

ОСНОВНІ ЕТАПИ МЕТОДИКИ ВИБОРУ ЗАКОНУ ЗМІНИ ТИСКУ ПОВІТРЯ У ГЕРМОКАБІНІ МАНЕВРЕНОГО ЛІТАКА

В.О. Табуненко, О.О. Клімішен
(Харківський університет Повітряних Сил)

Наведені положення дозволяють врахувати обмеження на величину абсолютного та надмірного тиску повітря, швидкість його зміни та маневрові характеристики літального апарату при виборі закону зміни тиску повітря у герметичній кабіні, що створить приємні умови життєдіяльності членів екіпажу літака.

Маневрений літак, тиск повітря, гермокабіна, штучне середовище

Постановка проблеми. Характерними рисами сучасних маневрових літальних апаратів (ЛА), є великий діапазон задач, що вирішуються, широкий діапазон висот та швидкостей польоту, високі характеристики маневрування, що невинно змінюються у польоті. Для ЛА вказаного класу встановлюється визначена залежність тиску повітря у герметичній кабіні p_k від висоти польоту або від атмосферного тиску p_H , тобто $p_k = f(H)$ або $p_k = f(p_H)$. Вказані закони зміни тиску для існуючих систем регуляції тисків повітря у кабіні ЛА обрані типовими [1]. У [2] закон зміни тиску наведено як апіорно відомий, але не вказується яким чином його визначено. Створення та розробка перспективних зразків автоматичних регуляторів тиску для літаків необмеженого маневрування потребує більш докладного розгляду цього питання.

В зв'язку з цім актуальною стає проблема врахування різноманітних обмежень параметрів штучного середовища, в першу чергу тих, що впливають на умови працездатності членів екіпажу та міцність конструкції кабіни літального апарату.

Аналіз літератури. У роботах [2 – 4] наведені можливі варіанти законів зміни тиску повітря у кабіні, але все вони припускають існування лише окремих обмежень. Крім того, не визначено яке саме обмеження є найбільш значним та у які моменти часу воно повинно враховуватись. У роботах [4, 5] наведено вимоги до системи автоматичної регуляції тиску повітря у кабіні ЛА, з яких можливо зробити висновок щодо пріоритету у виборі того чи іншого обмеження при розрахунках законів зміни тисків.

Мета статті. Метою публікації є викладення одного з можливих підходів до визначення закону зміни тиску повітря у герметичній кабіні

літака при розробці автоматичних регуляторів тиску маневрового літака. Продемонстровані результати аналізу груп обмежень параметрів штучного середовища.

Розділ основного матеріалу. Обмеження, які повинні бути враховані, можливо поділити на наступні групи.

Перша група – це обмеження які пов'язані з умовами збереження працездатності членів екіпажу ЛА. Друга група – з міцністю конструкції літака. Наприклад, до першої групи відносяться:

1. Абсолютний тиск повітря у кабіні на повинен бути меншим ніж мінімально допустимий тиск:

$$p_k = p_H + \Delta p_k \geq p_k^{\min}, \quad (1)$$

де Δp_k – перепад тиску між кабіною та атмосферою; p_k^{\min} – мінімально допустимий тиск у кабіні ЛА.

2. Швидкість зміни тиску повітря у кабіні повинна бути меншою або дорівнювати допустимій швидкості $\dot{p}_k \leq \dot{p}_k^{\text{доп}}$.

В цьому випадку можливо відокремити обмеження пов'язані з видом руху літака, тобто пікірування, або набор висоти. При пікіруванні маємо

$$\dot{p}_k \leq \left(\dot{p}_k^{\text{доп}} \right)_{\Pi}. \quad (2)$$

При наборі висоти

$$|\dot{p}_k| \leq \left(\left| \dot{p}_k^{\text{доп}} \right| \right)_{\Pi}. \quad (3)$$

Відомо що збільшення тиску при пікірування більш істотно впливає на стан почуття льотчика ніж зменшення тиску при наборі висоті [2]. Тому

$$\left(\dot{p}_k^{\text{доп}} \right)_{\Pi} < \left(\left| \dot{p}_k^{\text{доп}} \right| \right)_{\Pi}. \quad (4)$$

Для забезпечення міцності конструкції кабіни необхідно враховувати наступні обмеження:

1. Надмірний тиск повітря не повинен перебільшувати максимального допустимий тиск

$$\Delta p_k = p_k - p_H \leq \Delta p_k^{\max}. \quad (5)$$

2. Негативний перепад тиску повітря між кабіною та атмосферою не повинен перебільшувати допустиме значення Δp_k^p

$$|-\Delta p_k| \leq \left| -\Delta p_k^p \right|. \quad (6)$$

Останній вираз відповідає випадку коли тиск повітря у кабіні менший ніж атмосферний тиск. Обмеження абсолютного та надмірного тисків демонструє рис. 1.

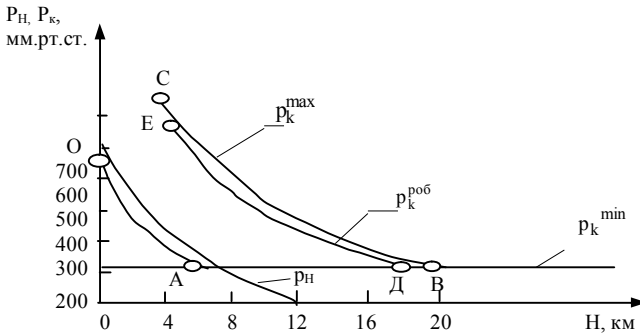


Рис. 1. Обмеження тиску у кабіні ЛА

Область ОАВС є областю допустимих значень тиску у кабіні. Найчастіше використовується область ОАДЕ при виборі закону зміни тиску. Крива ДЕ характеризує зміну атмосферного робочого тиску у кабіні. При цьому

$$p_k^{\text{pob}} = p_k^{\text{max}} - \delta, \quad (7)$$

де p_k^{max} – максимальний абсолютний тиск повітря у кабіні; δ – постійна величина.

У якості маневрових характеристик літака в першу чергу слід розглянути вертикальну швидкість V_y , яка суттєво впливає на швидкість зміни тиску повітря у кабіні. Залежність \dot{p}_k від вертикальної швидкості можливо представити через вираз

$$\dot{p}_k = -\rho g V_y + \Delta \dot{p}_k, \quad (8)$$

де ρ – щільність повітря; g – удільна сила тяжіння.

З виразу (8) можливо зробити висновок: чим більше V_y тим більше може бути швидкість зміни тиску повітря у кабіні. Тому якщо відомі дані щодо максимально допустимих швидкостях V_y^{max} при інтенсивній зміні висоти польоту, то можливо знайти необхідну швидкість зміни тиску у кабіні. Відомо, що V_y^{max} конкретного літака визначаються його аеродинамічними характеристиками. Узагальнено залежність $V_y^{\text{max}} = f(H)$ подано у роботі [3].

Необхідно зазначити, що на одній висоті максимально допустимі швидкості V_y^{max} при пікіруванні перебільшують V_y^{max} при наборі висоти. Тому швидкість змін тиску повітря у кабіні суттєво перебільшує допусти-

ме значення якщо літак швидко зменшує висоту у порівнянні з випадком коли літак робить набір висоти. При виборі закону зміни тиску доцільно враховувати тільки V_y^{\max} при наборі висоті. Обраний таким чином закон буде раціональним, також коли ЛА пікірує. Якщо виникне необхідність стабілізувати швидкість зміни тиску на рівні $p_k^{\text{доп}}$, то тиск буде збільшуватися за кривою, кут нахилу якої буде залежить від V_y . При цьому тиск повітря у кабіні буде менший ніж тиск, який визначається законом зміни тиску на постійній висоті. Тривалість обмеження швидкості при збільшенні тиску повітря у кабіні визначає величина $p_k^{\text{роб}}$.

Таким чином, задача вибору закону зміни тиску формулюється так: при заданій функції $p_k^{\text{раб}}(H)$ визначити залежність $p_k(H)$, яка задовольняє обмеження (3) та умову $V_y^{\max} = \text{const}$. На першому етапі вирішення задачі виникає необхідність визначити випадки коли вимагається обмежувати \dot{p}_k . Якщо швидкість зміни атмосферного тиску задовольняє обмеження (3), то достатньо прийняти $\dot{p}_k = 0$, тобто $\Delta p_k = \Delta p_k^{\text{роб}} = \text{const}$. Рух літака на малих висотах при V_y^{\max} приводить до того, що \dot{p}_H перебільшує $\left(\left|\dot{p}_k^{\text{доп}}\right|\right)_H$ вдвічі.

Тому закон зміни тиску повинен забезпечувати герметизацію кабіни, починаючи з висоти аеродрому H_0 . З часом, коли ЛА здійснює набір висоти значення V_y^{\max} та ρ зменшуються та при досягненні окремої висоти H_n буде виконуватися умови $\dot{p}_k = \dot{p}_H$ та $|\dot{p}_H| \leq \left(\left|\dot{p}_k^{\text{доп}}\right|\right)_H$. З цього можливо зробити висновок, що існує висота H_n при досягненні якої не треба підтримувати обмеження \dot{p}_k . Для вказаного діапазону висот закон зміни тиску повітря визначається виразом

$$p_k = p_H + \Delta p_k^{\text{роб}}. \quad (9)$$

На інтервалі $\{H_0, H_n\}$ закон (9) не забезпечує вимоги щодо обмеження \dot{p}_k . Визначимо вигляд закону зміни тиску при задоволенні вимоги (3). Для чого можливо представити вираз для швидкості зміни тиску повітря як

$$\dot{p}_k = \frac{dp_k}{dH} V_y. \quad (10)$$

Введемо обмеження на швидкість зміни тиску при V_y^{\max} з набором висоти:

$$\left(\left|\dot{p}_k^{\text{доп}}\right|\right)_H \geq \frac{dp_k}{dH} \left(V_y^{\max}\right)_H; \quad (11)$$

$$\left(v_y^{\max}\right)_H = \alpha_V H_{0i} + \beta_V, \quad (12)$$

де α_V , β_V – постійні коефіцієнти; H_{0i} – початкове значення i -го діапазону висот.

Тоді вираз (11) перетвориться до вигляду

$$dp_k \leq \frac{\left(\dot{p}_k^{\text{доп}}\right)_H}{\alpha_V H_{0i} + \beta_V} dH. \quad (13)$$

Після інтегрування виразу (13) при умові існування рівності, отримаємо

$$p_k = p_{k0} + \frac{\left(\dot{p}_k^{\text{доп}}\right)_H}{\alpha_V} \ln \frac{\alpha_V H + \beta_V}{\alpha_V H_{0i} + \beta_V}, \quad (14)$$

де p_{k0} – початковий тиск повітря у кабіні, який відповідає висоті H_{0i} .

Вираз (14) представляє закон зміни тиску повітря на інтервалі $\{H_0, H_{II}\}$ в узагальненому вигляді. Таким чином, якщо маємо залежність (12) та зберігається умова (3), то можливо визначити значення висоти H_{II} .

Висновки. Таким чином, запропонована методика дозволяє вибрати закон зміни тиску повітря у кабіні літака, при цьому він задовольняє всім завданям обмеженням.

ЛІТЕРАТУРА

1. Илюшин Ю.С. Системы обеспечения жизнедеятельности и спасения экипажей летательных аппаратов. – М.: Труды ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1985. – 342 с.
2. Малоземов В.В., Рожнов В.Ф., Правецкий В.Н. Системы обеспечения жизнедеятельности экипажей летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1986. – 228 с.
3. Ефремов А.Ф., Судьин А.В., Чернуха В.Н. Выбор закона изменения давления воздуха в гермокабине маневренного летательного аппарата. – М.: Труды ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1988. – 186 с.
4. Скребенников С.А. Автоматические регуляторы давления воздуха. – М.: Наука, 1989. – 224 с.
5. Бранецкий В.П. Расчет параметров искусственно созданной атмосферы // В кн. Научно-методические материалы по системам и комплексам ЛА. Сб. статей. – Казань: КАИ, 1992. – С. 45 – 62.

Надійшла 24.01.2005

Рецензент: доктор технічних наук, професор О.І. Риженко,
Харківський університет Повітряних Сил.