

УДК 629.735.33.015.3.024 +629.735.33.042

0530-011.036 в 682 + 062-0111-01-02

В.Д. Доник, канд. техн. наук

ОСНОВНІ ПРОБЛЕМИ, МЕТОДИ МОДЕЛЮВАННЯ І АКУСТИЧНІ ПРОЦЕСИ ПРИ ВИТІКАННІ ПОВІТРЯ З ВІДСІКУ

Національний авіаційний університет, info@donik.com

Проведено аналіз проблем і методів розв'язання задач зміни тиску повітря у відсіку з урахуванням взаємозв'язку процесів теплообміну, масообміну, аеродинаміки і акустики. Розглянуто питання утворення хвилі в потоці і параметри визначення її швидкості.

Вступ

Основні проблеми і методи моделювання задач під час витікання повітря з відсіку, математичні моделі зміни тиску повітря у відсіках, їхні переваги, недоліки і області застосування наведено в роботах [1–4].

Розроблені моделі дозволяють із визначеною точністю описувати процеси, які повільно проходять під час витікання повітря з відсіку за штатні умови експлуатації літака.

Історія розвитку авіації показує, що виникають позаштатні умови експлуатації літака (вириг дверей, люків, руйнування скла ліхтаря кабіни, ділянок фюзеляжу та ін.), що призводить до раптової зміни тиску повітря (раптова розгерметизація) у відсіку і катастрофічних наслідків, а найчастіше до загибелі людей.

Так, у 1954 р. відбулися катастрофи літаків “Комета” DC-10 і L-1011 з людськими жертвами.

За даними міжнародної організації ФАА, за період з 1959 по 1976 р. відзначено більш ніж 300 випадків розгерметизації кабін пасажирських літаків. За 1970–1972 рр. в Аерофлоті зареєстровано 13 випадків розгерметизації кабін різних типів літаків.

У 1995 р. над Гавайськими островами розгерметизувався літак “Боїнг-737”, частина обшивки була зірвана, загинула одна стюардеса.

Аналогічні випадки розгерметизації відбувалися і у космонавтиці. Так, 30 червня 1971 р. під час повернення на землю на транспортному кораблі “Союз–11” на останньому етапі спуска космічного апарата розгерметизувався спускний апарат, що призвело до загибелі космонавтів. 28 січня 1986 р. під час катастрофи космічного корабля “Челленджер” при зльоті загинули семеро астронавтів. 1 лютого 2003 р. катастрофа космічного корабля багаторазового використання “Колумбія” під час повернення на землю забрала життя семи астронавтів. Причини катастрофи з'ясовуються, але датчики зафіксували підвищення температури і тиску в покриттях лівого шасі і раптову розгерметизацію кабіни корабля наприкінці польоту. Відомі

випадки, коли неправильний вибір отвору чи встановлення неправильного режиму регулювання тиску при спуску космічного апарата на землю призводили до зминання конструкції чи відсіку до нерозрахованих умов роботи приладів у ньому. Для пілотованих космічних апаратів це становить особливу небезпеку.

Проведені експериментальні і натурні дослідження відсіків дозволили розробити нормативні вимоги до запобігання або зведення до мінімуму впливу процесів розгерметизації на конструкцію літака. Такими нормативними вимогами є авіаційні правила АП-25.

Витікання повітря з відсіку при раптовій зміні тиску здійснюється за соті частки секунди і характеризується процесами теплообміну, масообміну, аеродинаміки, акустики.

Авторами роботи [5] відзначені руйнівні наслідки раптової розгерметизації на конструкцію літака. Через складність і швидкоплинність протікання фізичних явищ методи опису цих процесів недостатньо вивчені і потрібно розглянути їх як роздільно, так і у взаємозв'язку.

Вплив деяких процесів на конструкцію відсіків досліджено при раптовій зміні тиску повітря у відсіку, у той час як вплив цих процесів на людину практично до кінця не вивчений. Але може виявитися, що конструкція відсіку витримає навантаження, а людина залишиться практично незахищеною. У цьому випадку губиться весь зміст проведення заходів щодо захисту конструкції відсіку від раптової розгерметизації.

Для розв'язання цих проблем розглянемо акустичні процеси при течії повітря з відсіку. Методи моделювання процесів утворення і поширення шуму викладено в роботах [6–9]. Авторами роботи [6] досліджені акустичні процеси з використанням енергетичного методу, особливості застосування цього методу розглянуто у роботі [7] різні методи, моделі, механізми утворення, поширення і зниження шуму в авіації. Для усунення впливу погрешностей на результати моделювання запропоновано перешкодозахисний метод [8]. У роботі [9] наведено метод

$$W_s = \sqrt{d \left(\frac{\rho W^2}{2} \right)} \quad (8)$$

Після деяких перетворень рівняння (8) маємо

$$W_s = \sqrt{\rho W \frac{dW}{d\rho} + \frac{W^2}{2}}$$

Отже, швидкість хвилі визначається параметрами щільності, швидкості потоку і їхніх змін.

При

$$dP \neq 0 \text{ і } d \left(\frac{\rho W^2}{2} \right) \neq 0$$

рівняння (5) запишемо в такому вигляді

$$W_s = \sqrt{\frac{dP}{d\rho} + \rho W \frac{dW}{d\rho} + \frac{W^2}{2}} \quad (9)$$

або

$$W_s = \sqrt{a^2 + \rho W \frac{dW}{d\rho} + \frac{W^2}{2}} \quad (10)$$

Відповідно до рівняння (10) за умови сталості повного тиску вздовж струменя збільшення швидкості супроводжується зменшенням швидкості звуку в потоці. За допомогою рівняння (9) у загальному випадку можливо визначити швидкість хвилі при зміні тиску, густини і швидкості потоку.

Якщо процес течії повітря супроводжується зміною повного тиску ($dP_0 \neq 0$), то з урахуванням раніше отриманих результатів рівняння швидкості хвилі набуває вигляду

$$W_s = \sqrt{\frac{dP}{d\rho} + \rho W \frac{dW}{d\rho} + \frac{W^2}{2} - \frac{dP_0}{d\rho}} \quad (11)$$

Аналіз рівняння (11) показує, що при втратах повного тиску швидкість хвилі зменшується на величину $\frac{dP_0}{d\rho}$.

Визначимо деякі часткові розв'язки, що випливають із рівняння (9). Для цього розглянемо зміну параметрів повітря від початкового ($W=0, P_1=P_0, \rho_1=\rho_0$) до кінцевого стану (P_2, ρ_2). Припустимо, що за елементарний проміжок часу відбудеться зміна тиску і густини повітря на величину

$$dP \approx P_2 - P_1, d\rho \approx \rho_2 - \rho_1$$

і досягне критичних значень ($P_2 = P_{кр}, \rho_2 = \rho_{кр}$).

Тоді

$$dP \approx P_{кр} - P_0, d\rho \approx \rho_{кр} - \rho_0 \quad (12)$$

Запишемо рівняння для критичних параметрів повітря відповідно до роботи [1]:

$$P_{кр} = P_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}}; \quad (13)$$

$$\rho_{кр} = \rho_0 \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

де k – показник адиабати.

Підставимо рівняння (12) і (13) у формулу (9):

$$W_s = \sqrt{\frac{P_0 \left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}{\rho_0 \left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} - 1 \right]}} \quad (14)$$

З урахуванням формули стану

$$P_0 = \rho_0 RT_0$$

перетворимо рівняння (14) до такого вигляду

$$W_s = \sqrt{RT_0 \frac{\left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}{\left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} - 1 \right]}}$$

чи

$$W_s = a_0 \sqrt{\frac{1 \left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}{k \left[\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} - 1 \right]}} \quad (15)$$

де $a_0 = \sqrt{kRT_0}$ – швидкість звуку в нерухомому потоці.

Отже, за допомогою рівняння (15) можливо визначити швидкість поширення хвилі під час зміни режиму потоку від стану спокою до критичної величини.

Для аналізу зміни параметрів за часом τ рівняння (11) подамо у вигляді

$$W_s = \sqrt{\frac{dP}{d\rho} + \rho W \frac{dW}{d\rho} + \frac{W^2}{2} - \frac{dP_0}{d\rho}} \quad (16)$$

За відомими величинами $\frac{dP}{d\rho}, \frac{d\rho}{d\rho}, \frac{dW}{d\rho}, \frac{dP_0}{d\rho}$ і величинами ρ, W визначаємо швидкість хвилі.

Під час відсутності величини $\frac{dP_0}{d\rho}$ визначимо W_s числовим методом. Для цього потрібно

