

– дослідження особливостей практичної аеродинаміки літака на критичному режимі, раціональної техніки пілотування;

– визначення шляхів підвищення безпеки польоту.

Подана схема є загальною і залежно від конкретних умов і обставин може змінюватися. Проте це може призвести до більш швидкого успіху під час розробки не формалізованої, а логічно обгрунтованої математичної моделі літака на критичному режимі, що не тільки дозволяє відтворювати цей режим чисельними методами, але і розкривати внутрішні причинні зв'язки його, що породжують, і в такий спосіб визначати реальні шляхи удосконалювання літака.

### Список літератури

1. Васильченко К.К., Пахненко В.Л. Особенности идентификации критических режимов полета самолета по материалам летных испытаний // Материалы II НТК ЛИИ. – 1983. – 7. – Жуковский. – С. 42.
2. Белоцерковский С.М. О создании математической модели летного аппарата и экспериментальной проверки ее достоверности // Проблемы механики и теплообмена в космической техники. – М.: Машиностроение, 1982. – С. 144.
3. Васильченко К.К., Пахненко В.Л. Оценивание структуры динамических моделей аэродинамики по данным летных испытаний // Материалы III НТК ЛИИ. – 1986. – 7. – Жуковский. – С. 75.
4. Гоман М.Г., Столяров Г.И. Описание продольных аэродинамических характеристик самолета на больших углах атаки с учетом динамических эффектов отрывного обтекания. – М., 1990. (Препринт ЦАГИ, №9). – 56 с.
5. Касьянов В.А., Ударцев Е.П. Определение характеристик воздушных судов методами идентификации. – М.: Машиностроение, 1988. – 169 с.

Стаття надійшла до редакції 30.03.02.

УДК 629.736.072.8; 681.3

**В.В. Кабанячий**, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.,  
**Д.О. Сотніков**, д-р техн. наук, голов. наук. співроб.

### ІМІТАЦІЯ ТРЯСІНЬ ТА ВІБРАЦІЙ НА АВІАЦІЙНИХ ТРЕНАЖЕРАХ

*Наведено способи імітації на авіаційних тренажерах найважливіших трясінь та вібрацій літальних апаратів під час руху на критичних кутах атаки, по землі, відхиленні інтерцепторів від носового стояка шасі та двигунів.*

**Вступ.** Трясіння і вібрація надають пілотові дуже важливу попереджувальну акселераційну інформацію про рух та функціонування систем літального апарата (ЛА). Імітація трясінь і вібрації на авіаційних тренажерах (АТ) має велике значення для формування правильної техніки пілотування.

При імітації трясінь і вібрації, по-перше, імітатор динаміки польоту АТ обчислює лише кінематичні параметри руху центра мас ЛА без високочастотних складових рухів елементів конструкції. По-друге, наявні математичні моделі описують ЛА лише як тверде тіло і не враховують жорсткість його конструкції та відсутні математичні моделі, які адекватно описують аеродинамічні трясіння, вібрації двигунів, гвинтів тощо. Тому для імітації трясінь і вібрації на АТ використовують імітаційний підхід. Він полягає у синтезі керування, яке залежно від тих чи інших чинників формує рух кабіни АТ з такою ж формою коливаний, з тими ж частотами й амплітудами, як і кабіни ЛА при тих самих умовах. Найважливішими трясіннями і вібраціями, що виникають у польоті, є трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки, по землі, відхиленні інтерцепторів, від носового стояка шасі та двигунів.

**Імітація трясінь під час руху ЛА на критичних кутах атаки.** При досягненні ЛА близьких до допустимого кутів атаки на поверхні крил виникають місцеві відриви повітряного потоку. Це призводить до появи трясіння ЛА. Зі збільшенням кута атаки збільшуються як об-

ласть зривного обтікання, так і амплітуда трясіння. Таким чином, аеродинамічне трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки – це корельоване збурення, що інформує пілота про такі важливі поточні умови польоту, як кут атаки й повітряна швидкість, а також попереджають пілота про політ на межі звалювання.

Для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки синтезують знакозмінний керуючий сигнал з постійною частотою й амплітудою, залежною від кута атаки. Час зміни знака керуючого сигналу дорівнює нулю на початку польотів на АТ ( $t = 0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знака керуючого сигналу ( $t < t_\alpha$ ), і змінюється при досягненні часу зміни знака керуючого сигналу ( $t \geq t_\alpha$ ):

$$t_\alpha = \begin{cases} 0 & t = 0; \\ t_\alpha & t < t_\alpha; \\ t + \Delta t_\alpha & t \geq t_\alpha, \end{cases}$$

де  $t_\alpha$  – час зміни знака керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки;  $t$  – поточний час;  $\Delta t_\alpha$  – інтервал часу, протягом якого знак керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки залишається незмінним.

Знак керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки позитивний на початку польотів на АТ ( $t = 0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t < t_\alpha$ ), і змінює свій знак на протилежний при досягненні часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t \geq t_\alpha$ ):

$$\lambda_\alpha = \begin{cases} 1 & t = 0; \\ \lambda_\alpha & t < t_\alpha; \\ -\lambda_\alpha & t \geq t_\alpha, \end{cases}$$

де  $\lambda_\alpha$  – знак керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки.

Амплітуда керуючого сигналу залежить від кута атаки й обмежується для виключення надто різких рухів динамічного стенда:

$$A_\alpha = \begin{cases} 0 & \alpha - \alpha_{\text{доп}} + \Delta\alpha_n \leq 0; \\ \alpha - \alpha_{\text{доп}} + \Delta\alpha_n & 0 < \alpha - \alpha_{\text{доп}} + \Delta\alpha_n < A_{\alpha \text{max}}; \\ A_{\alpha \text{max}} & \alpha - \alpha_{\text{доп}} + \Delta\alpha_n \geq A_{\alpha \text{max}}, \end{cases}$$

де  $A_\alpha$ ,  $A_{\alpha \text{max}}$  – відповідно амплітуда і максимальна амплітуда керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки;  $\alpha$ ,  $\alpha_{\text{доп}}$  – відповідно кут атаки і допустимий кут атаки ЛА;  $\Delta\alpha_n$  – приріст кута атаки ЛА, який дозволяє враховувати, що трясіння ЛА з'являється на кутах атаки  $\alpha$ , менших за допустимий  $\alpha_{\text{доп}}$  на величину  $\Delta\alpha_n$ .

Керуючий сигнал для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки розраховують за формулою

$$u_\alpha = A_\alpha \lambda_\alpha a_v,$$

де  $u_\alpha$  – керуючий сигнал для імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки;  $a_v$  – коефіцієнт, що враховує вплив швидкості гідроциліндрів на амплітуду трясіння.

Цей вплив обумовлений тим, що при певній швидкості гідроциліндрів відбувається самочинне збільшення амплітуди трясіння:

$$a_v = \begin{cases} 1 & |v_{\text{rmax}}| \leq \bar{v}_r; \\ \bar{a}_v & |v_{\text{rmax}}| > \bar{v}_r, \end{cases}$$

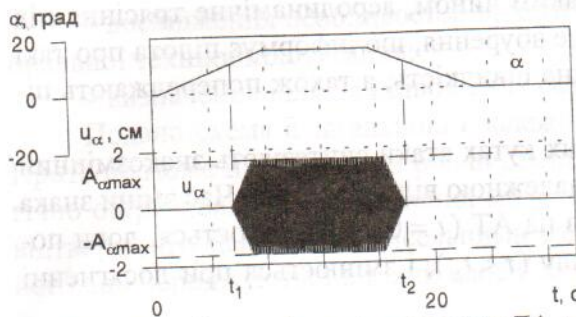


Рис.1. Імітація трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки

де  $\bar{a}_v$  – коефіцієнт, що враховує зміну амплітуди трясіння при досягненні  $\bar{v}_r$ ;  $v_{rmax} = \max\{v_{rk}, k = \overline{1,6}\}$  – максимальна швидкість гідроциліндрів динамічного стенда;  $\bar{v}_r$  – швидкість гідроциліндрів, на якій відбувається збільшення амплітуди трясіння.

Приклад імітації трясіння під час руху ЛА на критичних кутах атаки наведено на рис. 1. Точки часу початку  $t_1$  і завершення імітації трясіння  $t_2$  відповідають досягненню кута атаки, на якому виникає (при зростанні кутів атаки) чи зникає (при зменшенні кутів атаки) трясіння.

**Імітація трясіння під час руху ЛА по землі.** Під час руху ЛА по землі виникає трясіння, обумовлене перетином колесами шасі стиків плит та нерівностями поверхні злітної смуги. Це трясіння є корельованим збуренням, що інформує пілота про рух ЛА по землі та швидкість цього руху.

Для імітації трясіння під час руху ЛА по землі використовують імітаційну модель, що відображає залежність амплітуди й частоти трясіння від швидкості руху ЛА, обтиснення стояків шасі й розмірів плит злітної смуги.

Амплітуда керуючого сигналу для імітації цього трясіння містить дві складові. Перша складова залежить від обтиснення стояків шасі та швидкості гідроциліндрів:

$$A_c = \begin{cases} a_n a_v |h_n \geq \varepsilon_h; \\ a_o a_v |h_n < \varepsilon_h, h_o \geq \varepsilon_h; \\ 0 & |h_n < \varepsilon_h, h_o < \varepsilon_h, \end{cases}$$

де  $A_c$  – складова амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі, що залежить від обтиснення стояків шасі та швидкості гідроциліндрів;  $a_n$ ,  $a_o$  – відповідно складові амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі, що залежать від обтиснення носового та основного стояків;  $h_o$ ,  $h_n$  – відповідно обтиснення основного та носового стояків шасі;  $\varepsilon_h$  – нульове обтиснення стояка шасі.

Друга складова амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі залежить від часу й швидкості ЛА:

$$A_n = \begin{cases} \Delta a_t \tau_{ав} | \tau_{ав} \leq T_{ав}; \\ a_{ав} | \tau_{ав} > T_{ав}; \\ a_{ав} - \Delta a_{ра} (v_{ав} - v) | v_{тр} < v \leq v_{ав}; \\ a_{тр} - \Delta a_{оп} (v_{тр} - v) | v_{оп} < v \leq v_{тр}; \\ a_{оп} - \Delta a_v (v_{оп} - v) | 0 \leq v \leq v_{оп}, \end{cases}$$

де  $A_n$  – складова амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі, що залежить від часу й швидкості руху ЛА;  $\Delta a_t$  – похідна за часом складової амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі на етапі автономності за швидкістю:

$$\Delta a_t = \frac{a_{ав}}{T_{ав}};$$

$a_{ав}$  – складова амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі на етапі автономності за швидкістю;  $T_{ав}$  – тривалість керування, у межах якої амплітуда керуючого сигналу зростає від нульової до автономної;  $\tau_{ав}$  – поточний час керування для імітації трясіння під час руху ЛА по землі, що дорівнює нулю при необтиснених стояках шасі ( $h_n < \varepsilon_h$ ,

$h_o < \varepsilon_h$ ) та доки не досягнута швидкість ЛА, на якій починає сприйматися трясіння ( $v < v_T$ ), змінюється, якщо стояки обтиснені, швидкість ЛА перевищує швидкість руху, на якій починає сприйматися трясіння, і поточний час менше тривалості керування ( $h_n \geq \varepsilon_h$ ,  $v \geq v_T$ ,  $\tau_{ав} < T_{ав}$ ;  $h_o \geq \varepsilon_h$ ,  $v \geq v_T$ ,  $\tau_{ав} < T_{ав}$ ) та залишається незмінним і дорівнює тривалості керування, якщо поточний час досяг тривалості керування ( $\tau_{ав} \geq T_{ав}$ ):

$$\tau_{ав} = \begin{cases} 0 & \left| \begin{array}{l} h_n < \varepsilon_h, h_o < \varepsilon_h; \\ v < v_T; \end{array} \right. \\ T_{ав} & \left| \begin{array}{l} \tau_{ав} \geq T_{ав}; \end{array} \right. \\ \tau_{ав} + h_t & \left| \begin{array}{l} h_n \geq \varepsilon_h, v \geq v_T, \tau_{ав} < T_{ав}; \\ h_o \geq \varepsilon_h, v \geq v_T, \tau_{ав} < T_{ав}, \end{array} \right. \end{cases}$$

$h_t$  – цикл імітатора акселераційних діянь;  $v$  – швидкість ЛА;  $v_T$  – швидкість руху ЛА, на якій починає сприйматися трясіння;  $\Delta a_{ра}$  – похідна за швидкістю амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі на етапі зміни швидкості від резонансної до автономної:

$$\Delta a_{ра} = \frac{a_{ав} - a_{тр}}{v_{ав} - v_{тр}},$$

$a_{тр}$  – складова амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі на швидкості технічного резонансу;  $v_{ав}$  – автономна швидкість;  $v_{тр}$  – швидкість технічного резонансу;  $\Delta a_{ор}$  – похідна за швидкістю амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі на етапі зміни швидкості від білярезонансної до резонансної:

$$\Delta a_{ор} = \frac{a_{тр} - a_{ор}}{v_{тр} - v_{ор}},$$

$a_{ор}$  – складова амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі на білярезонансній швидкості;  $v_{ор}$  – білярезонансна швидкість;  $\Delta a_v$  – похідна за швидкістю амплітуди керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі на етапі зміни швидкості від нуля до білярезонансної

$$\Delta a_v = \frac{a_{ор}}{v_{ор}}.$$

Керуючий сигнал для імітації трясіння під час руху ЛА по землі складається з регулярної та випадкової складових. Регулярна складова обумовлена перетином колесами шасі стиків плит і обчислюється за формулою:

$$F_p = \begin{cases} a_{ст} & | s_n = 0; \\ a_{пл} & | L_n \geq s_n > 0, \end{cases}$$

де  $F_p$  – регулярна складова керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі;  $a_{ст}$ ,  $a_{пл}$  – відповідно регулярна складова керуючого сигналу для імітації трясіння при перетині колесами шасі стиків плит і під час руху коліс шасі по плиті злітної смуги;  $s_n$  – відстань, пройдена колесами шасі від останнього стику плит злітної смуги

$$s_n = \begin{cases} 0 & | t = 0; \\ s_n \geq L_n; \\ s_n + h_t v & | s_n < L_n, \end{cases}$$

де  $L_n$  – довжина плити злітної смуги.

Випадкову складову керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі обчислюють за формулою

$$F_B = \begin{cases} F_{\text{вmax}} & a_B f_B \geq F_{\text{вmax}}; \\ a_B f_B & -F_{\text{вmax}} < a_B f_B < F_{\text{вmax}}; \\ -F_{\text{вmax}} & a_B f_B \leq -F_{\text{вmax}}, \end{cases}$$

де  $F_B$ ,  $F_{\text{вmax}}$  – відповідно випадкова складова керуючого сигналу для імітації трясіння під час руху ЛА по землі та її граничне значення;  $f_B$  – функція випадкового процесу;  $a_B$  – коефіцієнт масштабування функції випадкового процесу.

Керуючий сигнал для імітації трясіння під час руху ЛА по землі обчислюють за формулою:

$$u_T = \begin{cases} A_c A_n (F_n + F_B) & \begin{cases} h_n \geq \varepsilon_h, v \geq v_T; \\ h_o \geq \varepsilon_h, v \geq v_T; \\ h_n < \varepsilon_h, h_o < \varepsilon_h; \\ v < v_T, \end{cases} \\ 0 & \end{cases}$$

де  $u_T$  – керуючий сигнал для імітації трясіння під час руху ЛА по землі.

Приклад імітації трясіння під час руху ЛА по землі наведено на рис. 2. У час  $t=0$  ЛА починає рух по злітній смузі ( $v=0$ ,  $h_o \geq \varepsilon_h$ ). На інтервалі від  $t=0$  до  $t_1$  ЛА рухається по злітній смузі ( $0 \leq v \leq v_{\text{зл}}$ ,  $h_o \geq \varepsilon_h$ ). У час  $t_1$  ЛА досяг швидкості зльоту і злетів ( $v=v_{\text{зл}}$ ,  $h_o < \varepsilon_h$ ). На інтервалі від  $t_1$  до  $t_2$  ЛА рухається у повітрі ( $v > v_{\text{зл}}$ ,  $h_o < \varepsilon_h$ ). У час  $t_2$  ЛА торкнувся злітної смуги ( $v=v_{\text{зл}}$ ,  $h_o \geq \varepsilon_h$ ). На інтервалі від  $t_2$  до  $t=30$  с ЛА рухається по злітній смузі ( $0 \leq v \leq v_{\text{зл}}$ ,  $h_o \geq \varepsilon_h$ ). У час  $t=30$  с ЛА зупинився ( $v=0$ ,  $h_o \geq \varepsilon_h$ ). Як видно з рисунку, на інтервалах від  $t=0$  до  $t_1$  і від  $t_2$  до  $t=30$  с імітується рух ЛА по злітній смузі.

**Імітація аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі.** У польоті випущений носовий стояк шасі збуджує повітряний потік, що набігає. Це призводить до появи сприйманого пілотом аеродинамічного трясіння, яке є корельованим збуренням, що інформує пілота про випущене шасі.

Для імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі синтезується знаковмінний керуючий сигнал постійної частоти. Час зміни знака керуючого сигналу дорівнює нулю на початку польотів на АТ ( $t=0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знака керуючого сигналу ( $t < t_{\text{см}}$ ), і змінюється при досягненні часу зміни знака керуючого сигналу ( $t \geq t_{\text{см}}$ ):

$$t_{\text{см}} = \begin{cases} 0 & t = 0; \\ t_{\text{см}} & t < t_{\text{см}}; \\ t + \Delta t_{\text{см}} & t \geq t_{\text{см}}, \end{cases}$$

де  $t_{\text{см}}$  – час зміни знаку керуючого сигналу для імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі;  $\Delta t_{\text{см}}$  – інтервал часу, протягом якого знак керуючого сигналу для імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі залишається незмінним.

Знак керуючого сигналу для імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі позитивний на початку польотів на АТ ( $t=0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t < t_{\text{см}}$ ) і змінює свій знак на протилежний при досягненні часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t \geq t_{\text{см}}$ ):

$$\lambda_{\text{см}} = \begin{cases} 1 & t = 0; \\ \lambda_{\text{см}} & t < t_{\text{см}}; \\ -\lambda_{\text{см}} & t \geq t_{\text{см}}, \end{cases}$$

де  $\lambda_{\text{см}}$  – знак керуючого сигналу для імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі.

Керуючий сигнал для імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі дорівнює нулю (трясіння не імітується), якщо ЛА рухається по землі ( $H \leq H_0$ ) або ЛА рухається у повітрі, але кут положення стояка шасі менше кута, на якому з'являється сприймане аеродинамічне трясіння ( $H > H_0, \varphi_{ш} < \varphi_{шт}$ ), і обчислюється за формулою, якщо ЛА рухається у повітрі та кут положення стояка шасі більший кута, на якому з'являється сприймане аеродинамічне трясіння ( $H > H_0, \varphi_{ш} \geq \varphi_{шт}$ ):

$$u_{сш} = \begin{cases} 0 & H \leq H_0; \\ 0 & H > H_0, \varphi_{ш} < \varphi_{шт}; \\ A_{сш} \lambda_{сш} a_v & H > H_0, \varphi_{ш} \geq \varphi_{шт}, \end{cases}$$

де  $u_{сш}$ ,  $A_{сш}$  – відповідно керуючий сигнал і його амплітуда для імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі;  $H$  – висота польоту ЛА;  $H_0$  – висота від центру мас ЛА до поверхні злітної смуги при необчислених стояках шасі;  $\varphi_{ш}$  – кут положення носового стояка шасі;  $\varphi_{шт}$  – кут положення носового стояка шасі, на якому виникає сприймане аеродинамічне трясіння.

Приклад імітації аеродинамічного трясіння від носового стояка шасі наведено на рис. 3. Точки  $t_1$  і  $t_2$  відповідають досягненню кута положення стояка шасі, на якому з'являється сприймане аеродинамічне трясіння. Відповідно в час  $t_1$  завершується імітуватися трясіння, а в час  $t_2$  імітація починається.

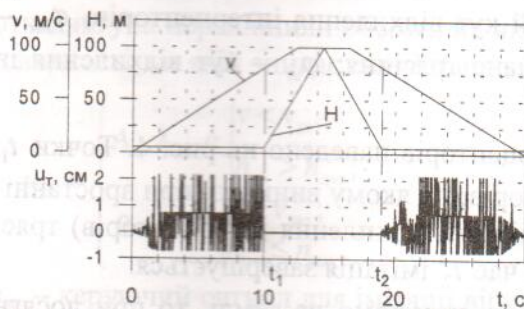


Рис. 2. Імітація трясіння під час руху ЛА по землі

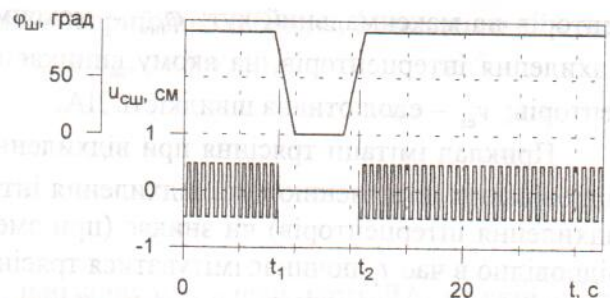


Рис. 3. Імітація трясіння від носового стояка шасі

**Імітація трясіння при відхиленні інтерцепторів.** У польоті відхилення інтерцепторів збурює повітряний потік, що призводить до появи сприйманого трясіння. Це трясіння є корельованим збуренням, що інформує пілота про положення інтерцепторів у повітряному потоці та рух ЛА по землі з гальмуванням.

Для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів синтезують знакозмінний керуючий сигнал, амплітуда якого пропорційна куту відхилення інтерцепторів. Час зміни знаку керуючого сигналу дорівнює нулю на початку польотів на АТ ( $t = 0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t < t_{ін}$ ), і змінюється при досягненні часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t \geq t_{ін}$ ):

$$t_{ін} = \begin{cases} 0 & t = 0; \\ t_{ін} & t > t_{ін}; \\ t + \Delta t_{ін} & t \geq t_{ін}, \end{cases}$$

де  $t_{ін}$  – час зміни знаку керуючого сигналу для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів;  $\Delta t_{ін}$  – інтервал часу, протягом якого знак керуючого сигналу для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів залишається незмінним.

Знак керуючого сигналу для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів позитивний на початку польотів на АТ ( $t = 0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t < t_{ін}$ ), і змінює свій знак на протилежний при досягненні часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t \geq t_{ін}$ ):

$$\lambda_{\text{ін}} = \begin{cases} 1 & | t = 0; \\ \lambda_{\text{ін}} & | t < t_{\text{ін}}; \\ -\lambda_{\text{ін}} & | t \geq t_{\text{ін}}, \end{cases}$$

де  $\lambda_{\text{ін}}$  – знак керуючого сигналу для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів.

Керуючий сигнал для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів дорівнює нулю, якщо кут відхилення інтерцепторів менше кута, на якому виникає сприймане трясіння, ( $\varphi_{\text{ін}} \leq \varphi_{\text{інт}}$ ) або швидкість ЛА менше швидкості, на якій виникає сприймане трясіння, ( $v \leq v_{\text{ев}}$ ), і обчислюється за формулою, якщо кут відхилення інтерцепторів перевищує кут, на якому виникає сприймане трясіння, і швидкість ЛА перевищує швидкість, на якій виникає сприймане трясіння, ( $\varphi_{\text{ін}} > \varphi_{\text{інт}}$ ,  $v > v_{\text{ев}}$ ):

$$u_{\text{ін}} = \begin{cases} \lambda_{\text{ін}} \left[ A_{\text{ін}} + \frac{A_{\text{інм}} - A_{\text{ін}}}{\varphi_{\text{інм}} - \varphi_{\text{інт}}} (\varphi_{\text{ін}} - \varphi_{\text{інт}}) \right] & | v > v_{\text{ев}}, \varphi_{\text{ін}} > \varphi_{\text{інт}}; \\ 0 & | v \leq v_{\text{ев}}; \\ & | \varphi_{\text{ін}} \leq \varphi_{\text{інт}}, \end{cases}$$

де  $u_{\text{ін}}$ ,  $A_{\text{ін}}$  – відповідно керуючий сигнал і його амплітуда для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів;  $A_{\text{інм}}$  – амплітуда керуючого сигналу для імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів на максимальний кут;  $\varphi_{\text{інм}}$  – максимальний кут відхилення інтерцепторів;  $\varphi_{\text{інт}}$  – кут відхилення інтерцепторів, на якому виникає сприймане трясіння;  $\varphi_{\text{ін}}$  – кут відхилення інтерцепторів;  $v_{\text{ев}}$  – еволютивна швидкість ЛА.

Приклад імітації трясіння при відхиленні інтерцепторів наведено на рис. 4. Точки  $t_1$  і  $t_2$  відповідають досягненню кута відхилення інтерцепторів, на якому виникає (при зростанні кута відхилення інтерцепторів) чи зникає (при зменшенні кута відхилення інтерцепторів) трясіння. Відповідно в час  $t_1$  починає імітуватися трясіння, а в час  $t_2$  імітація завершується.

**Імітація вібрації від двигунів.** Якщо ЛА стоїть нерухомо на землі, то при досягненні двигуном певних обертів у кабіні виникає значна вібрація, яка зникає при досягненні ЛА певної швидкості. Вібрація від двигунів у кабіні при нерухомому положенні ЛА може бути настільки значною, що може заважати сприйняттю приладової інформації. Ця вібрація є корельованим збуренням, що інформує пілота про обертоти двигунів і нерухоме положення ЛА.

Для імітації вібрації від двигунів синтезують знаковмінний керуючий сигнал. Час зміни знаку керуючого сигналу дорівнює нулю на початку польотів на АТ ( $t = 0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t < t_{\text{дв}}$ ), і змінюється при досягненні часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t \geq t_{\text{дв}}$ ):

$$t_{\text{дв}} = \begin{cases} 0 & | t = 0; \\ t_{\text{дв}} & | t < t_{\text{дв}}; \\ t + \Delta t_{\text{дв}} & | t \geq t_{\text{дв}}, \end{cases}$$

де  $t_{\text{дв}}$  – час зміни знаку керуючого сигналу для імітації вібрації від двигунів;  $\Delta t_{\text{дв}}$  – інтервал часу, протягом якого знак керуючого сигналу для імітації вібрації від двигунів залишається незмінним.

Знак керуючого сигналу для імітації вібрації від двигунів позитивний на початку польотів на АТ ( $t = 0$ ), не змінюється, доки поточний час не досяг часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t < t_{\text{дв}}$ ), і змінює свій знак на протилежний при досягненні часу зміни знаку керуючого сигналу ( $t \geq t_{\text{дв}}$ ):

$$\lambda_{дв} = \begin{cases} 1 & | t = 0; \\ \lambda_{дв} & | t < t_{дв}; \\ -\lambda_{дв} & | t \geq t_{дв}, \end{cases}$$

де  $\lambda_{дв}$  – знак керуючого сигналу для імітації вібрації від двигунів.

Амплітуду керуючого сигналу для імітації вібрації від двигунів розраховують як вихідний сигнал фільтра низьких частот другого порядку:

$$\ddot{A}_{дв} = b_{дв0}(A_{двв} - A_{дв}) - b_{дв1}\dot{A}_{дв},$$

де  $\ddot{A}_{дв}$ ,  $\dot{A}_{дв}$ ,  $A_{двв}$ ,  $A_{дв}$ ,  $b_{дв0}$ ,  $b_{дв1}$  – відповідно друга і перша похідні, вхідний і вихідний сигнали, коефіцієнти фільтра низьких частот другого порядку для імітації вібрації від двигунів:

$$[b_{дв0}, b_{дв1}] = \left[ \frac{6}{\Delta T_{дв}^2}; \frac{4}{\Delta T_{дв}} \right],$$

$\Delta T_{дв}$  – стала фільтра низьких частот другого порядку для імітації вібрації від двигунів.

Керуючий сигнал для імітації вібрації від двигунів дорівнює нулю, якщо оберти двигуна менше обертів, на яких виникає сприймана вібрація, ( $n_{дв} \leq n_{двт}$ ), або швидкість ЛА перевищує швидкість, на якій зникає сприймана вібрація, ( $v \geq v_{двт}$ ), і обчислюється за формулою, якщо оберти двигуна перевищили оберти, на яких виникає сприймана вібрація, і швидкість ЛА менше швидкості, на якій зникає сприймана вібрація ( $n_{дв} > n_{двт}$ ,  $v < v_{двт}$ ):

$$u_{дв} = \begin{cases} A_{дв} \lambda_{дв} a_v & | v < v_{двт}; \\ & | n_{дв} > n_{двт}; \\ 0 & | v \geq v_{двт}; \\ & | n_{дв} \leq n_{двт}, \end{cases}$$

де  $u_{дв}$  – керуючий сигнал для імітації вібрації від двигунів;  $v_{двт}$  – швидкість ЛА, на якій зникає вібрації від двигунів;  $n_{дв}$  – оберти двигуна;  $n_{двт}$  – оберти двигуна, на яких виникає сприймана вібрація.

Приклад імітації вібрації від двигунів наведено на рис. 5. Точки  $t_1$  і  $t_2$  відповідають стоянці ЛА на землі та досягненню обертів двигуна, на яких виникає (при зростанні обертів) чи зникає (при зменшенні обертів) сприймана вібрація, а точки  $t_3$  і  $t_4$  – досягненню обертів двигуна, на яких виникає сприймана вібрація, і досягненню швидкості ЛА, на якій зникає сприймана вібрація. Відповідно в часи  $t_1$  і  $t_3$  починає імітуватися вібрація, а в часи  $t_2$  й  $t_4$  імітація завершується.

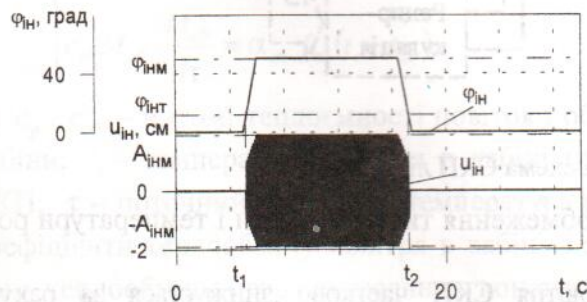


Рис. 4. Імітація трясіння при відхиленні інтерцепторів

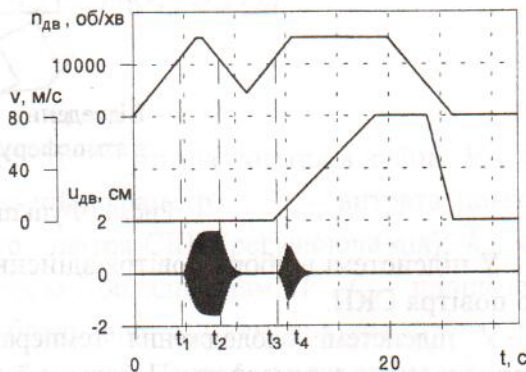


Рис. 5. Імітація трясіння від двигунів



**Висновок.** Реалізація наведених способів імітації трясіння й вібрації під час руху ЛА на критичних кутах атаки, по землі, відхиленні інтерцепторів від носового стояка шасі, та двигунів в імітаторах акселераційних діянь тренажерів літаків Іл-96-300, Ту-204 [1] та Ан-74ТК-200 [2] показала їх високу ефективність і була позитивно оцінена пілотами.

### Список літератури

1. Сотников Д.А., Кабанячий В.В. Программная реализация в цифровом варианте циклического закона управления (ЦЗУ-6) шестистепенным динамическим стендом в составе авиационных тренажеров неманевренных самолетов Ту-204, Ил-96-300. Утв. зам. начальника ГлавНТУ МГА. – М.: 1989. – 163 с.
2. Исследования ДС6-1,5 и реализация ЦЗУ в составе имитатора акселерационных воздействий ИПС-74ТК-200: Отчет о НИР/ КИИГА; Д.А. Сотников, В.В. Кабанячий и др. №ГР 0195U025224. Коммерческие секреты. – К., 1998. – 130 с.

Стаття надійшла до редакції 10.04.02.

УДК 629.7.048.7:629.048.3

О.І. Хлистун, канд. техн. наук, доц.

## КАБИНА ПОВІТРЯНОГО СУДНА ЯК РЕГУЛЬОВАНИЙ ОБ'ЄКТ ЗА ТЕМПЕРАТУРОЮ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ КОНДИЦІОНУВАННЯ ПОВІТРЯ

*Розглянуто кабину повітряного судна у вигляді двох послідовно увімкнених аперіодичних кілець першого порядку, враховуючи акумулюючу дію повітря і обладнання в ній, і кільця диференціального типу. Для кабіни як регульованого об'єкта за температурою в ній отримано передаточні функції за регулюючою і збурюючою діями.*

**Вступ.** У системах кондиціонування повітря (СКП) повітряного циклу можуть бути вирізані підсистеми, пов'язані одна з іншою, як вказано на рис. 1. Підсистеми взаємодіють з двигуном, атмосферним повітрям, який використовується для охолодження, і кабіною повітряного судна (ПС).

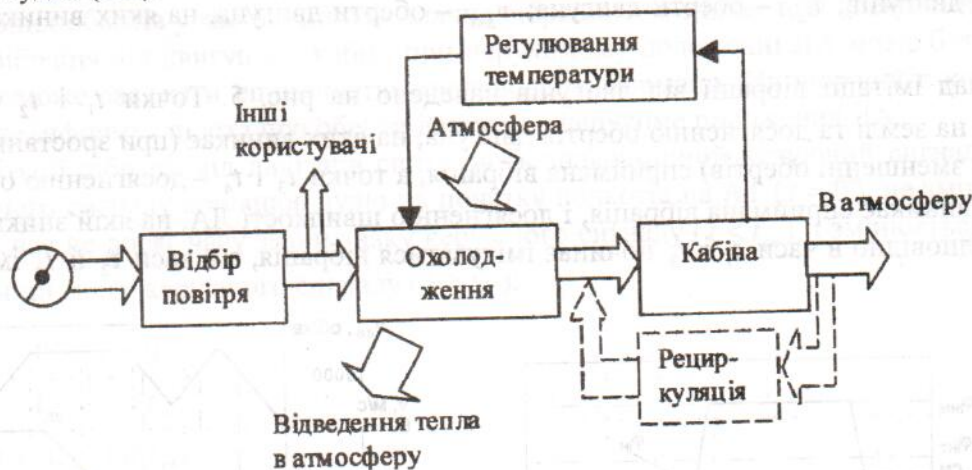


Рис. 1. Функціональна схема СКП літака

У підсистемі відбору повітря здійснюється обмеження тиску, витрати і температури робочого повітря СКП.

У підсистемі охолодження температура повітря СКП частково знижується за рахунок відведення тепла в атмосферу. Подальше її зниження здійснюється в результаті розширення повітря на турбіні. Максимальна холодопродуктивність СКП отримується при проходженні всього робочого повітря через турбіну. Регулювання холодопродуктивності СКП, або робота її на обігрів, забезпечу-