювалося введенням до ММРП двигуна таких параметрів стану (масштабних коефіцієнтів): напірності  $a_{РВН} = 0,95$  і ККД  $a_{ЕВН} = 0,95$  вентилятора, витрати  $a_{СКВ} = 0,95$  і ККД  $a_{ЕКВ} = 0,95$  КВТ, витрати  $a_{АТВ} = 1,05$  і ККД  $a_{ЕТВ} = 0,95$  ТВТ, витрати  $a_{АТН} = 0,95$  і ККД  $a_{ЕТН} = 0,95$  ТНТ.

#### Список літератури

1. *Игнатович С.Р., Якушенко А.С.* Использование математической модели рабочего процесса ГТД при прогнозировании его остаточного ресурса // Прогресс–технология–качество: Тр. Второго конгресса двигателестроителей Украины. – ИМиС, 1997. – С. 279–281.
2. *Deidewig F., Ledit M.* NOx emissions from Aircraft/Engine Combinations in Flight // Impact of Emissions from Aircraft and Spacecraft Upon the Atmosphere Proceedings of Int. Scientific Colloquium, Cologne. – Germany, 1994. – P. 44–49.
3. *Руководство по расчету факторов неблагоприятного воздействия воздушных судов ГА на окружающую среду.* – М.: МГА, 1986. – 244 с.

Стаття надійшла до редакції 17.06.02.

0530-089.403 - 0116641.0  
УДК 629.735.33.015.3.024 + 629.735.33.042

фюзеляж самолета, разгерметизация самолета, аварийное  
вытеснение адiabатическое,  
модель математическая

В.Д. Доник, канд. техн. наук

### МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВИЗНАЧЕННЯ ВИТРАТ ПОВІТРЯ ДЛЯ ПОЛІТРОПНОГО ПРОЦЕСУ ПРИ РОЗГЕРМЕТИЗАЦІЇ ВІДСІКА ЛІТАКА

*Розроблено математичну модель визначення витрат повітря для політропного процесу витікання повітря з об'єму. Досліджено характеристики моделі. Визначено адекватність розробленої моделі реальному процесу.*

При дослідженні багатьох практичних задач витікання повітря з відсіку фюзеляжу літака виникає необхідність виконувати розрахунки витрат повітря відповідно до параметрів повітря всередині відсіка і параметрів середовища, куди газ витікає. Широке застосування одержала формула розрахунків витрат повітря при витіканні через повільно звужувальне сопло при адіабатичному процесі витікання [1; 2]. З інженерної точки зору більше переваги отримала формула, запропонована П.В. Тарасовим [3]. Недоліком цих моделей є обмеженість їх використання і необхідність визначення коефіцієнта витрат при вивченні нових фізичних процесів або зміні умов перетікання повітря між відсіками. Для визначення більш переважної моделі розрахунку витрат повітря були проведені дослідження.

Розглянемо течію повітря для елементарного струменя від перерізу 1 до перерізу 2 через поперечний переріз площею  $F$ . Тиск  $P$ , густина  $\rho$ , температура  $T$  і швидкість повітря  $W$  у цих перерізах відомі. Припустимо, що при русі повітря від перерізу 1 до перерізу 2 здійснюється

зміна параметрів середовища згідно з політропним законом. Визначимо відносні енергії у перерізах, а різницю їх зробимо рівною відносній праці  $\ell$  для політропного процесу:

$$\left( \frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right) + \left( \frac{W_1^2}{2} - \frac{W_2^2}{2} \right) = \ell$$

або

$$\left( \frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right) + \left( \frac{W_1^2}{2} - \frac{W_2^2}{2} \right) = \frac{n}{n-1} \left( \frac{P_1}{\rho_1} - \frac{P_2}{\rho_2} \right). \quad (1)$$

Для нескінченно малої зміни стану досліджуваного процесу рівняння (1) набуде вигляду:

$$d \left( \frac{P}{\rho} \right) + d \left( \frac{W^2}{2} \right) = \frac{n}{n-1} d \left( \frac{P}{\rho} \right).$$

Після перетворень маємо

$$d \left( \frac{W^2}{2} \right) = \frac{1}{n-1} d \left( \frac{P}{\rho} \right). \quad (2)$$

Проінтегруємо ліву і праву частини рівняння (2):

$$\int d \left( \frac{W^2}{2} \right) = \int \frac{1}{n-1} d \left( \frac{P}{\rho} \right).$$

Після інтегрування отримаємо

$$\frac{W^2}{2} = \frac{1}{n-1} \frac{P}{\rho}. \quad (3)$$

З рівняння (3) визначаємо швидкість повітря:

$$W = \sqrt{\frac{2}{n-1} \frac{P}{\rho}}.$$

З урахуванням рівняння стану повітря запишемо рівняння для визначення витрат повітря у такому вигляді:

$$G = \rho W F = \rho F \sqrt{\frac{2}{n-1} \frac{P}{\rho}} = F \sqrt{\frac{2}{n-1} P \rho}, \quad (4)$$

або з урахуванням рівняння стану газу маємо:

$$G = F P \sqrt{\frac{1}{RT}} \sqrt{\frac{2}{n-1}}.$$

Рівняння (4) отримано на підставі рівняння (1) та у припущенні політропності проходження процесу. Рівняння (4) є математичною моделлю визначення витрат повітря для політропного процесу витікання повітря з об'єму через переріз площею  $F$  з відомими параметрами повітря  $P$  та  $\rho$ .

Для визначення витрат повітря на підставі параметрів усередині об'єму ( $P_2, \rho_2, T_2$ ) та в об'ємі ( $P_1, \rho_1, T_1$ ), в який втікає повітря, продиференціюємо двічі рівняння (4) по  $P$  та  $\rho$ :

$$d^2 G = F \sqrt{\frac{2}{n-1}} \frac{1}{4} P^{-\frac{1}{2}} \rho^{-\frac{1}{2}} dP d\rho. \quad (5)$$

Інтегруємо рівняння (5) по  $P$  та  $\rho$ :

$$G = \int_{\rho_1}^{\rho_2} \int_{P_1}^{P_2} F \sqrt{\frac{2}{n-1}} \frac{1}{4} P^{-\frac{1}{2}} \rho^{-\frac{1}{2}} dP d\rho = F \sqrt{\frac{2}{n-1}} \sqrt{(\rho_2 - \rho_1)(P_2 - P_1)}. \quad (6)$$

На підставі рівняння для політропного процесу [4] визначаємо

$$\rho_2 = \rho_1 \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{n}}$$

Підставивши значення  $\rho_2$  у рівняння (6), після остаточних перетворень маємо:

$$G = F \sqrt{\frac{2}{n-1}} \sqrt{\rho_1 \left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{n}} - 1 \right] (P_2 - P_1)} = F \sqrt{\frac{2}{n-1}} \sqrt{\frac{P_1}{RT_1} \left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{n}} - 1 \right] (P_2 - P_1)}. \quad (7)$$

Згідно зі значенням параметрів  $P_1$ ,  $P_2$  і  $T_2$ , рівняння (7) запишемо в такому вигляді:

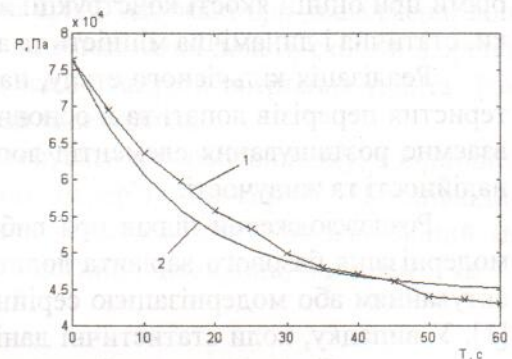
$$G = F \sqrt{\frac{2}{n-1}} \sqrt{\rho_1 \left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{n}} - 1 \right] (P_2 - P_1)} = F \sqrt{\frac{2}{n-1}} \sqrt{\frac{P_2}{RT_2} \left[ 1 - \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{1}{n}} \right] (P_2 - P_1)}. \quad (8)$$

Таким чином, отримані рівняння (7) та (8) являють собою математичну модель визначення витрат повітря для політропного процесу витікання повітря з об'єму згідно з відомими параметрами повітря у двох перерізах. Порівняно з роботами авторів [1; 2] створено модель, яка здійснює опис ширшого класу задач та суттєво спрощує методичку опису реального процесу. Невідомою величиною для такої моделі є тільки показник політропи. Існує декілька методів визначення показника політропи. Автор віддає перевагу методу визначення показника політропи на основі експериментальних досліджень реальних об'єктів із застосуванням метода найменших квадратів (МНК) або перешкодостійких методів [5; 6].

У результаті проведених чисельних експериментів із застосуванням МНК та робіт [5; 6] впливає, що оцінки розрахунку згідно з моделлю (7), (8) та П.В. Тарасова [3] при інших рівних умовах мають близькі значення з показником політропи  $n \approx (1,6 \dots 1,8)$ . Зіставлення результатів розрахунку (крива 2), зміна тиску  $P$  у відсіку за часом  $T$  відповідно до моделі (8) та експериментальних даних (крива 1) при аварійній розгерметизації відсіка літака подані на рисунку.

Порівняльний аналіз експериментальних та розрахункових значень зміни тиску повітря у відсіку показує, що на початку та в кінці процесу розгерметизації відсіка відбувається розходження результатів розрахунку з експериментом, величина яких не перевищує 3,4 %. Ці розходження можна пояснити складністю проходження процесу, неточністю моделі, інерційними характеристиками вимірюваного обладнання та іншими неуточненими факторами. Незважаючи на це, близькість отриманих даних вказує на адекватність розробленої моделі реального процесу. Рівняння (7) та (8) відображають загальну закономірність проходження реального процесу.

Проведені дослідження свідчать, що за допомогою моделі розрахунку повітря для політропного процесу можна описати процес аварійної розгерметизації. При цьому, показник політропи є узагальненою величиною, яка включає неуточнені фактори (характеристику випускних клапанів, можливі витікання повітря з відсіку, характеристики апаратури запису повітря тощо). Розроблена математична модель визначення повітря для політропного процесу витікання повітря з об'єму описує з достатньою для практики точністю реальні процеси розгерметизації відсіку літака.



Зіставлення результатів розрахунку та експериментальних даних

## Список літератури

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1969. – 824 с.
2. Бьков Л.Т., Ивлентиев В.С., Кузнецов В.И. Высотное оборудование пассажирских самолетов. – М.: Машиностроение, 1972. – С. 332.
3. Бьков Л.Т., Егоров М.С., Тарасов П.В. Высотное оборудование. – М.: Оборонгиз, 1958. – 392 с.
4. Вукалович М.П., Новиков И.И. Техническая термодинамика. – М.: Энергия, 1968. – 496 с.
5. Касьянов В.А., Доник В.Д. Помехоустойчивый метод для полиномиальных моделей со свободным коэффициентом. – К., 1987. – Деп. в ВИНТИ 01.04.88, № 25303-B88. – 8 с.
6. Доник В.Д. Алгоритм сглаживания экспериментальных данных с минимизацией остатков. – К., 1987. – Деп. в ВИНТИ 01.04.88, № 2534-B88. – 8 с.

Стаття надійшла до редакції 13.09.02.

0553.21-042-023 + 0553.21-042-016

УДК 629.735.035.01:629.735.45

проектирование лопастей вертолета,  
лопасть винта несущего, параметры лопастей  
характеристика упруго-массовая лопасти.

О.Г. Волов, асп.

### ВИБІР ПРУЖНО-МАСОВИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛОПАТІ НЕСУЧОГО ГВИНТА ВЕРТОЛЬОТА

*Розглянуто питання вибору пружно-масових характеристик лопатей несучого гвинта вертольота на етапі попереднього проектування. Запропоновано критерії оцінки розподілених характеристик лопаті.*

Однією з важливих задач при створенні вертольота є вибір параметрів лопатей несучого гвинта (НГ). Розрізняють два основних етапи проектування лопаті: якісний і кількісний.

Якісний етап полягає у виборі конструктивно-силової схеми і технології виготовлення лопаті, виходячи з вимог до технічного завдання. Загальні питання формування розрахункових моделей лопатей на цьому етапі знайшли широке відображення в роботах [1–5]. Основними критеріями при оцінці якості конструкції лопаті є звис лопаті на стоянці, центрувальні характеристики, статична і динамічна міцність та аеропружна стійкість [5].

Реалізація кількісного етапу, на якому здійснюють вибір розподілених по довжині характеристик перерізів лопаті та її основних елементів, є найбільш складною. При цьому розміри та взаємне розташування елементів лопаті визначаються, виходячи з умов жорсткості, міцності, надійності та живучості.

Розповсюджений підхід при виборі параметрів лопаті на початковому етапі проектування – модернізація базового варіанта лопаті. Таке рішення звичайно функціонально пов'язане з проектуванням або модернізацією серійних вертольотів і застосовується в конструкторських бюро [1]. У випадку, коли статистичні дані для лопатей НГ обмежені або відсутні, актуальною задачею стає вибір їхніх розподілених характеристик, виходячи з мінімуму вихідних даних. Як останній можна використовувати масу  $M_n$  і радіус  $R_n$  лопаті [5].

Розподілені пружно-масові характеристики лопаті звичайно зображують у вигляді відносних величин (до характеристики на радіусі  $\bar{r} = 0,75$ ). Одержані в цьому випадку графіки дозволяють установити якісну залежність між розподіленими характеристиками для відомих лопатей з різною ваговою віддачею. Однак виявити точну залежність для характеристик раніше проєктованої лопаті, що значно відрізняється своєю масою та радіусом від відомих лопатей, за ними досить складно. Тому зручним критерієм вибору погонної маси, позбавленим перерахованих недоліків, набуває відношення

$$k_M = \frac{m_{\text{пog}}}{M_n} R_n, \quad (1)$$

де  $m_{\text{пog}}$  – погонна маса лопаті;  $M_n/R_n$  – «відносна» погонна маса.

Графіки залежності даного критерію для лопатей НГ вертольотів різних вагових категорій показано на рис. 1. Незважаючи на те, що маси лопатей вертольотів Мі-6, Мі-24, Мі-4, Ка-26