

ЛЕКЦІЯ №7

Тема 6. Особливості побудови контурів управління пружким літаком.

Зміна амплітуди сигналу на частотах, близьких до тонів пружних коливань, при певних фазових співвідношеннях у замкненому контурі автоматичного управління, може призвести до погіршення динамічних характеристик системи і навіть до втрати її стійкості. Тому вплив аероавтопружних коливань на динамічні властивості літака як об'єкта управління необхідно враховувати особливо при синтезі високочастотних контурів автоматичного управління (контурів стійкості та керуваності)

8.3. Вплив пружних деформацій конструкції на динаміку контурів автоматичного управління. Способи послаблення впливу аероавтопружних коливань

Проблема послаблення впливу аероавтопружних коливань має два аспекти. По-перше, зміна аеродинамічних характеристик літака під дією статичних деформацій конструкції безумовно впливає на роботу контурів автоматичного управління. Але при відповідній самонастройці передаточних чисел у функції параметрів польоту, яка враховує зміни аеродинамічних характеристик під впливом статичних деформацій, цей вплив на якість управління може бути зведений до мінімуму. По-друге, динамічні пружні деформації, спотворюючи покази датчиків, сильно впливають на роботу швидкодіючих контурів управління. У першу чергу це стосується контурів демпфірування, які мають найширшу смугу пропускання.

На рис. 8.8 зображена структурна схема контура “літак + демпфер тангажа” з урахуванням пружних коливань. Відомо, що амплітуда пружних коливань з ростом тону зменшується. Тому на

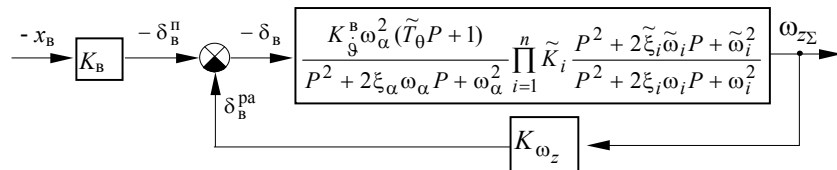


Рис. 8.8

динаміку контура управління найсильніше впливає перший тон

пружних коливань. На рис. 8.9 зображена функція форми першого тону пружних коливань фюзеляжу. Характерними точками функції форми є вузли, де $\varphi_1 = 0$ (точки, які не беруть участі в коливаннях) і пучність — точка з максимальною амплітудою коливань, в якій виконується умова $\frac{\partial \varphi_1}{\partial x} = 0$.

Якщо датчик кутової швидкості розташовується в передній частині фюзеляжу, то сигнали пружних коливань з датчика, надходячи до руля висоти, будуть створювати сили, які збільшують вигинання фюзеляжу. Амплітуда коливань зростає, в контурі виникають незгасаючі аероавтопружні коливання, які можуть досягти рівня небезпечного за умов міцності конструкції. У цьому випадку (див. рис. 8.7, б) на частотах близьких до частот першого тону спостерігаються провали як в амплітудній, так і у фазовій характеристиках. Найявніший додатковий відставання за фазою може призвести до втрати стійкості замкненого контура демпфірування.

До того ж, високочастотні відхилення руля висоти створюють знакозмінні моменти, що призводять до коливань поздовжньої осі з частотою близькою до коливань першого тону, тобто пружні коливання переходять у кутові. До аналогічних наслідків призводить розташування датчика в задній частині фюзеляжу, перед пучністю, але ефект підсилення аеропружних коливань, як правило, не виникає. Поява високочастотних коливань у контурі управління не призводить у цьому випадку до втрати стійкості, оскільки на цих частотах (див. рис. 8.7, а) спостерігається деяке випередження по фазі в порівнянні з жорстким літаком, що практично завжди збільшує запас стійкості.

При наближенні датчика кутової швидкості до пучності вплив аеропружних коливань на динаміку контура демпфірування зменшується. Отже, якщо розташувати датчик кутової швидкості в пучності першого тону, то він буде здійснювати під впливом згинальних деформацій тільки поступальний рух (див. рис. 8.9), тобто не буде відтворювати сигнали пружних коливань. Таким чином, **перший спосіб** послаблення впливу пружних динамічних коливань на роботу контура демпфірування — це встановлення датчика кутової швидкості як можна ближче до пучності першого тону коливань.

Однак, зважаючи на то, що координати пучності в польоті змінюються, частіше застосовують **другий спосіб** – встановлення в колі сигналу датчика кутової швидкості смугового фільтра-пробки, який настроєний на частоту першого тону пружних коливань. Передаточна функція такого фільтра має вигляд:

$$W_1(p) = \frac{p^2 + 2\xi_1\omega_1 p + \omega_1^2}{p^2 + 2\xi_2\omega_1 p + \omega_1^2}, \text{ де } \xi_1 \ll \xi_2. \quad (8.16)$$

Цей фільтр зменшує сигнал датчика кутової швидкості на частотах близьких до частот першого тону, що підтверджує його частотна характеристика, яка зображена на рис. 8.10. Для побудови залежності $L_1(\omega)$ були використані реальні ЛАЧХ формуючої ланки другого порядку та коливальної ланки з урахуванням співвідношення для декрементів згасання (8.16). Зважаючи на непостійність частоти першого тону ω_1 , настроювання такого фільтра стає достатньо складною задачею.

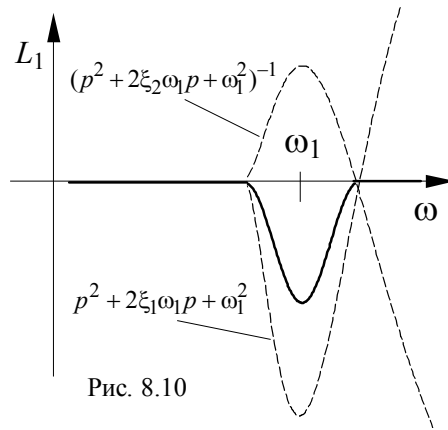


Рис. 8.10

Для усунення впливу старших тонів пружних коливань на контури демпфірування у колі датчика кутової швидкості встановлюють фільтр типу

$$W_2(p) = \frac{1}{T_\phi^2 p^2 + 2\xi_\phi T_\phi p + 1}, \text{ де } \xi_\phi > 0,5,$$

який зрізує сигнали з частотою більше $1/T_\phi$. Фільтри пружних коливань вносять запізнення за фазою на робочих частотах сигналу кутової швидкості, що заважає демпфірувати кутові короткоперіодичні рухи. Для усунення цього недоліку в закони управління існуючих САУ додають похідну від сигналу кутової швидкості. Наприклад,

$$\delta_B^{pa} = W_1(p) \cdot W_2(p) [K_{\omega_z} + K_{\dot{\omega}_z} p] \cdot \omega_z.$$

На закінчення зауважимо, що, безумовно, найкращим способом боротьби з наслідками пружних коливань є не послаблення їхнього впливу на контури автоматичного управління, а погашення пружних коливань за допомогою спеціальних контурів автоматики з додатковими швидкодіючими органами управління. Але ці задачі виконують вже інші засоби комплексної корекції динамічних характеристик стійкості та керованості літака, які розглядаються в наступних главах.

Парирування впливу вітру та погашення аеропружних коливань

Пориви вітру та безперервна турбулентність атмосфери, викликаючи пружні деформації конструкції, створюють додаткові шкідливі перевантаження. Міцність конструкції повинна обиратись з урахуванням поривів вітру, а призначений ресурс конструкції має враховувати вплив дрібномасштабної турбулентності, яка створює додаткову витрату ресурсу. Оскільки вітрові збурення за своєю природою випадкові, то виникає проблема обґрунтування необхідної міцності конструкції та темпів витрати її ресурсу. Відмітимо, що підвищення міцності конструкції збільшує вагу літака, але не забезпечує необхідного рівня безпеки польоту, оскільки існує неконтрольований (підвищений) темп витрати конструкції внаслідок дрібномасштабної турбулентності. Крім того, аеропружні коливання літака підвищують рівень випадкових перевантажень і створюють дискомфортні умови роботи екіпажу.

Можливі різні способи зниження впливу вітру на літак: зміна динамічних властивостей літака як твердого тіла, компенсація виникаючих перевантажень за рахунок відхилення органів безпосереднього управління аеродинамічними силами та демпфірування пружних коливань конструкції. Як приклад реалізації першого способу може служити демпфер тангажа, який зменшує дисперсію кутової швидкості та перевантаження при польоті в турбулентній атмосфері.

Більш ефективний спосіб – це створення спеціальних контурів зниження навантаження на крило. Структура таких контурів не має принципових відмін від системи зниження маневрених перевантажень. Спрощена схема зниження навантажень на крило від впливу вітру зображена на рис. 9.12.

Якщо при зниженні маневрених навантажень на крило за вхідний сигнал у системі використовується інформація про відхилення штурвалу пілотом, то при зниженні дискретних вітрових збурень, що діють на крило, використовують інформацію акселерометра 3 – датчика перевантаження, який встановлюється в центрі мас літака. За органи управління в даній схемі використовують елерони 4, 5, які відхиляються симетрично. Дія дискретних вітрових збурень фіксується акселерометром 3, за сигналом якого органи управління, відхиляючись, розвантажують крило від вигинаючих моментів, перерозподіляючи тиск вздовж розмаху крила (див. рис. 9.11,б) з одночасним зменшенням нормального перевантаження. Синхронно з відхиленням елеронів відхиляється руль висоти, послабляючи вплив симетричних елеронів на кутовий рух літака. Коректуючі фільтри Φ (рис. 9.12) у каналах управління забезпечують координоване відхилення рульових поверхонь.

Ця сама схема може використовуватися для демпфірування пружних коливань крила. Датчиком інформації про коливання стають акселерометри 1, 2, які встановлюються у точках прикладання керуючої сили, тобто поблизу від елеронів. Таке розташування датчиків перевантаження дозволяє виключити вплив фактора форми власних коливань. Сили, що створюють органи управління, повинні бути пропорційні швидкості коливань крила і спрямовані у бік їх зниження. Формування сигналу, що пропорційний швидкості місцевих коливань конструкції, можна отримати шляхом інтегрування сигналу акселерометра (ця сама інформація може бути отримана від датчиків кутової швидкості, які встановлюють у вузлах відповідних тонів пружних коливань). Поряд з інформацією про пружні коливання сигнал акселерометра містить складову перевантаження, яка зв'язана з рухом центра мас літака. Для відокремлення цієї складової використовують інформацію акселерометра 3, що встановлений в центрі мас, віднімаючи його покази з показів акселерометрів, які встановлюються на крилі.

Для успішного виконання функцій парирування аеропружних коливань необхідно, щоб привод органів управління мав високу швидкодію та велику смугу пропускання.