

РОЗРАХУНОК ТИСКУ НАДДУВУ ДЛЯ АВТОМАТИЗОВАНОГО ФОРМУВАННЯ ГРАНИЧНИХ УМОВ ПРИ ПОСТАНОВЦІ ЗАДАЧІ ПОТОКОРОЗПОДІЛУ В СИСТЕМАХ НЕСТИСЛИВОЇ РІДИНИ

Abstract. Mathematical models of processes in the elements of a compressible and incompressible fluid are presented, based on the use of which data on flight altitude, fuel temperature in tanks and fuel consumption by engines are described algorithms for determining boundary conditions for the problem of calculating flow distribution in a boost and drainage network, which makes it possible to form boundary conditions for the task of calculating the flow distribution in the fuel system network.

Актуальність

Проектування паливних систем літаків передбачає розрахунок потокорозподілу для ряду базових режимів. Паливні системи розглядаються як системи розподілу нестисливої рідини, де основною моделлю для гідравлічних процесів в нестисливій рідині є рівняння Бернуллі [1]

$$P_1^* = \rho \cdot z_1 + P_1 + \alpha_1 \cdot \rho \cdot v_1^2 / 2 = \rho \cdot z_2 + P_2 + \alpha_2 \cdot \rho \cdot v_2^2 / 2 + \xi \cdot \rho \cdot v_2^2 / 2 = P_2^* + \xi \cdot \rho \cdot v_2^2 / 2, \quad (1)$$

де z_1 – нівелірна висота, що характеризує питому енергію положення;

$P(P^*)$ – статичний (повний) тиск в точці, що розглядається;

ρ – щільність рідини, що є функцією від температури;

$\rho \cdot v^2 / 2$ – швидкісний напір;

α – коефіцієнт врахування нерівномірності поля швидкостей в перетині труби;

ξ – коефіцієнт втрат, приведений до швидкісного напору.

Беручи рівними площі перетину для елемента в його початку і кінці для напрямку потоку рідини від початку елемента до його кінця отримуємо просту залежність для визначення перепаду повного тиску на елементі e

$$\Delta P_e^* = (P_{1,e}^* + z_{1,e} \cdot \rho) - (P_{2,e}^* + z_{2,e} \cdot \rho) = \xi \cdot \rho \cdot v^2 / 2 = \xi \cdot m \cdot G_e^2, \quad (2)$$

де m – коефіцієнт, що враховує перехід від швидкості v до витрати G . При цьому все різноманіття моделей елементів зводиться до визначення коефіцієнта втрат ξ , як складної нелінійної функції від витрати конструктивних параметрів елемента та властивостей рідини [2], де тільки для насосів такий перепад тиску визначається за експериментально отриманими характеристиками. Довільний напрямок потоку рідини можна врахувати знаком витрати. Тоді універсальною для визначення перепаду

тиску на елементі ГРС буде залежність

$$\Delta P_e(G_e) = \xi_e \cdot m_e \cdot G_e |G_e| . \quad (3)$$

Об'єднуючи співвідношення (3) для всіх елементів відповідної гілки i графа отримуємо співвідношення для сумарної величини $\Delta P_i(G_i)$ зміни тиску на гілці

$$\Delta P_i(G_i) = P_{i,1} - P_{i,2} = \xi_{\Sigma,i} \cdot m_i \cdot G_i |G_i| , \quad (4)$$

де $P_{i,1}$ – значення повного тиску у вузлі, що відповідає початку гілки,

$P_{i,2}$ – значення повного тиску у вузлі, що відповідає кінцю гілки,

G_i – величина витрати в гілці;

$\xi_{\Sigma,i}$ – сумарний коефіцієнт втрат, приведений до швидкісного напору відносно уніфікованої площі перерізу елементів гілки;

m_i – коефіцієнт, що враховує перехід від швидкості до витрати.

На основі (4) з використанням постулатів Кірхгофа формується [3 – 4] повна система нелінійних рівнянь відносно невідомих витрат виду

$$\begin{cases} \sum_{z_i \in V_u} G_i^{(u)} = 0, (u = 1 \div U), \\ \sum_{i=1}^V c_{i,k} \cdot \Delta P_i(G_i) = \delta p_k (k = 1 \div NK) \end{cases} , \quad (5)$$

де $P_{i,1}$ – значення повного тиску у вузлі, що відповідає початку гілки,

$c_{i,k}$ – коефіцієнт, рівний 0 для всіх гілок, не включених в контур k ;

рівний 1 для всіх гілок, включених в контур k , для яких додатній напрямок співпадає з напрямком обходу контура;

рівний -1 для всіх гілок, включених в контур k , для яких додатній напрямок протилежний напрямку обходу контура;

$\delta p_k (k = 1 \div NK)$ – дійсне число, рівне різниці повних тисків у вузлах початку та кінця контура, або нулю, якщо контур є циклом графа;

V_u – множина вершин графа, суміжних вершині u ;

z_i – вершина графа, що разом з вершиною u утворює гілку номер i ;

$G_i^{(u)}$ – витрата в гілці i по відношенню до вузла u .

Із співвідношень (5) випливає, що для формування системи рівнянь потокорозподілу необхідно знати значення тиску у граничних вузлах, що у випадку паливних систем вимагає визначення значень тиску в баках.

Постановка задачі

Тиск в довільному з баків залежить від висоти та швидкості польоту, а також втрат тиску в магістралях наддуву і дренажу. В свою чергу втрати тиску є функцією зміни об'єму баків, що заповнений повітрям. Тому визначення значень тиску в баках можливе на основі вирішення задачі розрахунку потокорозподілу в мережі стисливої рідини, де визначальним є завдання формування граничних умов. В даному дослідженні розглядається

постановка та спосіб вирішення задачі визначення тиску наддуву тільки для випадку, коли висота та швидкість польоту незмінні.

Вирішення задачі

Задача знаходження тиску наддуву – це задача розрахунку потокорозподілу в системі стисливої рідини. Її математична постановка відповідає (5), де співвідношення (1) – (3) не можуть бути використані через необхідність врахування впливу значень тиску повітря на різних висотах польоту. Тому перепад тиску на елементах мережі стисливої рідини рекомендується визначати на основі використання газодинамічних функцій.

Математична модель гідравлічних процесів у елементах мережі стисливої рідини на основі газодинамічних функцій. Спосіб визначення перепаду тиску для таких елементів ґрунтується на моделі ізоентропічної течії в трубі постійного перерізу, описане в [5]. Така течія характеризується коефіцієнтом швидкості $\lambda = v/a_{кр}$, де v – швидкість потоку, $a_{кр}$ – критична швидкість, рівна для повітря $18.3 \cdot \sqrt{T^*}$ (T^* – температура заторможеного потоку). У трубі постійного перетину швидкість потоку не може перевищувати критичну швидкість. Критичній швидкості відповідає мінімально можливий тиск $P_{e,min}$ на вході (по потоку) елемента при $\zeta = 0$ і тому при $P_{e,min} > P_{1,e}$ неможливий розрахунок $P_{2,e}$, тобто по потоку. Проте завжди можна визначити $P_{1,e}$ по $P_{2,e}$, тобто проти потоку.

Нехай P^* – повний, а P – статичний тиск; G – витрата на елементі; $k = 1.4$ – коефіцієнт адиабати для повітря і газодинамічні функції $\pi(\lambda) = 1 - \lambda^2/6$, $\varepsilon(\lambda) = (1 - \lambda^2/6)^{2.5}$, $\pi(\lambda) = (1 - \lambda^2/6)^{3.5}$, $\varphi(\lambda) = \lambda^2 + 2\ln(\lambda)$, $q(\lambda) = 1.2^{2.5} \cdot \lambda \cdot \varepsilon(\lambda) = |G| \cdot \sqrt{T^*} / (0.3965 \cdot F \cdot P^*)$; $y(\lambda) = q(\lambda)/\pi(\lambda)$. Тоді за відомим $P_{2,e}^*$, G и T^* і площею перетину елемента F можна визначити $q(\lambda_2)$ в кінці елемента. Якщо $q(\lambda_2) > 1$, то на елементі має місце критичний режим течії, коли на зрізі вихідного перерізу $q(\lambda_{кр})=1$ при $\lambda_{кр}=1$. Тому тоді можна визначити мінімально можливе значення тиску на зрізі $P_{e,min} \geq P_{2,e}^*$. Різниця $P_{e,min} - P_{2,e}^* = \Delta P_{e,ск}$ називають стрибком ущільнення, де при докритичному режимі $\Delta P_{e,ск} = 0$. Позначимо $\lambda_{2к}$ – значення коефіцієнта швидкості в кінці елемента (дивлячись по потоку), знайдене з рівняння

$$q(\lambda_2) = a \quad (0 < a < 1) \quad (6)$$

для докритичного чи $\lambda_{2к} = \lambda_{кр} = 1$ для критичного режиму течії. Згідно [5]

$$\varphi(\lambda_1) - \varphi(\lambda_{2к}) = 2k/(k+1) \cdot \xi, \quad (7)$$

де коефіцієнт ξ визначається як для нестисливої рідини.

Після визначення λ_1 з рівняння (7) та його підстановки в рівняння для $q(\lambda)$ визначимо значення $P_{1,э}^*$ та перепад тиску

$$\Delta P_э = P_{1,э}^* - P_{2,э}^* = f(G_э, P_{2,э}^*). \quad (8)$$

На основі співвідношень (8) вже можна сформуванати співвідношення (4) та отримати загальну повну систему рівнянь (5). Як і у випадку мереж нестисливої рідини для мереж стисливої рідини це вимагає знання граничних умов. Алгоритм їх отримання розглядається далі.

Типова структура мережі наддуву та дренажу. Спрощений варіант графа мережі для системи наддуву та дренажу представлено на рис. 1.

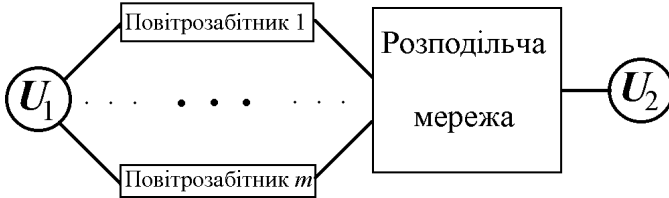


Рис. 1. Спрощена типова схема мережі наддуву та дренажу.

В наведеній типовій схемі U_1 – це вузол входу в повітрязбірники, для якого значення повного тиску позначимо P_1^* , яке рівне сумі статичного тиску P_1 , що відповідає висоті польоту, та динамічного напору δP , який визначається на основі швидкості польоту. Значення повного тиску P_1^* буде однаковим для всіх повітрязабірників. Тому на спрощеній схемі рис.1 виділено всього один вузол. Стосовно єдиного вузла U_2 з шуканим значенням тиску P_2 , то в розрахунковій схемі приймається, що втрати тиску на лініях переливу настільки незначні, що ними можна знехтувати і значення тиску повітря в баках, які заповнені частково, є однаковими.

Визначення тиску P_1^ .* При визначенні параметрів повітря на висоті h використовуються дані Міжнародної стандартної атмосфери (МСА). Обчислення значень параметрів: температури $T[^\circ\text{K}]$ (в градусах Кельвіна), прискорення вільного падіння $g[\text{m}/\text{c}^2]$, статичного тиску P (в [Па] та [атм]), а також щільності $\text{Ro} [\text{кг}/\text{м}^3]$ та критичної швидкості $a_{\text{кр}} [\text{м}/\text{c}]$ з достатньою точністю можна визначити за формулами:

$$g[\text{m}/\text{c}^2]: \quad g=9.80665 * 6356.767/(h+6356.767) * 6356.767/(h+6356.767);$$

$$T[^\circ\text{K}]: \quad \text{if } (h < 11.05) \quad T=288.15-6.5*h + 0.001022*h*h; \text{ else } T=216.650;$$

$$P[\text{Па}]: \quad \text{if } (h < 11.001)$$

$$P=101325.0*\exp(5.2553*\log(1.0-0.02256025*h+h*h*0.00000358));$$

else

$$P=22699.9*\exp(-(-h-11.0)/6.36364 + (h-11) * (h-11)*0.0000219);$$

$$\text{Ro} [\text{кг}/\text{м}^3]: \quad \text{Ro} = P/287.05287/T;$$

$$a_{\text{кр}} [\text{м}/\text{c}]: \quad a_{\text{кр}}=20.046796*\sqrt{T};$$

$$P[\text{атм}]: \quad P[\text{атм}] = P[\text{Па}] / 9.80665e+4,$$

де h – висота в кілометрах.

Для визначення повного тиску P_1^* за відомою швидкістю польоту v_n можна визначити коефіцієнт швидкості $\lambda = v_n / a_{кр}$, знайти значення газодинамічної функції $\pi(\lambda) = (1 - \lambda^2/6)^{3.5}$ та обчислити $P_1^* = P / \pi(\lambda)$. Тоді значення динамічного напору $\delta P = P_1^* - P$.

Визначення граничної умови у вузлі U_2 . Для вузла U_2 значення тиску P_2 можна розрахувати за значенням тиску P_1^* та втратами в мережі. Врати ж в мережі можна визначити при відомому значення витрати повітря, що поступає від вузла U_1 до вузла U_2 . Таку інформацію можна отримати на основі даних про обсяг $G_{об}$ споживання палива двигунами. Тоді, знаючи $G_{об}$, температуру палива та висоту польоту можна визначити об'єм баків, що звільняється за одиницю часу. За відомим значенням щільності для повітря можна встановити його витрати в напрямку від вузла U_1 до вузла U_2 .

Висновки

Постановка задачі розрахунку поточкорозподілу в мережі паливної системи неможлива без визначення значення тиску в повітряній частині баку – тиску наддуву, на основі значення якого можна сформулювати граничні умови та побудувати повну систему рівнянь поточкорозподілу. Представлений спосіб та алгоритм визначення тиску наддуву потребує знання даних про висоту та швидкість польоту, температуру палива в баках та обсяг споживання палива двигунами. Такі дані можна отримувати в ході польоту літака. Тому стає можливим автоматизоване формування системи рівнянь поточкорозподілу та отримання даних про значення витрат, температур та тисків в довільній точці розподільчої мережі паливної системи літака, що важливо на етапах проектування та супроводу.

1. Некрасов Б.Б. *Гидравлика и ее применение на летательных аппаратах.* – М.: Машиностроение, 1967. – 352 с.
2. Йодельчик И.Е. *Гидравлические сопротивления.* Изд. 3-е, перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992, 559с.
3. Кондращенко В.Я. Винничук С.Д., Федоров М.Ю. *Моделирование газовых и жидкостных распределительных систем.* – Киев: Наукова думка, 1990. – 184 с.
4. Винничук С.Д. *Методы и алгоритмы решения задач анализа, проектирования и управления распределением потоков в гидравлических распределительных системах: Дисс. д-ра техн. наук: 01.05.02.* – Ин-т проблем моделирования в энергетике им. Г.Е.Пухова НАН Украины, Киев, 2006, 305 с.
5. Абрамович Н.Г. *Прикладная газовая динамика.* – М.: Наука, 1969. – 824 с.

<http://doi.org/10.5281/zenodo.3859639>

Поступила 19.09.2019р.