

ЛЕКЦІЯ №6

Тема 6. Особливості побудови контурів управління пружним літаком.

При попередньому дослідженні контурів стійкості та керованості використовувались математичні моделі літака з абсолютно жорсткою конструкцією. У дійсності всі елементи конструкції ЛА у польоті зазнають пружні деформації під впливом різних збурень: аеродинамічних сил органів управління та крила, турбулентності атмосфери, наявності на борту значних мас палива в рухомому стані та інші. Пружні деформації конструкції літака впливають на роботу контурів ручного й автоматичного управління польотом. Це зв'язане з тим, що, по-перше, під впливом пружних деформацій конструкції змінюється характер обтікання й, як наслідок, – динамічні властивості ЛА як об'єкта управління. По-друге, виникають помилки в показах датчиків системи автоматичного управління. Ці помилки обумовлені коливаннями конструкції в місці встановлення датчика й істотно впливають на роботу контурів автоматичного управління. Найбільш суттєво вплив пружних деформацій відчувається при збільшенні числа M , швидкісного напору q та при польоті зі значним нормальним перевантаженням n_y .

8.1. Вплив пружних деформацій на характеристики літака як об'єкта управління. Підходи до отримання математичних моделей пружного літака

Вплив пружних деформацій для літаків різного класу та різних аеродинамічних компонувань відчувається по-різному. Пружні деформації конструкції літака розділюють на статичні та динамічні. Основним джерелом пружних деформацій є відхилення органів управління та турбулентність атмосфери.

Розглянемо спочатку причину виникнення **статичних пружних деформацій**. У загальному випадку під впливом аеродинамічних сил крило та фюзеляж літака зазнають вигинання і кручення (змінюється конфігурація літака), що призводить до зміни аеродинамічних сил і моментів, тож до зміни аеродинамічних властиво-

стей літака. Величина пружних деформацій залежить від швидкісного напору.

Кручення та вигинання крила змінюють кут атаки вздовж розмаху крила, внаслідок чого аеродинамічний фокус стрілоподібного крила переміщується вперед. При зростанні швидкості зміщення збільшується. Це може призвести до дивергенції, тобто до втрати пружним літаком статичної стійкості з перевантаження. Швидкість, на якій пружний літак втрачає статичну стійкість з перевантаження, називають *швидкістю дивергенції*.

Відхилення елерона вниз вигинає крило вгору, що зменшує кут атаки крила, а також додатково закручує крило на зменшення кута атаки. При збільшенні швидкості цей ефект зростає й на певній швидкості спостерігається повна втрата ефективності елеронів. Перевищення цієї швидкості (*критичної швидкості реверсу елеронів*) призводить до зміни знаку управління креном, тобто до реверсу елеронів.

Вигинання фюзеляжу зменшує величину аеродинамічного моменту. Поздовжня стійкість пружного літака внаслідок деформації зменшується. Вигинання горизонтального оперення при відхиленні руля висоти спричиняє такі ж самі наслідки, що й вигинання крила, хоч і в меншій мірі.

Для оцінки впливу статичних деформацій на динаміку польоту можна використовувати відому математичну модель жорсткого літака. Але в цієї моделі вирази для коефіцієнтів сил і моментів повинні мати додаткові складові по відношенню до моделі жорсткого літака. Наприклад:

$$c_x = c_x^{\text{жк}} + \Delta c_x(\alpha, \beta, M, q, \delta_B); \quad m_x = m_x^{\text{жк}} + \Delta m_x(\alpha, \beta, M, q, \delta_e, \delta_H);$$

$$c_y = c_y^{\text{жк}} + \Delta c_y(\alpha, \beta, M, q, \delta_B); \quad m_z = m_z^{\text{жк}} + \Delta m_z(\alpha, \beta, M, q, \delta_e);$$

$$c_z = c_z^{\text{жк}} + \Delta c_z(\alpha, \beta, M, q, \delta_H); \quad m_y = m_y^{\text{жк}} + \Delta m_y(\alpha, \beta, M, q, \delta_e, \delta_H).$$

Пружні статичні деформації відносно малі, тому прирости сил і моментів можуть бути лінеаризовані відносно своїх аргументів. Це можна робити для усталених режимів польоту або для неусталених при високій жорсткості конструкції. Але повністю оцінити вплив нежорсткості конструкції літака на динаміку польоту можна тільки, враховуючи **динамічні пружні деформації**.

Розглядаючи динамічні пружні деформації крім пружних сил, що змінюють аеродинамічні характеристики крила та фюзеляжу, враховують також інерційні сили, які супроводжують змінні в часі деформації, тобто зміна конфігурації літака носить коливальний характер. Через взаємозв'язок аеродинамічних навантажень і пружних деформацій ці коливання конструкції отримали назву *аеропружних коливань*.

Аеропружні коливання й, насамперед, самозбудні незгасаючі аеропружні коливання – флатер створюють “втомленість” конструкції літака й стають причиною багатьох льотних пригод, що призводять до руйнування конструкції літака.

У керованому польоті аеропружні коливання можуть підсилюватися, оскільки до процесу розвитку коливань конструкції підключається система автоматичного управління. Дійсно, коливання конструкції літака сприймають датчики САУ, сигнали датчиків підсилюються й надходять на рульові агрегати, які відхиляють органи управління. Якщо коливання конструкції в місці встановлення датчика співпадають за фазою з відхиленням органу управління, то в замкненому контурі управління на певних частотах може виникнути резонанс, тобто підсилення аеропружних коливань. Це явище отримало назву *аероавтопружних коливань*, які при певних умовах переходять в “апаратний флатер”, що призводить до руйнування конструкції літака.

Для оцінки впливу аеропружних коливань на динаміку контура управління необхідно мати динамічну пружну модель літака. Модель повинна бути достатньо простою та правильно відображати основні властивості реального об'єкта. Тут можливі різні підходи:

– об'ємна пружна модель (рис. 8.1), в якій літак умовно розподіляється на кінцеві об'ємні елементи, що володіють певними несучими та пружними властивостями;

– балочна пружна модель, в якій літак у простішому випадку подається у вигляді однорідного стержня (балки) з вільними кінцями, або у вигляді системи перехресних балок. У цій моделі фюзеляж, крило, стабілізатор, інші елементи конструкції подаються у вигляді пружних балок (рис. 8.2), які певним способом з'єднані один з одним.

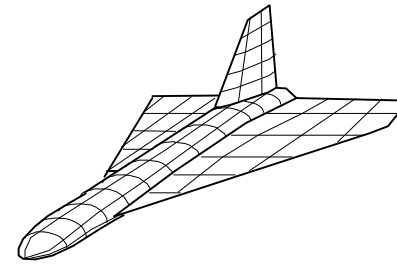


Рис. 8.1

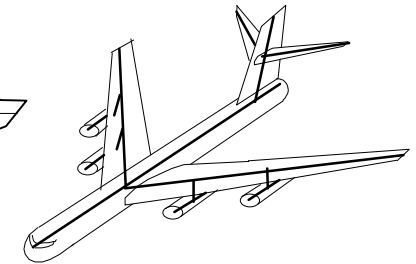


Рис. 8.2

Об'ємна модель дозволяє точніше описати процес розвитку динамічних пружних коливань, але потребує більшої кількості трудомістких обчислювань, які можна виконати тільки за допомогою ЦОМ. У цьому відношенні більш зручною стає балочна пружна модель. Балки в загальному випадку є неоднорідними, й розподіл питомої (на одиницю довжини) маси та жорсткості визначається конструкцією літака.

Пружна модель потрібна для визначення амплітуди, форми та частоти пружних коливань у певних місцях конструкції літака. Поєднання форми та частоти коливань конструкції характеризує *тон коливань*, а залежність амплітуди коливань певного тону від точок координат конструкції, наприклад, вздовж розмаху крила, називають *функцією форми* коливань даного тону.

У літака як у пружної системи можуть збуджуватися коливання різних тонів. Для однорідної балочної пружної моделі існує допущення, що частоти старших тонів ω_i кратні частоті першого тону, тобто $\omega_2=2\omega_1$, $\omega_3=3\omega_1$ тощо. Рис. 8.3 ілюструє функції форм перших трьох тонів пружних коливань крила при використанні однорідної балочної пружної моделі. Кожний i -й тон коливань має $(i + 1)$ *вузлів – точок, які не беруть участі в коливаннях i -го тону*, та i *пучностей – точок з максимальною амплітудою коливань*.

У дійсності форми та частоти коливань крила, фюзеляжу та інших елементів конструкції взаємозв'язані, і умова однорідності маси та жорсткості вздовж розмаху крила не дотримується. Тому реальні функції форм (рис. 8.4) відрізняються від ідеалізованих,

однак число пучностей та вузлів різних тонів, як правило, зберігається. Положення пучностей та вузлів у польоті змінюється, наприклад, через витрату палива.

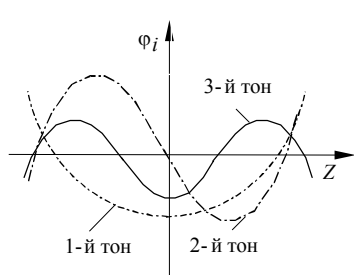


Рис. 8.3

На практиці для розрахунку математичних моделей пружних деформацій широке розповсюдження отримав метод форм, в якому форми пружних коливань вважаються заздалегідь відомими.

8.2. Математична модель поздовжнього руху літака з урахуванням аеропружних коливань

Для опису деформацій літака під впливом динамічних навантажень будемо використовувати однобалочну пружну модель, в якій фюзеляж літака подається у вигляді тонкої та довгої балки з вільними кінцями. Кожна точка конструкції фюзеляжу при збудженні пружних коливань здійснює складний рух у просторі. По-перше, вона бере участь у русі літака як жорсткого (твердого) тіла, по-друге, вона бере участь у коливаннях з частотами всіх збуджених тонів й амплітудами, просторовий розподіл яких характеризують функції форм $\varphi_i(x)$. Миттєве відхилення точки з координатою x у напрямку нормальному по відношенню до жорсткого літака в даний момент часу t можна описати у вигляді суми коливань n -ї кількості тонів

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \varphi_i(x).$$

Функція $q_i(t)$ описують зміну амплітуди коливань i -го тону в часі. Ці коливання збуджуються силами, які створюють відхилення органів управління, вітрові збурення тощо.

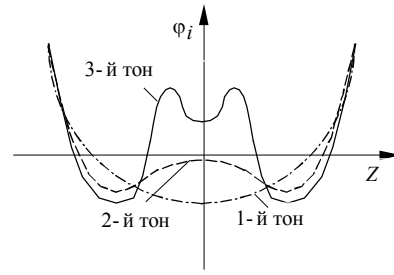


Рис. 8.4

Достатньо зручними моделями руху усереднених мас частин фюзеляжу M_i , що коливаються з частотою i -го тону, є коливальні ланки зі слабким демпфіруванням, на які впливають деякі усереднені сили F_i :

$$M_i(\ddot{q}_i + 2\xi_i\omega_i\dot{q}_i + \omega_i^2q_i) = F_i, \quad (8.1)$$

де ξ_i – декремент згасання i -го тону, який, як правило, малий і дорівнює $(0,02 \dots 0,05)$; ω_i – частота коливань i -го тону.

Усереднену силу F_i й усереднену масу коливних частин конструкції M_i визначають для кожного тону окремо за формулами:

$$F_i(t) = \int_{-l_k}^{l_n} f(x, t) \varphi_i(x) dx; \quad (8.2)$$

$$M_i = \int_{-l_k}^{l_n} m(x) \varphi_i^2(x) dx, \quad (8.3)$$

де $f(x, t)$ – сила, що припадає на одиницю довжини фюзеляжу; $m(x)$ – маса на одиницю довжини фюзеляжу; l_n, l_k – довжина передньої та кінцевої частин фюзеляжу.

Приклад розподілу питомих сил і мас показаний на рис. 8.5.

Формули (8.2), (8.3) отримані з енергетичних співвідношень і пояснюються так. Сили, що діють у вузлах коливань, роботи не здійснюють і ніяк на коливання i -го тону не впливають, оскільки у вузлових точках $\varphi_i(x) = 0$. Робота, що здійснюється силою в коливальному русі, пропорційна амплітуді коливань. Тому у формулі (8.2) під інтегралом стоїть функція форми $\varphi_i(x)$.

Енергія коливального руху пропорційна квадрату амплітуди коливань. Тому вираз (8.3) для усередненої маси містить у собі $\varphi_i^2(x)$. Маси, що розташовуються у вузлах, на відповідні коливання не впливають, оскільки не беруть участі в коливаннях i -го тону.

Якщо сила зосереджена в якийсь точці $x = x_B$, то функція розподілу $f(x, t)$ має вигляд δ -функції:

$$f(x, t) = \delta(x - x_B) f(t).$$

Зокрема, силу, яку створює руль висоти, можна вважати зосередженою та подати у вигляді

$$f(x, t) = \delta(x - x_B) K_B \delta_B(t).$$

Тут $\delta_B(t)$ – поточне відхилення руля висоти; K_B – коефіцієнт пропорційності; $\delta(x - x_B)$ – одиничний імпульс у точці $x = x_B$.

Величина $F_i(t)$ у випадку зосередженої сили руля висоти дорівнює:

$$F_i(t) = \int_{-l_k}^{l_k} \delta(x - x_B) K_B \delta_B(t) \varphi_i(x) dx = K_B \varphi_i(x_B) \delta_B(t).$$

Отже, у рамках моделі зі зосередженою силою руля висоти прогин фіюзеляжу у процесі пружних коливань описується рівняннями:

$$u(x, t) = \sum_{i=1}^n q_i(t) \varphi_i(x); \quad (8.4)$$

$$\ddot{q}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = k_i \varphi_i(x_B) \delta_B,$$

де $k_i = \frac{K_B}{M_i}$.

Але прогин фіюзеляжу безпосередньо не контролюється бортовими датчиками, які включені в контури управління польотом. Тому доцільно записати вирази для таких вихідних величин, які безпосередньо вимірюються існуючими датчиками інформації.

Кутове відхилення – вигин пружної лінії по відношенню до поздовжньої осі жорсткого літака в точці розташування датчика кутового положення $x = x_D$ дорівнює частинної похідної прогину з довжини

$$\vartheta_{\text{виг}} = \left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)_{x=x_D} = \sum_{i=1}^n q_i(t) \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D}. \quad (8.5)$$

Додаткова кутова швидкість у точці $x = x_D$, що створюється пружними коливаннями, дорівнює похідної від $\vartheta_{\text{виг}}$ з часу

$$\omega_{z_{\text{виг}}} = \dot{\vartheta}_{\text{виг}} = \sum_{i=1}^n \dot{q}_i(t) \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D}. \quad (8.6)$$

Саме цю величину сумісно з кутовою швидкістю жорсткого літака вимірює датчик кутової швидкості, розташований в точці $x = x_D$.

Датчик кутових прискорень також сприймає поряд з кутовим прискоренням літака як жорсткого тіла додаткову інформацію

$$\dot{\omega}_{z_{\text{виг}}} = \ddot{\vartheta}_{\text{виг}} = \sum_{i=1}^n \ddot{q}_i(t) \cdot \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D}, \quad (8.7)$$

а датчик лінійних прискорень (датчик перевантажень) – додаткову інформацію про прискорення, що створюються пружними коливаннями

$$n_{y_{\text{виг}}} = \left(\frac{\partial^2 u}{\partial t^2} \right)_{x=x_D} = \sum_{i=1}^n \ddot{q}_i(t) \cdot \varphi_i(x_D). \quad (8.8)$$

З рівнянь (8.4)...(8.8), а також, використовуючи відповідні рівняння літака як жорсткого тіла, можна отримати передаточні функції, які зв'язують параметри руху певної точки конструкції літака (точки розташування датчика інформації) з відхиленням руля висоти.

Так, для кутової швидкості тангажа маємо:

$$\omega_{z_{\Sigma}} = \omega_{z_{\text{ж}}} + \omega_{z_{\text{виг}}}, \quad (8.9)$$

де $\omega_{z_{\text{ж}}}$ – кутова швидкість жорсткого літака, яка визначається з найпростішої моделі поздовжнього руху

$$\omega_{z_{\text{ж}}}(p) = - \frac{K_{\vartheta}^B \omega_{\alpha}^2 (T_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_{\alpha} \omega_{\alpha} p + \omega_{\alpha}^2} \delta_B(p); \quad (8.10)$$

$\omega_{z_{\text{виг}}}$ – кутова швидкість вигинних коливань. Вона може бути отримана як рішення системи рівнянь:

$$\omega_{z_{\text{виг}}}(p) = \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D} p q_i(p); \quad (8.11)$$

$$(p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2) q_i(p) = k_i \varphi_i(x_B) \delta_B(p).$$

Враховуючи співвідношення (8.10), (8.11), отримаємо вираз для сумарної кутової швидкості (8.9) у вигляді

$$\omega_{z\Sigma}(p) = - \left[\frac{K_3^B \omega_\alpha^2 (T_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} + \sum_{i=1}^n \frac{K_i p}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2} \right] \delta_B(p),$$

$$\text{де } K_i = k_i \varphi_i(x_B) \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D} = \frac{K_B \varphi_i(x_B)}{M_i} \left(\frac{\partial \varphi_i}{\partial x} \right)_{x=x_D}.$$

Очевидно, що величина та знак коефіцієнта K_i залежать від місця встановлення датчика кутової швидкості x_D .

Таким чином, передаточна функція літака з кутової швидкості тангажа має вигляд:

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{\omega_{zж}(p) + \omega_{z\text{виг}}(p)}{-\delta_B(p)} = W_{\omega_{zж}}^B(p) - \sum_{i=1}^n \frac{K_i p}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2}. \quad (8.12)$$

Відповідна структурна схема математичної моделі поздовжнього руху літака з урахуванням аеропружних коливань подана на рис. 8.6.

Передаточна функція (8.12) свідчить про те, що пружні деформації можуть бути враховані шляхом підключення до передаточної функції жорсткого літака паралельних каналів з передаточними функціями, які описують вигинні коливання різних тонів з частотами ω_i .

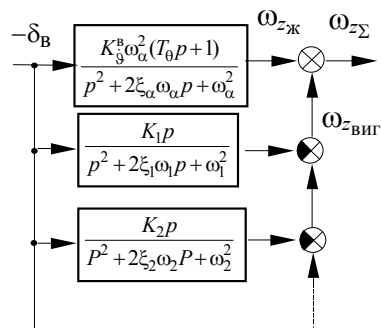


Рис. 8.6

Застосування частотних мето-

дів аналізу та синтезу автоматичних систем для структури, що зображена на рис. 8.6, неможливо через наявність паралельного сполучення динамічних ланок. Тому доцільно перетворити передаточну функцію пружного літака (8.12) в еквівалентне послідовне сполучення динамічних ланок. Для чого позначимо:

$$W_{\omega_{zж}}^B(p) = \frac{K_3^B \omega_\alpha^2 (T_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} = \frac{R(p)}{Q(p)};$$

$$p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2 = Q_i(p).$$

Тоді передаточну функцію (8.12) можна подати у вигляді

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{R(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p) - P Q(p) \sum_{i=1}^n \frac{K_i}{Q_i(p)} \prod_{j=1}^n Q_j(p)}{Q(p) \prod_{i=1}^n Q_i(p)}. \quad (8.13)$$

Для зручності аналізу стійкості та якості процесів управління за допомогою ЛАЧХ перетворимо передаточну функцію (8.13). Для цього розкладемо чисельник на множники та згрупуємо члени з однаковими степенями p . Тоді передаточна функція літака з кутової швидкості тангажа з урахуванням пружних коливань набуде вигляду:

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{K_3^B \omega_\alpha^2 (\tilde{T}_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} \prod_{i=1}^n \tilde{K}_i \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_i \tilde{\omega}_i p + \tilde{\omega}_i^2}{p^2 + 2\xi_i \omega_i p + \omega_i^2}, \quad (8.14)$$

$$\text{де } \tilde{K}_i = \frac{\omega_i^2}{\tilde{\omega}_i^2}.$$

Коефіцієнти \tilde{T}_0 , $\tilde{\xi}_i$, $\tilde{\omega}_i$ можуть бути визначені з системи рівнянь, яка отримана в наслідок групування коефіцієнтів з однаковими степенями p чисельників передаточних функцій (8.13) та (8.14).

Наявність атмосферної турбулентності також стає джерелом аеропружних коливань. Для урахування впливу турбулентності необхідно в правій частині рівняння (8.1), крім сили від руля висоти, врахувати аеродинамічну силу, що створює вертикальний порив вітру.

Збурення кута атаки α_w вздовж фюзеляжу літака можна вважати постійним, оскільки лінійний масштаб турбулентності значно перевищує розміри літака. Усереднена сила F_i у цьому випадку дорівнює:

$$F_i(t) = \alpha_w(t) \int_{-l_k}^{l_n} a(x) \varphi_i(x) dx.$$

Тут $a(x)$ – коефіцієнт, що визначає аеродинамічні властивості конструкції, а математична модель кутової швидкості пружних коли-

вань не відрізняється від (8.16), тільки роль збуджуючого сигналу відіграє α_w .

Аналізуючи математичні моделі, у кожному конкретному випадку можна обмежуватись декількома низькими тонами аеропружних коливань, тоді поліноми чисельника та знаменника передаточної функції (8.13) будуть мати скінчений порядок. При цьому порядок знаменника завжди на одиницю більше ніж порядок чисельника. Наприклад, при урахуванні тільки першого тону коливань

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (\tilde{T}_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} \tilde{K}_1 \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_1 \tilde{\omega}_1 p + \tilde{\omega}_1^2}{p^2 + 2\xi_1 \omega_1 p + \omega_1^2},$$

а з урахуванням перших двох тонів аеропружних коливань передаточна функція набуває вигляду

$$W_{\omega_{z\Sigma}}^B(p) = \frac{K_9^B \omega_\alpha^2 (\tilde{T}_0 p + 1)}{p^2 + 2\xi_\alpha \omega_\alpha p + \omega_\alpha^2} \tilde{K}_1 \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_1 \tilde{\omega}_1 p + \tilde{\omega}_1^2}{p^2 + 2\xi_1 \omega_1 p + \omega_1^2} \tilde{K}_2 \frac{p^2 + 2\tilde{\xi}_2 \tilde{\omega}_2 p + \tilde{\omega}_2^2}{p^2 + 2\xi_2 \omega_2 p + \omega_2^2}. \quad (8.15)$$

На рис. 8.7, а зображені ЛАЧХ і ФЧХ для літака, що описується передаточною функцією (8.15) при таких умовах:

$$K_9^B = 1,5 \text{ с}^{-1}; \quad \omega_\alpha = 5 \text{ с}^{-1}; \quad \xi_\alpha = 0,5; \quad T_\theta = 2 \text{ с};$$

$$K_1 = -10 \text{ с}^{-1}; \quad \omega_1 = 10 \text{ с}^{-1}; \quad \xi_1 = 0,05;$$

$$K_2 = -5 \text{ с}^{-1}; \quad \omega_2 = 20 \text{ с}^{-1}; \quad \xi_2 = 0,02.$$

Від'ємний знак при коефіцієнті K_1 свідчить про те, що датчик кутової швидкості розташовується в задній частині фюзеляжу, тобто перед пучністю відносно руля висоти. У цьому випадку:

$$\tilde{K}_1 = 1,101; \quad \tilde{\omega}_1 = 9,53 \text{ с}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_1 = 0,0755; \quad \tilde{T}_0 = 2,069 \text{ с};$$

$$\tilde{K}_2 = 1,049; \quad \tilde{\omega}_2 = 19,53 \text{ с}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_2 = 0,0249.$$

Штриховою лінією показані відповідні характеристики жорсткого літака.

Переміщення датчика в передню частину фюзеляжу викликає зміну знаків коефіцієнтів K_1, K_2 . Нехай інші параметри пружного літака не змінюються. У цьому випадку:

$$\tilde{K}_1 = 0,896; \quad \tilde{\omega}_1 = 10,57 \text{ с}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_1 = 0,0224; \quad \tilde{T}_0 = 1,93 \text{ с};$$

$$\tilde{K}_2 = 0,925; \quad \tilde{\omega}_2 = 20,79 \text{ с}^{-1}; \quad \tilde{\xi}_2 = 0,0249.$$

На рис. 8.7б зображені ЛАЧХ і ФЧХ для цього варіанту розташування датчика кутової швидкості.

На частотах, що дорівнюють частотам певних тонів пружних коливань, ЛАЧХ має гострі резонансні піки. Це пояснюється тим, що навіть незначні різниці малих декрементів згасання $\tilde{\xi}_i$ та ξ_i ланок другого порядку (8.14) на приблизно рівних частотах $\tilde{\omega}_i$ та ω_i викликають значні зміни амплітуди ЛАЧХ в області цих частот. Причому у першому випадку кутова швидкість пружних коливань у місці розташування датчика і кутова швидкість жорсткого літака при відхиленні руля висоти мають однакові знаки.

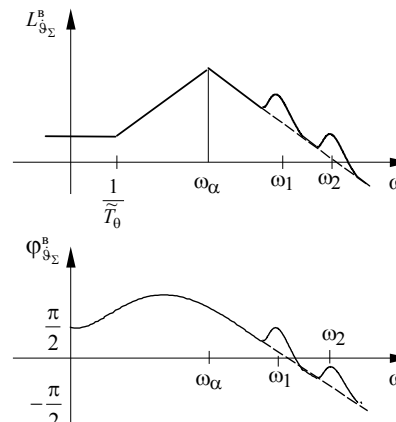


Рис. 8.7, а

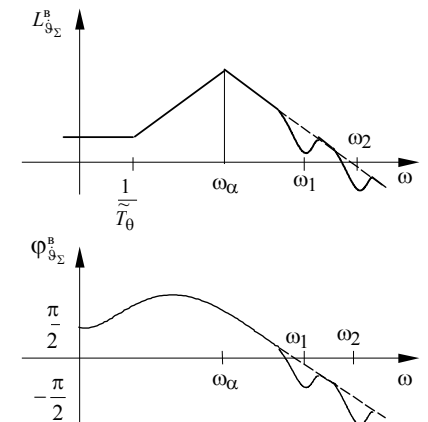


Рис. 8.7, б