

УДК 529.735.064

Г.Й. ЗАЙОНЧКОВСЬКИЙ, д-р техн. наук; проф. Національного авіаційного університету, Київ

ВИЗНАЧЕННЯ ЗАПАСІВ СТІЙКОСТІ ТА ПРОТИФЛАТЕРНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ГІДРАВЛІЧНИХ СЛІДКУЮЧИХ РУЛЬОВИХ ПРИВОДІВ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ЛІТАКІВ

Проведено порівняльний аналіз стійкості і протифлатерних властивостей гідравлічних слідкуючих рульових приводів різних кінематичних схем, що використовуються в системах керування літаків. Обґрунтовано рекомендації щодо використання в системах керування літаків гідравлічних слідкуючих рульових приводів з «оберненою» кінематикою, які мають підвищені запаси стійкості й протифлатерні властивості.

Ключові слова: гідравлічний слідкуючий рульовий привод, система керування літака, запас стійкості, протифлатерні властивості, кінематична схема приводу.

Вступ

Гідравлічні слідкуючі рульові приводи (РП) широко застосовуються в системах керування (СК) сучасних літаків з метою подолання шарнірних моментів на рулях. Особливістю їх роботи є обмежена жорсткість опори кріплення РП до конструкції планера літака і відносно невеликі сили демпфірування в силовому контурі СК, що, в поєднанні з масовими (інерційними) навантаженнями, часто призводить до втрати стійкості приводу або виникнення слабо затухаючих коливальних процесів в СК. Тому забезпечення необхідних запасів стійкості РП є важливою при проектуванні СК літака [1–5]. Для її вирішення у ряді випадків в силовий контур СК літака встановлюється спеціальний демпфер [4]. Істотним недоліком такого рішення цієї задачі є ускладнення системи, збільшення її маси і складність забезпечення стійкості СК у разі відмови демпфера. У зв'язку з цим останнім часом забезпечення необхідних запасів стійкості РП здійснюється шляхом вибору раціональної кінематичної схеми приводу і оптимізації його основних параметрів.

Боротьба з флатером є однією з обов'язкових задач, що вирішується конструктором при проектуванні СК сучасного літака. Рішення цієї задачі тільки за рахунок традиційних аеродинамічних методів має певні обмеження. Одне з перспективних напрямів у вирішенні цієї задачі є застосування в СК літака РП, що мають протифлатерні властивості. Практичне застосування такого напрямку в боротьбі зі флатером стримується відсутністю науково обґрунтованих рекомендацій щодо вибору кінематичної схеми та параметрів РП, який би мав необхідні протифлатерні властивості.

Таким чином в наш час актуальним є визначення на ранніх етапах проектування СК літака необхідних запасів стійкості й протифлатерних властивостей РП, які в подальшому повинні бути підтверджені за результатами натурних наземних та льотних випробувань спроектованого літака.

Аналіз останніх досліджень

Проблема забезпечення стійкості бустерної системи керування літаків виникла з самого початку широкого використання гідравлічних слідкуючих приводів (бестерів) в СК літаків в кінці 60-х – на початку 70-х років минулого століття. Дослідження

вчених ЦАГІ ім. М.Є. Жуковського, професорів Т.М. Башти, В.О. Хохлова, М.С. Гаминіна, Д.О. Попова, розробки авіаційних конструкторів Є.І. Абрамова, В.Й. Гоніодського, О.С. Єрмакова, М.П. Селіванова, І.С. Шумілова та інших [6–11] дозволили виявити основні причини виникнення автоколивальних режимів в системах бустерного керування літаків і розробити науково обгрунтовані рекомендації щодо їх усунення. Розроблено адекватну нелінійну математичну модель роботи РП в системі СК літака з урахуванням стисливості робочої рідини, обмеженої жорсткості опори кріплення привода і силової проводки керування, шарнірного та інерційного навантаження, а також методи її лінеаризації, побудови частотних характеристик і розрахунку перехідних процесів у разі подачі на вхід привода сигналів керування [1, 8, 9]. Виявлено можливі причини втрати стійкості РП при малих сигналах керування (так звана «стійкість в малому») і обгрунтовано використання в РП золотникових розподільників з позитивним перекриттям для забезпечення «стійкості в малому» і зменшення витоків рідини у нейтральному положенні золотників приводу [1]. Обгрунтовано можливість оцінки динамічних і протифлатерних властивостей РП за результатами експериментальних досліджень характеристик динамічної жорсткості приводу [4, 11].

Проте вимагають подальших розробок питання забезпечення протифлатерних властивостей РП, а також більш точного визначення запасів стійкості приводів на ранніх етапах проектування СК літака.

Мета досліджень

На основі аналізу універсальної математичної моделі роботи РП в СК літака провести порівняльну оцінку впливу його кінематичної схеми і параметрів силового контуру бустерної системи керування на стійкість і протифлатерні властивості РП різних кінематичних схем.

Об'єкт досліджень

Об'єктом досліджень були вибрані дві найбільш поширені у вітчизняному літакобудуванні кінематичні схеми РП [2] (рис. 1).

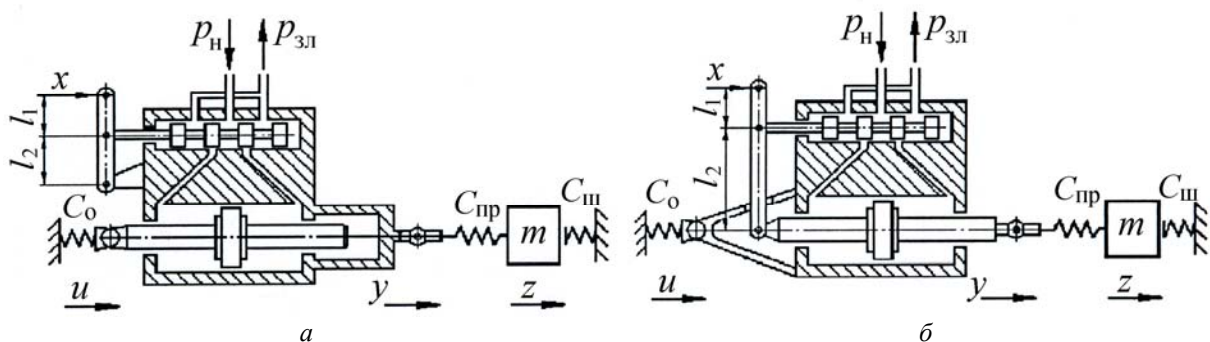


Рис. 1 – Кінематичні схеми гідравлічних слідкуючих рульових приводів:

x – переміщення вхідної ланки приводу; y – переміщення вихідної ланки приводу; u – переміщення (деформація) опори кріплення приводу; C_0 – жорсткість опори кріплення приводу до конструкції літака; $C_{пр}$ – приведена жорсткість силової проводки керування; $C_{ш}$ – коефіцієнт шарнірного (аеродинамічного) навантаження; l_1, l_2 – плечі качалок вхідної кінематики приводу; p_n – тиск нагнітання; $p_{зл}$ – тиск зливу
 а – привод із золотниковим розподільником у рухомому корпусі;
 б – привод з оберненою кінематикою

Особливістю РП, побудованого за кінематичною схемою «а» є розміщення золотникового розподільника у рухомому корпусі приводу. Вихідною ланкою РП є

його корпус, переміщення якого через силову проводку керування передається до рульової поверхні літака. Такі РП знайшли широке використання у СК літаків на ранніх етапах впровадження бустерних систем керування. Певним їх недоліком є необхідність підведення і відведення робочої рідини шлангами, які мають порівняно невисоку надійність. Як свідчить досвід використання таких РП в системах бустерного керування вітчизняних літаків, вони (приводи) мають недостатні запаси стійкості, що призводить до появи слабо затухаючих коливань або навіть до виникнення автоколивань у силовому контурі СК.

РП з так званою «оберненою» кінематикою (схема «б») вперше була використана в системі керування літака Ту-154 [4]. Переміщення його вихідної ланки протилежне переміщенню вхідної качалки. В наш час приводи з такою кінематикою широко використовуються в СК військово-транспортних і пасажирських літаків як такі, що мають кращі динамічні та протифлатерні властивості [2, 11].

Визначення запасів стійкості РП

Визначення запасів стійкості РП на ранніх стадіях проектування СК літака рекомендується проводити за частотними характеристиками приводу, побудованими числовими методами проведення розрахунків на ПЕОМ з використанням передаточних функцій РП [12]. Для отримання передаточних функцій РП, показаних на рис. 1, використовувалася наступна спрощена лінеаризована математична модель, отримана з універсальної нелінійної математичної моделі роботи РП у силовому контурі бустерної системи керування літака, побудова якої детально викладена в роботах [1, 8, 9]:

$$\begin{cases} m\ddot{z} + h^e \dot{z} + C_{ш} z - R_{зовн} = C_{пр} (y - z); \\ m_1 \ddot{y} + k_B^e \dot{y}_1 + C_{пр} (y - z) = F p_{дв}; \\ m_2 \ddot{u} - k_B^e \dot{y}_1 + C_o u = -F p_{дв}; \\ F \dot{y}_1 + k_c \dot{p}_{дв} + k_{вит} p_{дв} = k_{Q_\varepsilon} \varepsilon - k_{Q_p} p_{дв}; \\ \varepsilon = k_{3.3} (k_{пер} x_{вх} - y) + k_{д.о} u, \end{cases} \quad (1)$$

де m – маса рульової поверхні літака і частини віднесеної до неї силовій проводки керування, приведеної до напрямку руху вихідної ланки РП; m_1 – приведена маса вихідної ланки РП; m_2 – приведена маса конструкції РП, що пов'язана з опорою його кріплення; $C_{пр}$ – приведена жорсткість силовій проводки системи керування між вихідною ланкою РП і рулем; C_o – жорсткість опори кріплення РП; $C_{ш}$ – коефіцієнт шарнірного (аеродинамічного) навантаження; z – координата, що визначає положення маси m ; y – вихідна координата РП; u – координата, що визначає деформацію опори кріплення РП; $x_{вх}$ – переміщення вхідної качалки РП; F – ефективна площа поршня РП; h^e – еквівалентний коефіцієнт демпфірування в силовому контурі СК; $R_{зовн}$ – зовнішні (аеродинамічні) сили, що діють на рульову поверхню, приведені до координати z ; k_B^e – еквівалентний коефіцієнт демпфірування в гідроциліндрі РП; $p_{дв}$ – перепад тиску на поршні РП; p_n – тиск нагнітання, підведений до РП; $p_{зл}$ – тиск зливу на виході з РП; ε – неузгодженість на золотнику РП; k_c – приведений коефіцієнт пружності робочої рідини у порожнинах гідроциліндра РП; $k_{вит}$ – коефіцієнт витоків;

k_{Q_ε} , k_{Q_p} – коефіцієнти лінеаризації нелінійної функції витрати рідини $Q_{\text{зол}} = f(\varepsilon, p_{\text{дв}})$ через золотниковий розподільник приводу [9]; $k_{3,3}$ – коефіцієнт зворотного зв'язку; $k_{\text{пер}}$ – коефіцієнт передачі; $k_{\text{д.о}}$ – коефіцієнт, що враховує вплив деформації опори кріплення РП на величину неузгодженості на золотнику.

У табл. 1 наведено значення кінематичних коефіцієнтів для РП різних кінематичних схем, що розглядаються, де l_1 , l_2 – плечі вхідної качалки приводу.

Таблиця 1

Значення кінематичних коефіцієнтів РП

| Параметр | Схема РП | |
|---|---------------------|---------------------|
| | Схема «а» | Схема «б» |
| Коефіцієнт зворотного зв'язку $k_{3,3}$ | $l_2 / (l_1 + l_2)$ | $l_1 / (l_1 + l_2)$ |
| Коефіцієнт передачі $k_{\text{пер}}$ | +1 | $-l_2 / l_1$ |
| Коефіцієнт $k_{\text{д.о}}$ | 0 | +1 |

Подальші дослідження динамічних властивостей РП проводилися з використанням методів теорії автоматичного керування. При цьому використовувалися такі загальноновизнані поняття, як:

– добротність приводу $D = k_v k_{3,3}$, де $k_v = k_{Q_\varepsilon} / F$ – коефіцієнт підсилення РП за швидкістю;

– коефіцієнт жорсткості механічної характеристики приводу в розрахунковій точці $B = F^2 / (k_{Q_p} + k_{\text{вит}})$;

– жорсткість робочої рідини у порожнинах гідроциліндра РП $C_T = 2E_{\text{рід}}^{\bullet} F / W_K$, де $E_{\text{рід}}^{\bullet}$ – приведений модуль пружності робочої рідини з урахуванням жорсткості стінок гідроциліндра РП [8]; W_K – об'єм робочих камер гідроциліндра приводу.

У разі проведення досліджень стійкості та протифлатерних властивостей РП, що використовуються в СК військово-транспортних і пасажирських літаків, можливе суттєве зниження порядку системи диференціальних рівнянь (1) за рахунок виключення з розгляду впливу приведеної маси вихідної ланки приводу m_1 і приведеної маси конструкції РП m_2 , що пов'язана з опорою його кріплення, зважаючи на те, що для таких літаків мають місце співвідношення $m_1 \ll m$ і $m_2 \ll m$ [2, 7].

Проведені дослідження також показують, що наявність позиційного аеродинамічного навантаження $R_{\text{ш}} = M_{\text{ш}} / r = C_{\text{ш}} z$, де $M_{\text{ш}}$ – аеродинамічний (шарнірний) момент на рульовій поверхні літака, r – радіус приєднання вихідної ланки приводу до рульової поверхні, впливає тільки на статичні характеристики приводу і не впливає на його динамічні характеристики [1, 2, 7]. З огляду на це для оцінки стійкості та інших динамічних властивостей РП можна не враховувати вплив позиційного аеродинамічного навантаження, зважаючи що $C_{\text{ш}} = 0$.

Будемо також вважати, що вихідна ланка РП безпосередньо з'єднана з секцією рульової поверхні літака. В цьому випадку пружністю силової проводки керування у

порівнянні з пружністю опори кріплення РП можна зневажати ($C_{\text{пр}} \gg C_0$) і прийняти, що $y = z$, $h^e + k_B^e = h^\Sigma$.

З урахуванням прийнятих припущень система рівнянь (1) може бути зведена до диференціального рівняння третього степеня

$$a_3 \ddot{z}(t) + a_2 \dot{z}(t) + a_1 z(t) + a_0 z(t) = b_0 x_{\text{вх}}(t), \quad (2)$$

де $a_3 = \left(\frac{m}{C_0} + \frac{m}{C_\Gamma} \right)$; $a_2 = \left(\frac{h^\Sigma}{C_0} + \frac{h^\Sigma}{C_\Gamma} + \frac{m}{B} + \frac{Dm}{C_0} \frac{k_{\text{д.о}}}{k_{3.3}} \right)$; $a_1 = \left(1 + \frac{h^\Sigma}{B} + \frac{h^\Sigma D}{C_0} \frac{k_{\text{д.о}}}{k_{3.3}} \right)$; $a_0 = D$;

$$b_0 = Dk_{\text{пер}}.$$

Застосувавши до рівняння (2) перетворення Лапласа, маємо

$$(a_3 S^3 + a_2 S^2 + a_1 S + a_0) z(S) = b_0 x_{\text{вх}}(S), \quad (3)$$

де S – оператор Лапласа.

Для оцінки стійкості РП розглянемо його характеристичне рівняння, яке можна отримати з рівняння (3), прирівнюючи його праву частину до нуля. Маємо

$$a_3 S^3 + a_2 S^2 + a_1 S + a_0 = 0. \quad (4)$$

Для забезпечення стійкості гідравлічного слідкуючого РП необхідно, щоб його добротність D була меншою за критичну добротності $D_{\text{кр}}$, величина якої визначається на підставі застосування критерію Гурвіца [9] до рівняння (4)

$$D_{\text{кр}} = \frac{\frac{h^\Sigma}{C_0} + \frac{h^\Sigma}{C_\Gamma} + \frac{m}{B}}{m \left[\frac{1}{C_\Gamma} + \frac{1}{C_0} \left(1 - \frac{k_{\text{д.о}}}{k_{3.3}} \right) \right]}. \quad (5)$$

Аналіз виразу (5) для критичної добротності приводу показує, що на стійкість РП суттєвий вплив має пружність робочої рідини в порожнинах гідроциліндру приводу (C_Γ) і обмежена жорсткість опори його кріпленні (C_0). Для збільшення запасів стійкості приводу необхідно максимально можливо збільшити величини C_Γ і C_0 . При цьому вплив обмеженої жорсткості опор кріплення РП на його стійкість буде суттєво залежить від кінематичної схеми приводу (від співвідношення $k_{\text{д.о}} / k_{3.3}$). Найбільшу стійкість буде мати РП, виконаний за схемою з оберненою кінематикою (схема «б» на рис. 1), для якого ($k_{\text{д.о}} / k_{3.3}$) > 1 (див. табл. 1).

Базуючись на основних положеннях теорії автоматичного керування подальший аналіз динамічних властивостей РП різних кінематичних схем проведемо з використанням передаточних функцій РП [2]:

– передаточної функції прямого ланцюга розімкнутого приводу $W_\Pi(S) = \frac{y(S)}{\varepsilon(S)}$;

– передаточної функції розімкнутого приводу $W_{\text{РП}}(S) = W_\Pi(S) k_{3.3}$;

– передаточної функції замкнутого приводу $\Phi_{\text{РП}}(S) = \frac{y(S)}{x_{\text{вх}}(S)} = \frac{W_\Pi(S) k_{\text{вх}}}{1 + W_\Pi(S) k_{3.3}}$.

Передаточна функція прямого ланцюга розімкнутого контуру приводу у разі відсутності аеродинамічного навантаження визначиться за виразом

$$W_{\Pi}(S) = \frac{k_v}{S(T_K^2 S^2 + 2T_K \xi_K S + 1)},$$

де T_K – стала часу коливальної ланки приводу, яка дорівнює $T_K \cong \sqrt{\frac{m(C_0 + C_r)}{C_0 C_r}} = \frac{1}{\omega_{\text{вл}}}$;

ξ_K – коефіцієнт відносного демпфірування, рівний

$$\xi_K \cong \frac{1}{2} \left[\frac{\sqrt{m \frac{C_0 C_r}{C_0 + C_r}}}{B} \left(1 + \frac{B}{C_0} \right) + \frac{h^{\Sigma}}{\sqrt{m \frac{C_0 C_r}{C_0 C_r}}} \right]; \quad \omega_{\text{вл}} - \text{недемпфірована частота власних}$$

коливань приводу.

Передаточна функція розімкнутого приводу за відсутністю аеродинамічного навантаження буде дорівнювати

$$W_{\text{пр}}(S) = \frac{k_{3.3}}{T_i S(T_K^2 S^2 + 2\xi_K T_K S + 1)},$$

де $T_i = \frac{1}{k_v} = \frac{F}{k_{Q\varepsilon}}$ – стала часу інтегруючої ланки приводу.

При замиканні приводу жорстким зворотним зв'язком за положенням вихідної ланки його передаточна функція буде дорівнювати

$$\Phi_{\text{пр}}(S) = \frac{Dk_{\text{пер}}}{T_K^2 S^3 + 2\xi_K T_K S^2 + S + D}.$$

Таким чином, РП може бути поданий у вигляді добутку підсилювальної, інтегруючої і коливальної ланок, охоплених жорстким зворотним зв'язком за положенням вихідної ланки.

Запаси стійкості РП за амплітудою (ΔL) і за фазою (γ) можуть бути визначені за логарифмічними частотними характеристиками його розімкнутого контуру, побудованими з використанням передаточної функції $W_{\text{пр}}(S)$ (рис. 2) [2, 8, 9].

Для РП сучасних літаків величина D лежить в межах 20...50 с⁻¹ і визначає швидкодію приводу. Збільшення добротності приводу розширює смугу частот $\omega_{\text{п.п}}$, що пропускаються приводом, але зменшує запаси його стійкості.

На рис. 3 наведено логарифмічні частотні характеристики розімкнутого контуру РП різних кінематичних схем, які мають однакову добротність D і відносно велике однакове інерційне навантаження на вихідній ланці при жорсткості опори кріплення $C_0 = 10^5$ Н/мм.

Аналіз наведених логарифмічних характеристик показує, що РП, побудовані за схемою з «оберненою» кінематикою (схема «б» на рис. 1), мають суттєво більші запаси стійкості за амплітудою (ΔL) по відношенню до РП із золотниковими розподільниками у рухомому корпусі, а запаси стійкості за фазою (γ) практично однакові для РП різних кінематичних схем.

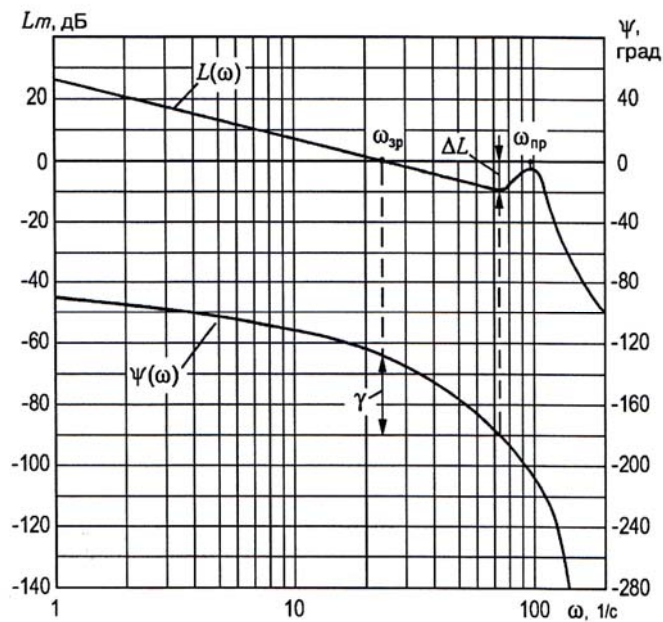


Рис. 2 – Типові логарифмічні частотні характеристики розімкнутого контуру РП

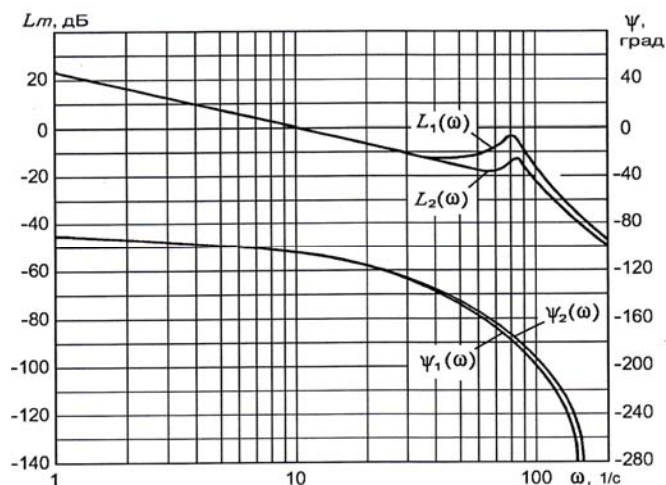


Рис. 3 – Логарифмічні частотні характеристики розімкнутого контуру РП, побудованих за різними кінематичними схемами:
1 – схема «а»; 2 – схема «б»

З фізичної точки зору підвищені запаси стійкості РП з «оберненою» кінематикою пояснюється тим, що при такій кінематичній схемі приводу деформація його опори приводить до зменшення відкриття золотникового розподільника, зменшуючи, таким чином, кількість гідравлічної енергії, що поступає до РП. Так як деформація опори кріплення приводу пропорційна перепаду тиску між порожнинами гідроциліндра, то можна зробити висновок, що у такому приводі за рахунок «оберненої» кінематики реалізується додатковий зворотний зв'язок за навантаженням. Достатні запаси стійкості дозволяють підвищити добротність РП з «оберненою» кінематикою, збільшуючи, тим самим, швидкість приводу і смугу частот, що пропускає привод. Відносним недоліком РП з «оберненою» кінематикою є менша у порівнянні з РП інших кінематичних схем статична точність позиціонування, що необхідно враховувати при їх застосуванні.

Дослідження динамічної жорсткості та протифлатерних властивостей РП

Характеристики динамічної жорсткості приводу і його протифлатерні властивості в загальному вигляді розглянуто в роботах [2, 4, 5, 12].

Розглянемо зв'язок між характеристиками динамічної жорсткості РП і його протифлатерними властивостями.

Динамічна жорсткість РП $G(S)$ визначається відношенням зображення по Лапласу силового збурення $R(S)$, що діє на вихідну ланку приводу, до зображення переміщення точки прикладання сили $y(S)$, яке викликане цим силовим збуренням

$$G(S) = \frac{R(S)}{Y(S)}.$$

РП, який встановлено на опорах кріплення обмеженої жорсткості, є елементом пружної системи «рульова поверхня – рульовий привод – опора кріплення приводу», що має внутрішнє джерело енергії – гідроживлення від гідравлічної системи літака.

Протифлатерні властивості РП залежать від його здатності до дисипації енергії крутильних коливань рульової поверхні навколо осі її обертання.

Згідно з аналізом наведеної вище лінеаризованої динамічної моделі РП можливо отримати спрощений аналітичний вираз для динамічної жорсткості приводу

$$G(S) = G_0 \frac{T_1 S + 1}{T_2 S + 1} \approx G_0 \frac{TS + 1}{\frac{G_0}{G_\infty} TS + 1}, \quad (6)$$

де G_0 – статична жорсткість приводу; T_1 і T_2 – константи, що мають розмірність часу; $T = 1/D$ – стала часу приводу (D – добротність приводу); G_∞ – амплітудна складова динамічної жорсткості приводу при збурюючій частоті сили $\omega \rightarrow \infty$.

Для РП розглянутих кінематичних схем значення G_∞ визначається жорсткістю опори кріплення C_o , приведеною жорсткістю силової проводки керування $C_{пр}$, гідравлічною жорсткістю C_r виконавчого гідродвигуна приводу і не залежить від кінематичної схеми приводу

$$G_\infty = \frac{1}{\frac{1}{C_o} + \frac{1}{C_{пр}} + \frac{1}{C_r}} = C_\Sigma. \quad (7)$$

Проте статична жорсткість РП буде істотно залежати від його кінематичної схеми і може бути приблизно визначена як

$$G_0 \approx \frac{1}{\frac{k_{Qp} + k_{вит}}{k_{Q\varepsilon} k_{3.3} F} + \frac{k_{д.о}}{k_{3.3}} \frac{1}{C_o} + \frac{1}{C_{пр}}} = \frac{1}{\frac{T}{B} + \frac{k_{д.о}}{k_{3.3}} \frac{1}{C_o} + \frac{1}{C_{пр}}}. \quad (8)$$

Аналіз виразів (6), (7) показує, що $\lim_{\omega \rightarrow \infty} G(j\omega) = G_\Sigma$, тобто РП є ідеальною пружиною в області великих частот.

Властивості приводу як пружної системи залежать від співвідношення сталих часу T_1 і T_2 . Якщо $T_1 > T_2$, привод має демпфіруючі властивості, при $T_1 = T_2$ – властивості ідеальної пружини, а при $T_1 < T_2$ – властивості активної системи, тобто такої, яка вносить у пружну систему «рульова поверхня – рульовий привод – опори кріплення приводу» додадкову енергію.

З точки зору демпфірування флатерних коливань необхідно забезпечити перше співвідношення ($T_1 > T_2$), що завжди виконується для абсолютно жорсткого приводу (рідина – нестислива, місце кріплення – непружне), коли $C_\Sigma \rightarrow \infty$; у цьому випадку $T_2 \rightarrow 0$. Практично досить виконувати умову $C_\Sigma > G_0$ за допомогою зменшення коефіцієнта B у виразі (8) (використання проточного золотника або введення міжпорожнинних перегородок у гідродвигуні приводу), оскільки істотно підвищити C_Σ зазвичай не вдається.

Для аналітичного визначення величини фазового зсуву між зовнішнім навантаженням $R(S)$ і переміщенням вихідної ланки приводу $y(S)$ можуть бути використані вирази [6, 7]

$$\varphi(\omega) = -\arctg \frac{G_0}{G_\infty} T\omega + \arctg T\omega \quad \text{при } G_0 > 0$$

або

$$\varphi(\omega) = -180^\circ - \arctg \frac{G_0}{G_\infty} T\omega + s \arctg T\omega \quad \text{при } G_0 < 0.$$

Проведені дослідження показують, що на характеристики динамічної жорсткості гідромеханічного рульового приводу істотний вплив має його кінематична схема. Це пов'язане з тим, що при статичному і динамічному навантаженні вихідної ланки деформація опори кріплення через важільну систему зворотного зв'язку, або іншим шляхом, передається на золотник, створюючи відповідну додаткову непогодженість $\Delta\epsilon$, яка відпрацьовується приводом. В залежності від кінематичної схеми приводу цей вплив еквівалентний додатковому позитивному або від'ємному зворотному зв'язку за навантаженням й істотно впливає на характеристики динамічної жорсткості приводу.

На рис. 4 представлено типові логарифмічні частотні характеристики динамічної жорсткості рульових приводів, кінематичні схеми яких наведено на рис. 1.

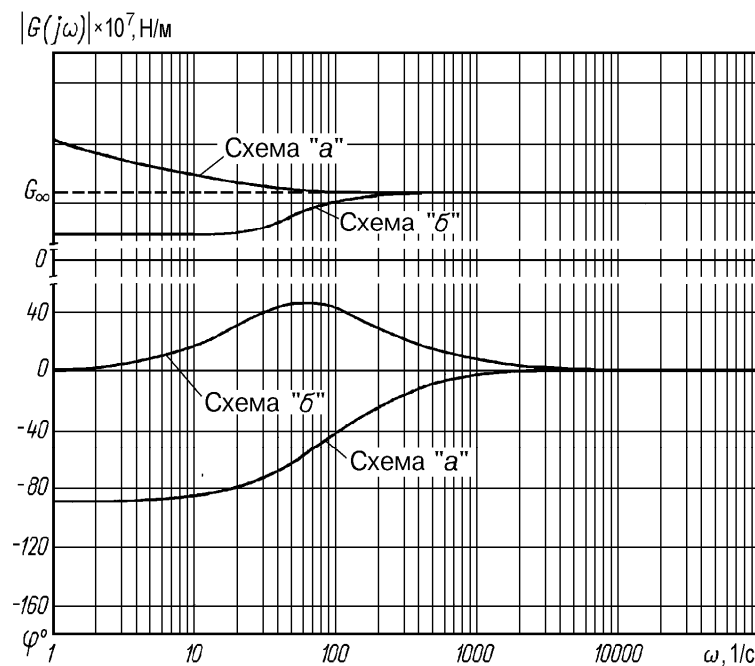


Рис. 4 – Типові логарифмічні частотні характеристики динамічної жорсткості РП різних кінематичних схем

З аналізу наведених характеристик випливає, що найбільшу стійкість і найкращі протифлатерні властивості мають РП, виконані за схемою з «оберненою» кінематикою, що обумовлено тим, що такі приводи мають фазочастотну характеристику динамічної жорсткості в області позитивних значень фазового зсуву між зовнішнім навантаженням $R(S)$ і переміщенням вихідної ланки приводу $y(S)$. Вони можуть бути використані для демпфірування флатерних коливань рульової поверхні без застосування спеціальних коригувальних зворотних зв'язків.

Результати досліджень дозволяють зробити висновок, що існує однозначний зв'язок між характеристиками динамічної жорсткості рульового приводу і його стійкістю. Рульовий привід буде стійким, якщо його статична жорсткість $G_0 > 0$ і виконується умова

$$\frac{G_\infty}{G_0} > 1 - \frac{h^e}{mD}, \quad (9)$$

де h^e – еквівалентний коефіцієнт в'язкого тертя у силовій частині бустерної системи керування; m – приведена маса рульової поверхні; D – добротність приводу.

Зважаючи на те, що сили демпфірування в силовому контурі системи бустерного керування літака без спеціального демпфера незначні, для забезпечення стійкості рульового приводу повинна виконуватися умова $(G_\infty / G_0) > 1$.

Аналіз умови стійкості (9) підтверджує зроблений раніше висновок про підвищену стійкість РП з оберненою кінематикою. Їх застосування істотно спрощує вирішення проблеми стійкості бустерної системи керування літака за наявності великих інерційних навантажень і малого власного демпфірування рульової поверхні.

Таким чином, можна зробити висновок, що для забезпечення протифлатерних властивостей бустерної системи керування необхідно мати максимально можливу жорсткість силового контуру «рульова поверхня – рульовий привід – опора кріплення приводу» та використовувати РП з «оберненою» кінематикою (схема «б» на рис. 1), а також максимально підвищити жорсткість C_T гідравлічної пружини приводу (за рахунок максимального зменшення «мертвих» об'ємів рідини у його порожнинах та інших конструктивних доробок).

Висновки

1 На основі аналізу лінеаризованої математичної моделі роботи РП в системі бустерного керування літака отримано вираз для критичної добротності приводу, який дозволяє оцінити стійкість РП з урахуванням масового навантаження на вихідній ланці приводу, сил демпфірування в силовому контурі СК та реальних жорсткостей опори кріплення приводу, силової проводки керування і гідравлічної пружини робочої рідини в порожнинах гідродвигуна приводу.

2 Для комплексного вирішення проблеми стійкості РП системи керування літака рекомендується використовувати в силовому контурі бустерної системи керування РП із «оберненою» кінематикою (схема «б» на рис. 1) та максимально підвищити жорсткість C_T гідравлічної пружини приводу.

3 Для демпфірування флатерних коливань рульових поверхонь літака найбільш доцільно використовувати РП з «оберненою» кінематикою, що мають протифлатерні властивості.

Список літератури: 1. *Абрамов, Є.І.* Гідравлічні слідкуючі приводи систем керування літальних апаратів: навч. посібник [Текст] / Є.І. Абрамов, Г.Й. Зайончковський. – К.: КМУЦА, 2000. – 224 с. 2. *Абрамов, Є.І.* Проектування систем керування літальних апаратів. Системи керування літака з гідромеханічним приводом: навч. посібник [Текст] / Є.І. Абрамов, Г.Й. Зайончковський. – К.: НАУ, 2005. – 188 с. 3. *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов* [Текст] / под ред. академика РАН Г.С. Бюшгенса. – Москва – Пекин: Изд. отдел ЦАГИ, Авиаизд. КНР, 1995. – 772 с. 4. *Гониодский, В.И.* Привод рулевых поверхностей самолетов [Текст] / В.И. Гониодский, Ф.И. Склянский, И.С. Шумилов. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с. 5. *Шумилов, И.С.* Системы управления рулями самолетов [Текст] / И.С. Шумилов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 469 с. 6. *Гамынин, Н.С.* Гидравлический привод систем управления [Текст] / Н.С. Гамынин. – М.: Машиностроение, 1972. – 376 с. 7. *Проектирование следящих гидравлических приводов летательных аппаратов* [Текст] / А.И. Баженов, Н.С. Гамынин, В.И. Карев и др.; под ред. Н.С. Гамынина. – М.: Машиностроение, 1981. – 312 с. 8. *Гамынин, Н.С.* Гидравлические приводы летательных аппаратов: учебник для авиационных специальностей вузов [Текст] / Н.С. Гамынин, В.И. Карев, А.М. Потапов, А.М. Селиванов; под общ. ред. В.И. Карева. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 368 с. 9. *Инженерные исследования гидроприводов летательных аппаратов* [Текст] / под ред. Д.Н. Попова. – М.: Машиностроение, 1978. – 142 с. 10. *Ермаков, С.А.* Проектирование гидравлических систем машин [Текст] // Проектирование гидроприводов летательных аппаратов / С.А. Ермаков. – М.: Машиностроение, 1992. – С. 12-19. 11. *Шумилов, И.С.* Системы управления рулями самолетов [Текст] / И.С. Шумилов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 469 с. 12. Вибір параметрів і розрахунок характеристик гідравлічних слідкуючих рулевих приводів систем керування літаків [Текст]: метод. рекомендації / Г.Й. Зайончковський, В.В. Довгань, Є.М. Голиченко. – К.: НАУ, 2000. – 76 с.

Надійшла до редколегії 18.09.13

УДК 529.735.064

Визначення запасів стійкості та протифлаттерних властивостей гідравлічних слідкуючих рулевих приводів систем керування літаків [Текст] / Г.Й. Зайончковський // Вісник НТУ «ХП». Серія: Енергетичні та теплотехнічні процеси й устаткування. – Х.: НТУ «ХП», 2014. – № 1(1044). – С. 99-109. – Бібліогр.: 12 назв. – ISSN 2078-774X.

Проведен сравнительный анализ устойчивости и протифлаттерных свойств гидравлических следящих рулевых приводов разных кинематических схем, которые используются в системах управления самолетов. Обоснованы рекомендации относительно использования в системах управления самолетов гидравлических следящих рулевых приводов с «перевернутой» кинематикой, которые имеют повышенные запасы устойчивости и протифлаттерные свойства.

Ключевые слова: гидравлический следящий рулевой привод, система управления самолета, запас устойчивости, протифлаттерные свойства, кинематическая схема привода.

This article depicts the comparative analysis of stability and antifiutter properties of hydraulic servo rudder drives with different kinematics that are used in aircraft control systems. This paper gives justified recommendations about the use in aircraft control systems of hydraulic servo rudder drives with inverted kinematics that have higher stability margin and antifiutter properties.

Keywords: hydraulic servo rudder drive, control system of the aircraft, the stability margin, antifiutter properties, kinematics of the drive.