

умовий розміщення источника звука относительно точки контролю следует выполнять оценку акустической ефективності екрана и определять его геометрические характеристики. Для екрана стінки (тонкого екрана) достаточнo воспользоваться оценкой ефектов дифракції (7) и интерференції звуковых волн, причеm отражение волн от земной поверхности возможно наблюдать перед и за экраном [1].

При строительстве акустических экранов в процессе сооружения взлетно-посадочной полосы или рулежной дорожки весьма эффективным может оказаться экран из земляного вала, а для сооружения его может использоваться земля, оставшаяся от строительства взлетно-посадочной полосы и рулежной дорожки. Стоимость такого экрана может оказаться намного меньшей, чем стоимость экрана стінки. В этом случае расчетной схемой для земляного вала является экран конечной толщины. Форма экрана в сечении может быть как треугольной (одна кромка проявления эффекта дифракції), так и трапециевидной (две кромки проявления эффекта дифракції). Двойная дифракція увеличивает эффект снижения шума в точке контроля. В обоих случаях планировкой боковых стен экрана можно добиться отсутствия отражения звуковых волн от земной поверхности, участвующих в интерференції с прямыми волнами на верхних кромках экрана или в точке контроля (если точки расположения источника шума и приемника шума расположены достаточно близко к экрану). Таким образом можно регулировать характеристику эффективности экрана, не меняя его эффективную высоту и импедансные параметры отражающей поверхности.

#### Список литературы

1. В.И.Токарев, В.Ф.Шило. Разработка и исследование методов обоснования эффективности акустических экранов для снижения воздействия шума в окрестности аэропортов // Вісник КМУЦА. – №3-4. – К.:КМУЦА, 2000. – С. 331–336.

Стаття надійшла до редакції 11 липня 2000 року.

С520-01508641.0 + 0535.134.12 - 015 8641.0  
УДК 656.7.08

Л.В. Андрощук, Б.П. Івашенко

#### ВПЛИВ БІЧНОГО ВІТРУ НА РУХ ЛІТАКА ПО ЗЛІТНО-ПОСАДКОВІЙ СМУЗІ

*Розглянуто рух літака по злітно-посадковій смугі в умовах різних навантажень. Розроблено математичну модель літака, що рухається по злітно-посадковій смугі в режимі зльоту або посадки, яка дозволяє описати таке явище, як викочування літака за межі злітно-посадкової смуги.*

Відомо, що на етапах зльоту і посадки трапляється більш ніж 60 % усіх авіаційних катастроф та аварій. Аналіз статистичних даних показує, що це є найбільш небезпечні етапи польоту. При цьому викочування за межі злітно-посадкової смуги (ЗПС) складає 6,1 % аварій на етапі зльоту.

Аналізу таких ситуацій і задачам запобігання аварій присвячено багато наукових робіт, які практично охоплюють усі аспекти цієї проблеми. Основні причини катастроф, аварій, інцидентів та їхні наслідки розглянуті в роботі [1].

Рух літака у режимі зльоту або посадки розглядався в багатьох роботах, наприклад [2-6]. Для дослідження поведінки літака в цих роботах запропоновані різноманітні математичні моделі, тобто системи рівнянь та початкові умови, що описують рух літака. Однак в межах запропонованих моделей неможливо описати явище викочування літака за межі ЗПС.

$$\omega = \alpha + \beta + \gamma,$$

асоціюються з кожним крилом. З осциляторами асоціюються також відповідні пружність  $c_k$ , маса  $m_k$  та відстань  $l_k$  осцилятора від осі  $x$  літака.

Таким чином, геометричний стан та положення літака в рамках даної математичної моделі характеризуються вісьмома параметрами:

- $x_{1c}, y_{1c}, z_{1c}$  – положення центра мас літака у нерухомій системі координат  $(x_1, y_1, z_1)$ ;
- $\alpha, \beta, \gamma$  – змінні, які характеризують кутову орієнтацію літака у просторі;
- $z_L, z_R$  – змінні, які характеризують відхилення крил від свого середнього положення.

Для визначення цих параметрів треба отримати вісім рівнянь. Перші три рівняння випливають із закону руху центра мас механічної системи:

$$m \frac{d^2}{dt^2} x_{1c} = \sum F_{x1}; \quad m \frac{d^2}{dt^2} y_{1c} = \sum F_{y1}; \quad m \frac{d^2}{dt^2} z_{1c} = \sum F_{z1} . \quad (2)$$

В системі рівнянь (2) праві частини є суми проекцій на осі  $x_1, y_1, z_1$  усіх зовнішніх сил, які діють на літак. Наступне рівняння випливає з теореми про обертальний рух тіла навколо центра мас і записується у векторному вигляді так:

$$J \left( \frac{d}{dt} \omega \right) + \omega \times (J \omega) = M . \quad (3)$$

У рівнянні (3)  $\omega$  – вектор кутової швидкості літака;  $J$  – тензор інерції,  $\omega \times (J \omega)$  означає векторне множення двох векторів;  $M$  – головний момент прикладених до літака сил. Нехай тензор інерції літака в системі  $(x, y, z)$  має вигляд:

$$J = \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix}$$

Якщо розкласти по координатах векторне рівняння (3), отримаємо три скалярних рівняння, які описують обертальний рух літака навколо центра мас:

$$\begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y) \omega_y \omega_z &= M_x ; \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z) \omega_z \omega_x &= M_y ; \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y &= M_z . \end{aligned} \quad (4)$$

Згідно з теоремою класичної механіки повне прискорення точки складається з відносного, переносного та коріолісового прискорень:

$$w = w_i + w_e + w_c .$$

Рівняння, яке описує рух лівого осцилятора в проекції на вісь  $z$ , має вигляд:

$$m_k \left( \frac{d^2 z_L}{dt^2} + w_{eL} + w_{cL} \right) = -c_k z_L + F_L . \quad (5)$$

У рівнянні (5)  $w_{eL}$  – проекція на вісь  $z$  переносного прискорення точки  $L$ , яка асоціюється з лівим осцилятором; член рівняння  $w_{cL}$  – проекція на вісь  $z$  коріолісового прискорення; член  $-c_k z_L$  – пружна сила; складова  $F_L$  – інші діючі сили.

Аналогічне рівняння описує коливання правого крила-осцилятора

$$m_k \left( \frac{d^2 z_R}{dt^2} + w_{eR} + w_{cR} \right) = -c_k z_R + F_R . \quad (6)$$

Таким чином, для визначення руху літака маємо систему з восьми скалярних диферен-

ціальних рівнянь другого порядку кожне, яка складається з трьох рівнянь (2), трьох рівнянь (4), та двох рівнянь (5), (6).

Для отримання розв'язку пропонується використовувати числові методи інтегрування диференціальних рівнянь. Найбільш поширений з числових методів є метод Рунге-Кутта четвертого порядку точності інтегрування системи  $k$  рівнянь вигляду:

$$\frac{dx_i}{dt} = f_i(t, x_1, x_2, \dots, x_k) \quad (i = 1, 2, \dots, k) \quad (7)$$

Для того, щоб наведену в попередньому розділі систему рівнянь, що описує рух літака, привести до вигляду (7), тобто до системи рівнянь першого порядку кожне, треба до восьми змінних  $x_{1c}, y_{1c}, z_{1c}, \alpha, \beta, \gamma, z_L, z_R$ , які описують положення системи, додати ще вісім змінних, що є відповідними швидкостями.

Сили та моменти від усіх зовнішніх сил входять у праві частини рівнянь (2),(4),(5),(6). До їхнього складу входять: сила тяжіння, сили тяги двигунів, сили нормальної реакції опор, які передаються на літак через шасі, сили тертя та аеродинамічні сили, які залежать як від параметрів, що визначають положення літака, так і від напрямку та швидкості вітру.

При заданих параметрах, що визначають положення літака, без ускладнень може бути обчислене положення кожної його точки, в тому числі і тих точок, з яких виходять штанги шасі. Знаючи відстань від цих точок до поверхні землі, можна обчислити довжину штанги шасі у даний момент часу. Лінеаризуючи вирази, які характеризують амортизаційні властивості шасі, можна отримати формулу, що визначає тиск літака на ґрунт:

$$N - N_0 = k(d - d_0),$$

де  $N$  та  $d$  – відповідно сила тиску на ґрунт та довжина штанги шасі; значення  $N_0, d_0$  та коефіцієнта пропорційності  $k$  визначаються технічними характеристиками даного конкретного шасі.

Сила тертя між опорами літака та землею розкладається на дві складові: складова у напрямку осі  $x$ , в якому орієнтовано колесо, та складова у перпендикулярному напрямку  $y$ . Сила опору у першому напрямку визначається силами тертя кочення:

$$F = f_1 N, \quad (8)$$

де  $f_1$  – коефіцієнт тертя кочення.

Сила опору у перпендикулярному напрямку визначається силами тертя ковзання:

$$F = f_2 N, \quad (9)$$

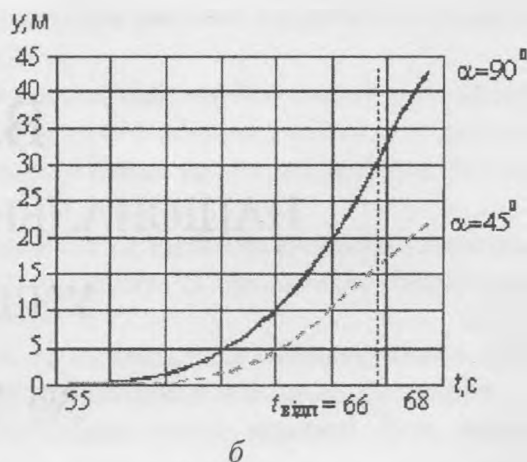
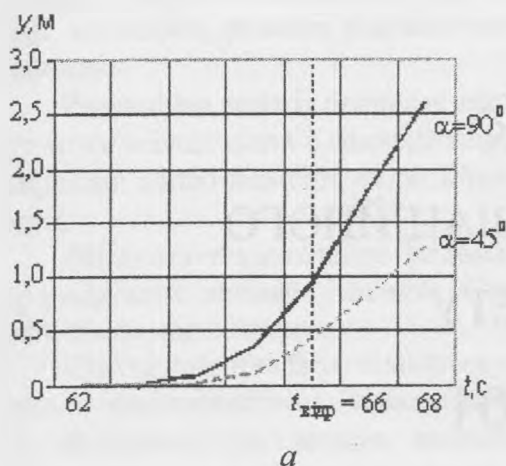
де  $f_2$  – коефіцієнт тертя ковзання.

Слід зазначити, що формули (8), (9) дають тільки максимально можливе значення сил тертя, яке може і не бути реалізованим. Наприклад, коли літак стоїть нерухомо, то сили тертя досягають такого значення, щоб утримувати літак у нерухомому стані.

Аеродинамічні сили визначаються за спрощеною методикою так, як це показано в роботі [3]. Наприклад, якщо відомо, що швидкість відриву літака від землі дорівнює  $V$ , то при такій швидкості підйомна сила врівноважує вагу літака  $F=P$ . Для проміжних значень швидкості  $v$  підйомна сила визначається екстраполяцією  $F=P v / V$ . Рух літака розглядався при різних значеннях величини і напрямку вектора швидкості вітру та різних значеннях коефіцієнтів тертя кочення і тертя ковзання. Досліджувалась ситуація, при якій літак може викотитися за межі ЗПС. На графіках зображено залежності зміщення координати  $y$  від часу.

Для заданих коефіцієнтів тертя кочення і тертя ковзання  $f_{\text{коч}} = 0,1$ ;  $f_{\text{ковз}} = 0,8$  і при  $v_{\text{віт}} = 10$  м/с,  $v_{\text{віт}} = 30$  м/с,  $\alpha = 45^\circ$ ,  $\alpha = 90^\circ$  зміщення по осі  $y$  при наявності вітру заданої величини має помітні значення лише після моменту відриву літака від землі, тобто після повного зникнення сил тертя.

Але при несприятливих умовах (наявність криги, машинного масла, вологи на ЗПС тощо) можливе різке зменшення коефіцієнтів тертя кочення та тертя ковзання. Такий випадок і розглянуто в роботі. Результати зображені на рисунку для  $f_{\text{коч}} = 0,025$ ;  $f_{\text{ковз}} = 0,2$  при  $v_{\text{віт}} = 10 \text{ м/с}$  та  $v_{\text{віт}} = 30 \text{ м/с}$ ,  $\alpha = 45^\circ$  та  $\alpha = 90^\circ$ . З графіків видно, що зміщення по осі  $y$  починається значно раніше, ніж літак відривається від землі. На момент зльоту таке зміщення може перевищувати 20 м (див. рисунок, б), що виходить за межі ЗПС. Така ситуація призвела б до аварії.



Відхилення траєкторії при  $v_{\text{віт}} = 10 \text{ м/с}$  (а) і при  $v_{\text{віт}} = 30 \text{ м/с}$  (б)

Аналіз результатів обчислень розглянутих випадків показує, що за нормальних умов на етапі зльоту літак рухається без помітних відхилень від заданої траєкторії. За несприятливих умов можливе значне відхилення траєкторії руху від заданої і викочування літака за межі ЗПС.

### Список літератури

1. *Финадорин Г.А.* Управление безопасностью полетов парка воздушных судов // Обеспечение безопасности полетов при летной эксплуатации воздушных судов: Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1993. – С. 35–40.
2. *Козин Р.В.* Программа расчета взлетных характеристик самолета с учетом движения его вокруг центра тяжести. – М.: ЦАГИ, 1977. – 44 с.
3. *Котик М.Г.* Динамика взлета и посадки самолетов. – М.: Машиностроение, 1985. – 320 с.
4. *Санников В.А., Ермаков В.В.* Особенности математического моделирования движения самолета по ВПП // Проблемы полета самолета гражданской авиации при заходе на посадку в сложных метеоусловиях: Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1984. – С. 3–8.
5. *Бобылев А.В., Титовский И.Н.* Математическое моделирование автоматической посадки неманевренных самолетов в условиях экстремальных сдвигов горизонтального ветра // Тр. ЦАГИ. – Вып. 2183. – М.: ЦАГИ. – 1982. – С. 3–9.
6. *Петренко В.Л., Сухарников Ю.В., Ударцев Е.П.* Моделирование инженерных задач летной эксплуатации воздушных судов на ЭВМ: Учеб. пособие. – К.: КИИГА, 1988. – 100 с.

Стаття надійшла до редакції 27 листопада 2000 року.