

УДК 662.75.004.12(045)

С.В. Бойченко, канд. техн. наук
Л.А. Федорович**МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ МАСООБМІННИХ ПРОЦЕСІВ У БАКАХ ЛІТАКА**

Інститут транспортних технологій НАУ, e-mail: ucach@nau.edu.ua

*Проаналізовано масообмінні процеси, що відбуваються в паливних баках літака під час польоту. Побудовано математичну модель, яка описує ці процеси.***Вступ**

Паливна система кожного літака обладнана дренажним клапаном, що з'єднує простір паливного бака з атмосферою.

Необхідність такого з'єднання виникає в момент, коли тиск у паливному баці літака більше або менше атмосферного, інакше відбудеться деформація цього паливного бака.

Функція такого дренажного клапану полягає в частковому випусканні частини пароповітряної суміші в атмосферне повітря при збільшенні тиску в паливних баках та зниженні тиску впускання повітря в газовий простір паливного бака.

Під час надходження пароповітряної суміші з газового простору паливного бака до атмосфери відбуваються втрати палива, що знаходиться у складі цієї пароповітряної суміші. На жаль, інформації про кількісну характеристику таких втрат немає, тому ціль проведеної роботи була в кількісному розрахунку втрат палива під час польоту.

Враховуючи недостатність досліджень, для оцінки втрат від випаровування в паливних баках літаків у процесі їх польоту було розроблено математичну модель, що описує процеси масообміну в паливному баці літака протягом виконання літаком польоту.

Під час розробки розглядуваної моделі були прийняті такі припущення:

- зміна параметрів атмосферного повітря протягом виконання польоту призводить до інтенсивних процесів масообміну в паливі і в надпаливній газовій фазі паливного бака літака;
- пароповітряна суміш підпорядкована рівнянню стану газів і закону Дальтона;
- температура по всьому об'єму бака однакова, а швидкість охолодження (нагрівання) палива однакова на всіх ділянках польоту;
- охолоджуючись (нагріваючись), паливо не може охолотитися (нагрітися) нижче (вище) ніж температура атмосферного повітря;
- значення тиску насиченої пари палива є величиною обернено пропорційною абсолютній температурі палива;
- під час горизонтального польоту температура атмосферного повітря залишається постійною;

– молекулярна маса палива постійна для всіх видів палива.

За початковий тиск беремо тиск насиченої пари палива за нормальні умови.

Розроблена модель ураховує особливості конкретного польоту, для чого задається профіль польоту.

Весь політ розбивається на ряд ділянок з однаковою швидкістю підйому.

При цьому задається швидкість підйому і тривалість ділянки:

- швидкість підйому може бути позитивною, коли літак набирає висоту;
- від'ємною, коли літак знижується;
- нульовою, під час горизонтального польоту літака.

Тривалість ділянки може бути задана як часом досягнення кінця ділянки, так і значенням висоти, що досягається в кінці ділянки.

Іншим важливим фактором, що враховується в розробленій моделі, є швидкість відпрацювання палива з баків.

Ураховується те, що швидкість відпрацювання може бути різною на різних ділянках польоту, наприклад, на режимі зльоту більше ніж на номінальному.

Одним з основних експлуатаційних параметрів, що впливають на стан системи "пароповітряна суміш", є температура:

- під час підйому літака на висоту температура знижується;
- під час горизонтального польоту температура постійна;
- під час зниження літака температура підвищується.

Для врахування температурних факторів у розробленій моделі на основі даних стандартної атмосфери описується процес нагрівання (охолодження) палива і пароповітряної суміші в баці [1].

Модель належить до окремо взятого паливного бака, і зміна деяких параметрів може не збігатися з границями ділянок профілю польоту.

Наприклад, відпрацювання палива з бака може початися в деякій проміжній точці на одній з ділянок польоту. У цьому випадку слід розділяти ділянку польоту на дві розрахункові.

Послідовність моделювання

На попередній стадії під час задавання профілю польоту при заданій швидкості зльоту літака V_B , відомій висоті кінця ділянки H_{KB} визначають час кінця ділянки τ_{KB} :

$$\tau_{KB} = \tau_{K(B-1)} + \frac{(H_{KB} - H_{K(B-1)})}{V_B},$$

де $\tau_{K(B-1)}$ – час початку ділянки (закінчення попередньої ділянки); $H_{K(B-1)}$ – висота початку ділянки.

В іншому випадку за відомим часом закінчення ділянки τ_{KB} визначають висоту закінчення ділянки H_{KB} :

$$H_{KB} = H_{K(B-1)} + (\tau_{KB} - \tau_{K(B-1)})V_B.$$

Виходячи з профілю польоту (швидкості підйому, параметрів точки закінчення ділянки), при відомій тривалості польоту τ_i розраховують висоту польоту H_i :

$$H_i = H_{KB} - V_B(\tau_{KB} - \tau_i). \quad (1)$$

Отримана за формулою (1) висота польоту є основною для розрахунку атмосферних параметрів, що визначаються, згідно зі стандартною атмосферою. Виходячи з реальних висот польоту пасажирських літаків, обмежимося тут розгляданням розрахункових формул, що використовуються до значення висоти польоту, яка не перевищує 20 км.

Отже, температура атмосферного повітря T_i^H дорівнює:

$$T_i^H = T^* + \beta(H_i - H^*),$$

де T^* – абсолютна температура повітря коло нижньої границі ділянки, що розглядається; β – температурний коефіцієнт для ділянки атмосфери, що розглядається; H^* – висота нижньої границі ділянки атмосфери, що розглядається.

Значення атмосферних параметрів, які відповідають нижнім границям ділянок атмосфери в діапазоні висот, що цікавлять згідно з прийнятими припущеннями, наведені в таблиці.

Зменшення тиску повітря в атмосфері характеризують барометричною формулою

$$P_i^H = 760 \left[\frac{15 - 0,65H_i}{15} \right]^{\frac{g_c}{RT}},$$

Атмосферні параметри

H^* , м	T^* , К	β	P^* , мм рт.ст (кПа)
0	288,15	-0,0065	760 (101,3)
11019	216,65	0,0000	170 (22,7)
20063	216,65	+0,0010	41 (5,5)

яка показує співвідношення політропної (до висоти 11 019 м) та ізотермічної (від висоти 11 019 до 20 063 м) атмосфери.

До висоти 11019 м відбувається лінійне падіння температури з вертикальним градієнтом $\gamma = 0,65^\circ\text{C}$ на 100 м, початковою температурою $T = 15^\circ\text{C}$ і тиском $P = 60$ мм рт. ст. [2].

Залежність атмосферного тиску від висоти польоту замінимо формулами, що описують зміну тиску для конкретних ділянок атмосфери:

– до висоти 11 019 м:

$$P_i^H = \frac{760}{10^{-5,255879 \lg(\frac{T_i^H}{288,15})}};$$

– від висоти 11 019 до 20 063 м:

$$P_i^H = \frac{170}{10^{6,848 \cdot 10^{-5}(H_i - 11019)}}.$$

Для визначення концентрації компонентів газової фази необхідно знати співвідношення газової V_{Gi} і рідинної фази V_{Pi} . Їх визначають на основі швидкості відпрацювання палива C_{By} з урахуванням об'єму заправленого палива V_3 , часу початку відпрацювання $\tau_{п.в}$ і об'єму невикористаного залишку $V_{зал}$:

$$V_{Pi} = V_3 - C_{By}(\tau_i - \tau_{п.в}) - V_{зал}.$$

Тоді об'єм газової фази визначають за формулою $V_{Gi} = V_6 - V_{Pi}$,

де V_6 – об'єм паливного бака.

Знаючи об'єм рідинної фази V_{Pi} палива і густину палива d_4^{20} , знаходимо його масу в конкретний момент часу:

$$m_{Pi} = d_4^T V_{Pi}.$$

Зміну густини від температури палива описує рівняння:

$$d_4^T = d_4^{20} + \beta((T_i^H - 273,15) - 20).$$

Маса палива в баці літака в конкретний момент часу буде дорівнювати:

$$m_{Pi} = (d_4^{20} - (820,5 - 0,13 \cdot d_4^{20})10^{-6}(T_i^H - 273,15))V_{Pi}.$$

Тиск у паливному баці літака на визначеній висоті P_i^H , якщо вважати його таким, що дорівнює атмосферному, складається з таких парціальних тисків:

$$P_i^H = P_i^{\text{пар}} + P_i^{\text{вид}} + P_i^{\text{зал}} + P_i^{\text{атм}}, \quad (2)$$

де $P_i^{\text{пар}}$ – тиск насиченої пари палива; $P_i^{\text{вид}}$ – парціальний тиск повітря, що виділилося з палива при зниженні атмосферного тиску; $P_i^{\text{зал}}$ – парціальний тиск повітря, що залишився від злітної

газової фази; $P_i^{\text{атм}}$ – парціальний тиск повітря з атмосфери на літак у процесі виконання польоту (при зниженні літака).

Парціальний тиск пари палива $P_i^{\text{пар}}$ згідно з припущенням пропорційний абсолютній температурі палива $T_i^{\text{п}}$:

$$P_i^{\text{пар}} = \frac{P_{20}^{\text{пар}} T_i^{\text{п}}}{293,15}$$

Температура палива залежить від швидкості охолодження палива $C_{\text{тв}}$ для даної ділянки і попередньої температури палива $T_{i-1}^{\text{п}}$:

$$T_i^{\text{п}} = T_{i-1}^{\text{п}} + k \Delta \tau C_{\text{тв}},$$

де k – коефіцієнт, що набуває значення -1 або $+1$ залежно від того, охолоджується чи нагрівається паливо; $\Delta \tau$ – дискретність рахунку:

$$\Delta \tau = \tau_i - \tau_{i-1}.$$

Якщо відомо стандартне значення тиску насиченої пари P_s^{38} , то тиск $P_{20}^{\text{пар}}$ можна знайти за емпіричною формулою

$$P_{20}^{\text{пар}} = P_s^{38} 10^{4,6 - \frac{1430}{293,15}}$$

Парціальний тиск повітря, що виділилося з палива з урахуванням газового стану, дорівнює:

$$P_i^{\text{вид}} = P_{i-1}^{\text{вид}} \left(\frac{V_{\Gamma(i-1)} T_i^{\text{п}}}{T_{i-1}^{\text{п}} V_{\Gamma}} \right) + \Delta P_i^{\text{вид}}. \quad (3)$$

Виходячи з незворотності розчинності повітря, формула (3) правдива лише в тому випадку, коли результат більше нуля. В іншому випадку

$$\Delta P_i^{\text{вид}} = 0.$$

Іншим обмеженням на парціальний тиск повітря, що виділилося з палива, є значення атмосферного тиску. Якщо $P_i^{\text{H}} < (P_i^{\text{пар}} + P_i^{\text{вид}})$, то частина повітря, що виділилося, вийде з бака в атмосферу і його парціальний тиск у баці фактично буде дорівнювати:

$$P_i^{\text{вид}} = P_i^{\text{H}} - P_i^{\text{пар}}.$$

Парціальний тиск залишків розраховується за формулою

$$P_i^{\text{зал}} = \frac{P_i^{\text{зал}} V_{\Gamma(i-1)} T_i^{\text{зал}}}{T_{(i-1)}^{\text{п}} V_{\Gamma i}}.$$

Однак, якщо $P_i^{\text{H}} < (P_i^{\text{пар}} + P_i^{\text{вид}} + P_i^{\text{зал}})$, то частина залишку злітної газової фази вийде з бака в атмосферу, тобто фактичний парціальний тиск буде дорівнювати:

$$P_i^{\text{зал}} = P_i^{\text{H}} - P_i^{\text{пар}} - P_i^{\text{вид}}.$$

Парціальний тиск атмосферного повітря визначаємо, виходячи з рівняння (2):

$$P_i^{\text{атм}} = P_i^{\text{H}} - P_i^{\text{пар}} - P_i^{\text{вид}} - P_i^{\text{зал}}.$$

Густину пари палива визначаємо з рівняння стану [3] і відповідно до припущень отримаємо:

$$\rho = \frac{M_{\text{пар}} P_i^{\text{пар}}}{z R_{\text{п}} T_i^{\text{п}}} = \frac{M_{\text{пар}} P_i^{\text{H}}}{8314,3 T_i^{\text{п}}},$$

де $M_{\text{пар}}$ – молярна маса пари палива; z – фактор стискування; $R_{\text{п}}$ – універсальна газова стала:

$$R_{\text{п}} = 0,0623632 \frac{\text{м}^3 \text{ мм рт.ст}}{\text{моль/К}}.$$

Для тиску нижче ніж атмосферний $z = 1$ [3].

Середня молекулярна маса пари реактивного палива дорівнює 147 г/моль [4].

Виходячи з рівняння Менделєєва-Клапейрона [3], маса повітря в паливному баці при визначених величинах тиску P і температури T дорівнює:

$$m_{\text{пов}} = \frac{(P^{\text{H}} - P^{\text{пар}}) V_{\Gamma} M_{\text{пов}}}{R_{\text{п}} T_i^{\text{H}}},$$

де P^{H} – атмосферний тиск на висоті H_i ; V_{Γ} – об'єм газового простору бака; $M_{\text{пов}}$ – молекулярна маса повітря (29 г/моль); T_i^{H} – температура повітря на висоті H_i .

Оскільки під час польоту літака всі складові рівняння змінюються, то маса повітря в будь-який момент польоту буде описуватися формулою:

$$m_{\text{пов}} = \frac{(P_i^{\text{H}} - P_i^{\text{пар}}) V_{\Gamma i} 29}{R_{\text{п}} T_i^{\text{H}}}.$$

Маса повітря, яке вийшло з паливного бака, буде дорівнювати різниці маси $m_{\text{пов}(i-1)}$ і маси повітря в баці в конкретний момент часу $m_{\text{пов}(i)}$. Разом із повітрям в атмосферу виходить визначена маса пари палива. При цьому:

$$\frac{m_{\text{пов}}}{m_{\text{пар}}} = \frac{V_{\text{пов}} \rho_{\text{пов}}}{V_{\text{пар}} \rho_i^{\text{пар}}}.$$

За законом Дальтона об'єми повітря і пари палива у суміші пропорційні їх об'ємним концентраціям або тискам [5-7]:

$$\frac{V_{\text{пов}}}{V_{\text{пар}}} = \frac{1-C}{C} = \frac{P_i^{\text{H}} - P_i^{\text{пар}}}{P_i^{\text{пар}}}.$$

Густини $\rho_{\text{п}}$ та $\rho_i^{\text{пар}}$ пропорційні молярним масам повітря $M_{\text{пов}}$ і пари палива $M_{\text{пар}}$. На основі цього отримаємо:

$$\frac{m_{\text{пов}}}{m_{\text{пар}}} = \frac{P_i^{\text{H}} - P_i^{\text{пар}}}{P_i^{\text{пар}}} \frac{M_{\text{пов}}}{M_{\text{пар}}}. \quad (4)$$

З рівняння (4) знаходимо масу пари палива в складі пароповітряної суміші при температурі T_i^H і тиску P_i^H :

$$m_{\text{пар}} = m_{\text{пов}} \frac{P_i^H - P_i^{\text{пар}}}{P_i^{\text{пар}}} \frac{M_{\text{пов}}}{M_{\text{пар}}}$$

Молярну масу пари палива можна розрахувати за формулою Б.П. Воїнова [8]:

$$M_{\text{пар}} = 60 + 0,3(t_{\text{п.к}} - 30) + 0,001(t_{\text{п.к}} - 30)^2$$

За отриманими даними визначаємо втрати палива на кожному етапі польоту літака з узагальненого співвідношення:

$$G = \frac{m_{\text{пар}}}{m_{\text{п}}} 100$$

Висновки

На основі побудованої математичної моделі масообмінних процесів у баках літака було створено програмний продукт у середовищі "Delfi".

Програмний продукт дозволяє шляхом задання вихідних даних простежити втрати палива із баків літака під час польоту та зміну параметрів на кожному етапі польоту.

Список літератури

1. ГОСТ 4401. Атмосфера стандартная. Параметры. – Введ. 01.07.82.
2. Абросимов В.Ф. Методы расчета теплофизических свойств газов и жидкостей. – М.: Химия, 1977. – 241 с.
3. Бойченко С.В. Проблема потерь топлив от испарения при эксплуатации авиатехники // Вісн. КМУЦА. – 1999. – № 1. – С. 69–71.
4. Бойченко С.В., Григоренко І.В. Розробка програмного забезпечення для оцінки та прогнозування втрат палива від випаровування внаслідок малих та великих "дыхань" резервуарів // Методи та прилади контролю якості. – 2001. – № 8. – С. 96–99.
5. Викторов М.М. Методы вычисления физико-химических величин и прикладные расчеты. – М.: Химия, 1977. – С. 268–280.
6. Черненко Ж.С. Топливные системы транспортных самолетов. – М.: Транспорт, 1970. – 240 с.
7. Физические величины: Справ. / Под. ред И.С. Григорьева, Е.З. Мейлихова. – М.: Энергоатомиздат, 1991. – 230 с.
8. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив / Н.Ф. Дубовкин, В.Г. Маланичева, Ю.П. Массур, Е.П. Федоров. – М.: Химия, 1985. – 240 с.

Стаття надійшла до редакції 01.12.03.

С.В. Бойченко, Л.А. Федорович

Математическая модель массообменных процессов в баках самолета

Проанализированы массообменные процессы, которые происходят в топливных баках самолета во время полета. Построена математическая модель, описывающая эти процессы.

S.V. Boichenko, L.A. Fedorovich

Mathematical model exchange of weight of processes in tanks of the plane

It is analysed exchange of weight processes which occur in fuel tanks of the plane during flight. The mathematical model which describes these processes is constructed.