

УДК 629.735.33(621.6.054+621.226).00124

М.А. Подригало¹, О.В. Соловійов², В.М. Краснокутський³¹Харківський національний автомобільно-дорожній університет, Харків²Чугуївський авіаремонтний завод, Чугуїв³Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків**ДИНАМІЧНА СТАБІЛІЗАЦІЯ КУРСОВОГО КУТА ПРИ ПРОБІГУ ЛІТАКА**

Розглянуто природу появи збурюючого моменту обумовленого нерівномірністю сил гальмування на головних колесах літака. Для динамічної стабілізації курсового кута літака необхідно створити імпульс стабілізуючого моменту, величина якого визначена в розглянутій статті.

курсний кут, шляхова стійкість, флюгерна стійкість, збурюючий момент, стабілізуючий момент

Вступ

Забезпечення шляхової і флюгерної стійкості літака під час пробігу має важливе значення. Причиною зносу літака може бути нерівність сил гальмування на головних колесах, сила удару колеса, що котиться, об яку-небудь перешкоду, нерівність сил тяги двигунів й ін. [1]. Крім шляхової, має значення й флюгерна стійкість літака [1], що проявляється при бічному вітрі й посадці літака зі зносом.

Аналіз літератури. Динамічній стабілізації курсового кута автотранспортних засобів присвячені роботи [2, 3]. Для автомобілів, які оснащені антиблокувальними системами (АБС), використання систем динамічної стабілізації при гальмуванні неактуальна, тому що блокування коліс не відбувається. У літака, що має два головних колеса, обладнаних гальмами й противо-блокувальними пристроями (ПБП), можлива поява моменту, що розвертає.

У відомій літературі [1] відсутні рекомендації з динамічної стабілізації літака в процесі пробігу.

Постановка завдання. Метою дослідження є підвищення шляхової стійкості літака під час пробігу, за рахунок динамічної стабілізації курсового кута. Для досягнення зазначеної мети необхідно вирішити наступні завдання:

– визначити збурюючий момент який обумовлений нерівномірністю сил гальмування на головних колесах;

– визначити величину імпульсу стабілізуючого моменту.

Основна частина

При гальмуванні головних коліс у процесі пробігу літака працює ПБП. Допускаючи, що коефіцієнти зчеплення f_3 головних коліс із опорною поверхнею ЗПС однакові на лівому і правому колесах, можливо припустити, що момент, що повертає, обумовлений різницею сил гальмування, відсутній. Однак момент, що повертає ($M_{пов.}$) може виникнути за рахунок різниці гальмових сил, які виникають на го-

ловних колесах, у початковий момент пробігу літака, на етапі збільшення гальмових сил від нуля до максимального значення, обумовленого умовами зчеплення коліс із опорною поверхнею. Різниця гальмових сил або різниця гальмових моментів може виникнути внаслідок різниці $\Delta\mu$ коефіцієнтів тертя μ_l й μ_p на лівому і правому колесах. Слід зазначити також, що коефіцієнти μ_l й μ_p є ефективними («сприйнятими») або наведеними, оскільки враховують вплив розподілу контактних тисків уздовж поверхні тертя й між різними поверхнями тертя (наприклад, у багатодискового гальмового механізму літака Л-39).

Для визначення моменту, що повертає, розглянемо схему сил, які діють на літак під час пробігу (рис. 1).

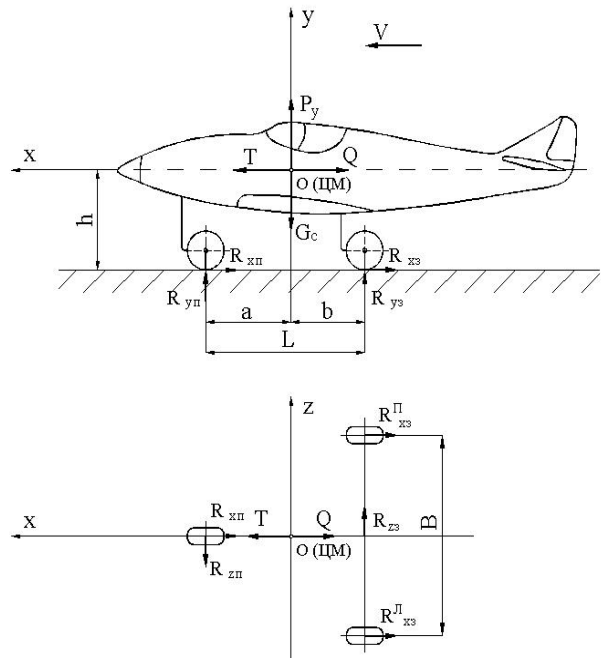


Рис. 1. Схема сил, що діють на літак під час пробігу й нерівномірності сил гальмування на головних колесах

$$M_{пов} = \frac{B}{2} \cdot (R_{X3}^l - R_{X3}^p), \quad (1)$$

де R_{X3}^I, R_{X3}^II – дотичні реакції на лівому і правому головних колесах літака, обумовлені дією гальмових моментів,

$$R_{X3}^I = \frac{M_{TЛ}}{r_3}; \quad (2)$$

$$R_{X3}^II = \frac{M_{TП}}{r_3}; \quad (3)$$

де $M_{TЛ}; M_{TП}$ – гальмові моменти на лівому і правому колесах.

У роботі [4] запропоноване узагальнене рівняння гальмового моменту, що встановлює зв'язок між гальмовими моментами, конструктивними параметрами й привідними силами для будь-яких типів гальмових механізмів (стрічкових, барабанних або дискових)

$$M_T = P_{пр} \cdot R_r \cdot Q_1 \times [\exp(Q_2 \cdot \mu \cdot (1 - Q_3)) - \exp(-Q_2 \cdot \mu \cdot Q_3)], \quad (4)$$

де Q_1, Q_2 – коефіцієнти, що залежать від типу гальмового механізму;

Q_3 – коефіцієнт, що залежить від знаку коефіцієнта зворотного зв'язку в гальмовому механізмі; при позитивній серводії $Q_3 = 0$, а при негативному – $Q_3 = 1$;

R_r – габаритний радіус ротора гальмового механізму;

$P_{пр}$ – привідне зусилля.

Для багатодискових гальм

$$Q_1 = \frac{1}{\mu_1 \cdot (K_R + 1)}; \quad (5)$$

$$Q_2 = \mu_1 \cdot z \cdot \frac{(K_R + 1)}{2 \cdot K_R}, \quad (6)$$

де μ_1 – коефіцієнт тертя в напрямних гальмових дисків;

z – число поверхонь тертя;

K_R – співвідношення зовнішнього й внутрішнього радіусів тертя фрикційних пар,

$$K_R = \frac{R_H}{R_{ВН}}. \quad (7)$$

Багатодискові гальмові механізми володіють негативною серводією [4]. Тому для них $Q_3 = 1$ і вираження (4) буде мати такий вигляд

$$M_T = P_{пр} \cdot R_r \cdot Q_1 \cdot [1 - \exp(-Q_2 \cdot \mu)]. \quad (8)$$

Привідне зусилля $P_{пр}$ можна виразити через приводний тиск P і площу робочого гальмового циліндру $F_{рц}$.

$$P_{пр} = F_{рц} \cdot P. \quad (9)$$

У результаті численних експериментальних досліджень встановлено, що процес наростання тиску в пневматичних і гідравлічних гальмових приводах підкоряються експонентній залежності від часу.

Процес наростання тиску можна описати наступним рівнянням

$$P = P_{max} \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t}{T}\right) \right]. \quad (10)$$

де P_{max} – максимальне значення привідного тиску, при якому підключається до роботи ПБП;

t – час; T – постійна часу.

Якщо врахувати час запізнювання τ_c гальмового приводу, то вираз (10) буде мати такий вигляд:

$$P = P_{max} \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t - \tau_c}{T}\right) \right]. \quad (11)$$

Рівняння (8) з обліком (9) і (11) буде мати такий вигляд:

$$M_T = P_{max} \cdot F_{рц} \cdot R_r \cdot Q_1 \times [1 - \exp(-Q_2 \cdot \mu)] \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t - \tau_c}{T}\right) \right]. \quad (12)$$

При розходженні коефіцієнтів тертя на лівому і правому гальмах ($\Delta\mu = \mu_l - \mu_n$), отримаємо

$$M_{TЛ} = P_{max} \cdot F_{рц} \cdot R_r \cdot Q_1 \times [1 - \exp(-Q_2 \cdot \mu_l)] \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t - \tau_c}{T}\right) \right]; \quad (13)$$

$$M_{TП} = P_{max} \cdot F_{рц} \cdot R_r \cdot Q_1 \times [1 - \exp(-Q_2 \cdot (\mu_n - \Delta\mu))] \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t - \tau_c}{T}\right) \right]. \quad (14)$$

Момент, що повертає, знаходимо, підставляючи рівняння (13) і (14) в (2) і (3) відповідно, а потім, отримані вирази в співвідношення (1)

$$M_{ПОВ} = \frac{B}{2} \cdot \frac{R_r}{r_3} \cdot P_{max} \cdot F_{рц} \cdot Q_1 \times \frac{\exp(Q_2 \cdot \Delta\mu) - 1}{\exp(Q_2 \cdot \mu_l)} \cdot \left[1 - \exp\left(-\frac{t - \tau_c}{T}\right) \right]. \quad (15)$$

Рівняння динаміки обертаючого руху в площині ZOХ (рис. 1)

$$I_y \cdot \dot{\omega}_y = M_{ПОВ} - M_{СОПР}, \quad (16)$$

де I_y – момент інерції літака щодо центральної вертикальної осі;

$\dot{\omega}_y$ – кутове прискорення літака в площині ZOХ;

$M_{сопр}$ – момент опору розвороту літака.

Момент кількості руху літака щодо осі OY

$$L_y = I_y \cdot \omega_y, \quad (17)$$

де ω_y – кутова швидкість літака в площині ZOХ.

Імпульс збурюючого моменту викликає зміна моменту кількості руху

$$L_{y \text{ возм}} = \int_0^{\tau_{cp}} (M_{ПОВ} - M_{СОПР}) dt = \int_0^{\tau_{cp}} M_{ПОВ} dt - \int_0^{\tau_{cp}} M_{СОПР} dt = I_y \cdot \omega_y, \quad (18)$$

де $\tau_{\text{сп}}$ – час спрацьовування гальмового приводу.

Підставляючи рівняння (15) у співвідношення (18), одержимо

$$L_{y \text{ возм}} = \frac{B}{2} \cdot \frac{R_{\Gamma}}{r_3} \cdot P_{\text{max}} \cdot F_{\text{рц}} \cdot Q_1 \cdot \frac{\exp(Q_2 \cdot \Delta\mu) - 1}{\exp(Q_2 \cdot \mu_{\text{л}})} \times \\ \times \left\{ \tau_{\text{с}} + T \cdot \left[\exp\left(-\frac{\tau_{\text{сп}} - \tau_{\text{с}}}{T}\right) - \exp\left(\frac{\tau_{\text{с}}}{T}\right) \right] \right\} - \\ - \int_0^{\tau_{\text{сп}}} M_{\text{СОПР}} dt = I_y \cdot \omega_y. \quad (19)$$

Для динамічної стабілізації курсового кута літака, необхідно створити імпульс стабілізуючого моменту

$$L_{y \text{ стаб}} = \int_0^{\tau_{\text{стаб}}} (M'_{\text{ПОВ}} - M_{\text{СОПР}}) dt = \\ = \int_0^{\tau_{\text{стаб}}} M'_{\text{ПОВ}} dt - \int_0^{\tau_{\text{стаб}}} M_{\text{СОПР}} dt, \quad (20)$$

де $\tau_{\text{стаб}}$ – час, що відводиться на стабілізацію курсового кута;

$M'_{\text{ПОВ}}$ – момент, що повертає, який необхідно створити для динамічної стабілізації курсового кута.

Дорівнюючи праві частини рівнянь (19) і (20), отримаємо

$$\int_0^{\tau_{\text{стаб}}} M'_{\text{ПОВ}} dt = \frac{B}{2} \cdot \frac{R_{\Gamma}}{r_3} \cdot P_{\text{max}} \cdot F_{\text{рц}} \cdot Q_1 \cdot \frac{\exp(Q_2 \cdot \Delta\mu) - 1}{\exp(Q_2 \cdot \mu_{\text{л}})} \times \\ \times \left\{ \tau_{\text{с}} + T \cdot \left[\exp\left(-\frac{\tau_{\text{сп}} - \tau_{\text{с}}}{T}\right) - \exp\left(\frac{\tau_{\text{с}}}{T}\right) \right] \right\} - \\ - \int_0^{\tau_{\text{сп}}} M_{\text{СОПР}} dt + \int_0^{\tau_{\text{стаб}}} M_{\text{СОПР}} dt. \quad (21)$$

Якщо припустити, що час стабілізації $\tau_{\text{стаб}}$ дорівнює часу спрацьовування гальмового приводу, тоді

$$\int_0^{\tau_{\text{стаб}}} M_{\text{СОПР}} dt - \int_0^{\tau_{\text{сп}}} M_{\text{СОПР}} dt = 0. \quad (22)$$

Якщо припустити, що $M'_{\text{ПОВ}}$ миттєво зростає від нуля до свого максимального значення $(M'_{\text{ПОВ}})_{\text{max}}$, то величина останнього може бути визначена як

$$(M'_{\text{ПОВ}})_{\text{max}} = \frac{B}{2} \cdot \frac{R_{\Gamma}}{r_3} \cdot P_{\text{max}} \cdot F_{\text{рц}} \cdot Q_1 \cdot \frac{\exp(Q_2 \cdot \Delta\mu) - 1}{\tau_{\text{сп}} \cdot \exp(Q_2 \cdot \mu_{\text{л}})} \times \\ \times \left\{ \tau_{\text{с}} + T \cdot \left[\exp\left(-\frac{\tau_{\text{сп}} - \tau_{\text{с}}}{T}\right) - \exp\left(\frac{\tau_{\text{с}}}{T}\right) \right] \right\}. \quad (23)$$

У реальних умовах вид і параметри функції $M'_{\text{ПОВ}} = F(t)$ залежать від виконавчого пристрою системи динамічної стабілізації курсового кута літака.

Визначення часу наростання тиску від нуля до максимального значення (час спрацьовування $\tau_{\text{сп}}$) при експонентному законі зміни представляє певні труднощі.

В автомобільних пневматичних гальмових приводах (ДЕРЖСТАНДАРТ 4364-81), наприклад, вважається, що час від початку приведення до дії органу керування робочою гальмовою системою до моменту, коли тиск у виконавчому органі досягне 75% тиску і є часом спрацьовування.

З рівняння (10), отримаємо

$$\tau_{\text{сп}} = -T \cdot \ln(1 - K), \quad (24)$$

де K – частка реалізації максимального привідного тиску,

$$K = \frac{P_{\text{сп}}}{P_{\text{max}}}; \quad (25)$$

$P_{\text{сп}}$ – тиск, умовно прийнятий за тиск спрацьовування гальмового приводу.

Висновки

Таким чином, нами визначені причини, які сприяють появі моменту, що повертає, під час гальмування літака головними колесами в процесі його пробігу, та отримана залежність, яка дозволяє розрахувати величину стабілізуючого моменту, що повертає.

Список літератури

1. Зверев И.И., Коконин С.С. Проектирование авиационных колёс и тормозных систем. – М.: Машиностроение, 1973. – 224 с.
2. Волков В.П. Забезпечення стабільності гальмових властивостей автотранспортних засобів. – Х.: Вид ХНАДУ, 2003. – 306 с.
3. Стабільність експлуатаційних властивостей колісних машин. Монографія / М.А. Подригало, В.П. Волков, В.А. Карпенко, Е.М. Гецович, А.А. Бобошко, В.М. Ефимчук, А.Н. Матырин / Під ред. М.А. Подригало. – Х.: Вид ХНАДУ, 2003. – 614 с.
4. Гальмові властивості й гальмові механізми колісних тракторів / М.А. Подригало, В.П. Волков, В.А. Павленко, Я.А. Бобрів, Д.В. Абрамов; Під ред. М.А. Подригало. – Х.: ХНАДУ, 2007. – 507 с.

Надійшла до редколегії 5.04.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Х.В. Раковський, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.