

БЕЗПЕКА АВІАЦІЇ

УДК 629.735.07:504.056(045)

Р.В. Серeda, В.І. Токарев

ДОСЛІДЖЕННЯ НАЙВИГІДНІШИХ РЕЖИМІВ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН ЗА УМОВИ МІНІМАЛЬНОГО РУЙНУВАННЯ АТМОСФЕРНОГО ОЗОНУ

Доведено можливість використання найвигідніших режимів експлуатації повітряних суден, що забезпечать мінімальне руйнування тропосферного озону на етапах зльоту, набору висоти, зниження та посадки.

Руйнування озону у верхніх шарах атмосфери обумовлено викидами забруднюючих речовин літаками з реактивними двигунами. Хоча до висот порядку 15 км у тропосфері й у нижніх шарах атмосфери знаходиться близько 20 % атмосферного озону, тропосферний озон складає частину озоносфери Землі. Так як між стратосферою і тропосферою відбувається обмін повітряними масами (наприклад, при струминних течіях на висоті тропопаузи), стік озону в тропосфері може стати одним із механізмів впливу на атмосферний озон. Висотні польоти літаків з реактивними двигунами, в основному, супроводжуються викидами оксидів азоту. Як показали дослідження, руйнування атмосферного озону на 60 % викликано оксидами азоту [1]. Індекс емісії оксидів азоту, обумовлений величиною маси оксидів азоту в грамах при спалюванні 1 кг палива, для сучасних літаків з реактивними двигунами складає 8–15 г/кг для дозвукових літаків і 18 г/кг для надзвукових літаків. Прогнозні розрахунки зменшення озону в північній півкулі завдяки польотам 100 літаків з реактивними двигунами дають оцінку руйнування озону за рік їхньої експлуатації від 0,01 до 1,74 % [1]. При експлуатації парку літаків у світі, коли щогодини в повітрі знаходиться близько 10 000 повітряних суден цивільної авіації, викиди оксидів азоту можуть стати фактором, що лімітує рішення проблеми руйнування атмосферного озону.

Швидкість руйнування озону оксидом азоту визначається виразом

$$\frac{dn_{O_3}}{dt} = K_{O_3} n_{O_3} n_{NO}, \quad (1)$$

де n_{O_3} , n_{NO} – відповідно розрахункові концентрації озону й оксидів азоту,

$K_{O_3} = 2,1 \cdot 10^{-12} \exp\left(-\frac{1450}{T}\right)$ – константа швидкості реакції; T – температура повітря.

Переходячи в рівнянні (1) до масової концентрації, одержуємо вираз для зміни концентрації озону

$$\Delta p_{O_3} = 10^6 \frac{M_{NO}}{M_{O_3}} \int_0^t K_{O_3} n_{O_3} \rho_{NO} dt, \quad (2)$$

де M_{NO} , M_{O_3} – відповідно молекулярні маси оксиду азоту й озону; ρ_{NO} – масова концентрація оксидів азоту в суміші газу реактивного струменя; t – час.

У вихлопному струмені двигуна масова концентрація оксидів азоту дорівнює

$$\rho_{NO} \approx \rho_B Q_{NO} \bar{q}_0 m_B^{-1},$$

де m_B, ρ_B – відповідно секундна витрата повітря через двигун і густина газу реактивного струменя; $Q_{NO} = nI_{NO} \frac{q}{3600}$ – інтенсивність викиду оксидів азоту; n – кількість двигунів, I_{NO} – індекс викиду оксидів азоту; $q = c_r R$ – годинна витрата палива; c_r – питома витрата палива; R – тяга двигунів; q_0 – частка оксиду азоту в загальній масі оксидів азоту.

Остаточний вираз (2) записуємо у вигляді

$$\Delta p_{O_3} = \frac{10^3 M_{NO}}{3,6 M_{O_3}} I; \quad I = \int_{t_1}^{t_2} \varphi dt, \quad (3)$$

де функція $\varphi = \rho_B q_0 K_{O_3} n_{O_3} q I_{NO} m_B^{-1}$.

Мінімальне руйнування тропосферного озону внаслідок викидів оксидів азоту авіаційними двигунами, як це впливає з виразу (3), буде досягнуто при мінімальному значенні функціонала

$$I = \int_{t_1}^{t_2} \varphi dt. \quad (4)$$

Рівняння руху літака у вертикальній площині без ковзання і крену з припущенням, що кут атаки малий, записуються у вигляді

$$\begin{aligned} m \frac{dv}{dt} &= R - X_a - mg \sin \theta; \\ m v \frac{d\theta}{dt} &= Y_a - mg \cos \theta; \\ \frac{dx}{dt} &= v \cos \theta; \\ \frac{dy}{dt} &= v \sin \theta, \end{aligned} \quad (5)$$

де v – швидкість польоту; X_a, Y_a – відповідно сила лобового опору й аеродинамічна підйомна сила; θ – кут нахилу траєкторії; x, y – декартові координати.

Розглянемо класи оптимальних розв'язків рівнянь руху літака (5) з умов мінімального руйнування озону, обумовленого критерієм (4), та виконання експлуатаційних обмежень. Експлуатаційні обмеження вибирають з умов забезпечення безпеки польоту. На рис. 1 показана область *ОАКВ* припустимих траєкторій в площині (y, t) під час набору літаком висоти.

Діапазон зміни висот набору може бути обраний, наприклад, від висоти кола до висоти ешелону.

Границі області *ОА, ВК* відповідають траєкторіям набору висоти при максимальній швидкопідйомності, а дуги *АК, ОВ* – набору висоти з використанням дросельних режимів (0,7 – 0,8 від номінального режиму). З точки *О* в точку *К* можна потрапити по різних траєкторіях, наприклад, *ОАК* чи *ОВК*. Визначимо різницю функціонала (4) уздовж розглянутих траєкторій

$$\Delta I = \int_{ОВК} \varphi dt - \int_{ОАК} \varphi dt = \oint_{ОВКАО} \varphi dt. \quad (6)$$

Якщо запропонувати безперервність функції в розглянутій області і застосувати теорему Гріна для інтеграла (6), то одержимо

$$\Delta I = \int_s \omega dy dt; \quad \omega = -\frac{\partial \varphi}{\partial y}, \quad (7)$$

де ω – похідна від функції впливу.

Площа S , обмежена контуром $OBKAO$ (позитивний напрямок – проти годинникової стрілки). У середині області $OBKAO$ визначається функція (індекс викиду оксидів азоту незначно змінюється з висотою)

$$\omega = -\varphi \left(\frac{\partial \ln q_0}{\partial y} + \frac{\partial \ln \rho_B}{\partial y} + \frac{\partial \ln K_{O_3}}{\partial y} + \frac{\partial \ln n_{O_3}}{\partial y} + \frac{\partial \ln q}{\partial y} + \frac{\partial \ln m_B}{\partial y} \right),$$

де $\frac{\partial \ln K_{O_3}}{\partial y} = 1450T^{-2}\gamma < 0$, γ – вертикальний градієнт температури ($T = T_0 - \gamma y$), $\frac{\partial \ln q_0}{\partial y} \approx 0$;

$$\frac{\partial \ln n_{O_3}}{\partial y} \approx 6,4 \cdot 10^{-4}; \quad \frac{\partial \ln \rho_B}{\partial y} < 0; \quad \frac{\partial \ln q}{\partial y} < 0; \quad \frac{\partial \ln m_B}{\partial y} > 0.$$

Як показали розрахунки, під час набору висоти літаками Ту-204, Іл-96-300 (з двигунами ПС-90), $\frac{\partial \ln q}{\partial y} \approx -8 \cdot 10^{-5}$, $\frac{\partial \ln m_B}{\partial y} \approx 10^{-5}$. Для дозвукових літаків з реактивними двигунами в області $OBKAO$ величина $\omega > 0$. Із співвідношень (6), (7) випливає, що в розглянутому випадку

$$\int_{OBK} \varphi dt > \int_{OAK} \varphi dt,$$

тому мінімальне значення функціонала (4) досягається по граничній траєкторії уздовж шляху OAK . Оптимальна траєкторія має дуги: OA (набір висоти в режимі максимальної швидкопідйомності), AK (використання дросельного режиму роботи двигунів).

Для літаків з реактивними двигунами на висотах 11 – 14 км в області $OBKAO$ (рис. 1) величина ω може змінювати знак. Нехай уздовж лінії CM $\omega = 0$, тому у середині області $OACMB$ $\omega > 0$, а в області CKM – $\omega < 0$. Використовуючи в цьому випадку формулу Гріна для функціонала (4), визначимо його мінімум уздовж шляху $OACMK$, якому належать дуги: OA (набір висоти в режимі максимальної швидкопідйомності), AC , MK (використання дросельного режиму), CM (рух уздовж траєкторії, обумовленої рівнянням $\omega = 0$).

Розглянемо як впливає швидкість на оптимальні траєкторії під час набору висоти. В площині (v, t) на рис. 2, a область допустимих дуг це BC , DK – набір висоти зі збільшенням швидкості – і BD , CK – набір висоти зі сталою швидкістю.

За умови

$$\frac{\partial}{\partial v} (\rho_B q_0 K_{O_3} n_{O_3} I_{NO}) \approx 0, \quad \frac{\partial q}{\partial v} > 0, \quad \frac{\partial m_B}{\partial v} < 0$$

величина

$$\omega = -\frac{\partial \varphi}{\partial v} < 0,$$

тому мінімум функціоналу (4) досягається уздовж шляху BDK , якому належать дуги: BD – набір висоти з постійною швидкістю, BK – набір висоти із зростанням швидкості.

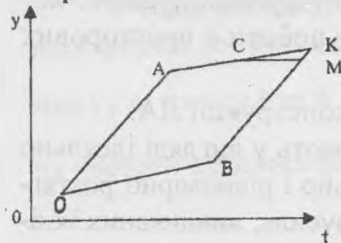


Рис. 1. Область допустимих траєкторій під час набору висоти:
O – початкова точка;
K – кінцева точка

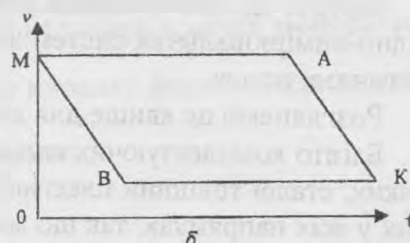
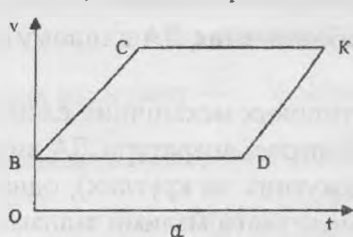


Рис. 2. Область допустимих дуг.
 a – під час набору висоти; b – під час зниження літака;
M – початкова точка; K – кінцева точка

Під час зниження літака задача вибору найвигіднішого керування може бути розглянута в площині (v, t) , як показано на рис. 2, б.

Дуги MB , AK відповідають зниженню літака з гальмуванням. Відповідно до розглянутого методу для функціонала (4) величина

$$\omega = -\frac{\partial \varphi}{\partial v} = -\varphi \left(\frac{\partial \ln q}{\partial v} - \frac{\partial \ln m_B}{\partial v} \right),$$

де передбачається, що

$$\frac{\partial}{\partial v} (\rho_B \bar{q}_0 K_{O_3} n_{O_3} I_{NO}) \approx 0.$$

Якщо припустити $\frac{\partial \ln q}{\partial v} \geq 0$, $\frac{\partial \ln m_B}{\partial v} < 0$, в області $MAKB$ величина $\omega < 0$, тому мінімум маси зруйнованого озону в тропосфері буде визначатися уздовж шляху MBK : зниження літака з гальмуванням (дуга MB), рух зі сталою швидкістю (дуга BK).

Даний метод дослідження найвигідніших траєкторій руху літака може бути використаний з урахуванням інших екологічних критеріїв (наприклад, шуму), мінімуму витрати палива.

Список літератури

1. Квитка В. Е., Мельников Б. Н., Токарев В. И. Гражданская авиация и охрана окружающей среды. – К.: Вища шк. Головное изд-во, 1984. – 136 с.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

УДК 629.07.54

В.В. Карачун, В.Х. Баланін, В.М. Мельник,
К.Р. Потапова, Г.Б. Астапова

АКУСТИЧНЕ ВИПРОМІНЮВАННЯ І ЕКСПЛУАТАЦІЯ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

Наведено аналіз збуреного стану плоских та оболонкових елементів літальних апаратів під дією акустичного випромінювання. Встановлено закономірності згинального руху елементів та ступінь впливу акустичних полів на особливості їх динаміки.

Практика експлуатації літальних апаратів (ЛА) різного цільового призначення показує, що акустичне випромінювання високої інтенсивності (вище 150 дБ) може призвести до серйозних змін стану як поверхні конструкції ЛА, так і комплектуючих. Причому інтерес викликає не тільки ступінь надійності конструкції, але і пружна взаємодія механічних систем із хвилею звукового тиску.

Інтерес до цього явища обумовлений виникненням особливостей функціонування командно-вимірювальних систем життєзабезпечення ЛА в цілому під час роботи в просторових акустичних полях.

Розглянемо це явище для деяких типових механічних елементів конструкції ЛА.

Багато комплектуючих елементів бортової апаратури ЛА виготовляють у вигляді ідеально гнучких, сталої товщини пластин (прямокутних чи круглих), однак сильно і рівномірно розтягнутих у всіх напрямках, так що можна знехтувати малими змінами цих зусиль, викликаних їхніми прогинами під час коливань. Такі елементи називають мембранами. Розглянемо спочатку прямокутну мембрану зі сторонами a і b .

Незалежно від вигляду функції W в межах прямокутної області її завжди можна подати у вигляді подвійного ряду