

## ЛЕКЦІЯ №2

### Тема 2. Комплексна корекція характеристик стійкості та керованості ПС.

#### 2.1. Критерії оцінки пілотажних характеристик літака.

Пілотажні характеристики характеризують літак як об'єкт управління. Вони визначають простоту та зручність пілотування, безпеку польоту, можливість виконання польотного завдання, точність управління тощо. Пілотажні характеристики літака істотно залежать від режиму польоту, можливості ж пілота адаптуватися до змінних умов польоту з метою забезпечення прийнятної якості пілотування обмежені.

У зв'язку з цим значну увагу приділяють питанням поліпшення пілотажних властивостей літака, і успішне розв'язання цієї задачі неможливо без застосування засобів автоматики.

Під **стійкістю** літака розуміють його здатність без втручання пілота зберігати вихідний режим польоту після припинення дії збурення. А під **керованістю** літака розуміють його здатність змінювати з визначеною якістю вихідний режим польоту при відхиленні органів управління.

Зіставляючи поняття стійкості та керованості літака, можна зробити висновок, що вони протилежні. Разом з тим між ними існує тісний взаємозв'язок. Із ростом стійкості збільшуються кути відхилення рульових органів і зусилля на важелях управління, які необхідні для зміни параметрів польоту. При зменшенні стійкості руху літака, навпаки, невеликі кути відхилення рулів значно змінюють траєкторію польоту, зростає "суворість" управління. Тому існує така ступінь стійкості руху, при якій характеристики керованості літака стають найбільш припустимими.

У динаміці польоту характеристики стійкості та керованості умовно розділяють на статичні та динамічні.

**Статична стійкість** визначає початкову тенденцію до усунення збурень, що діють на літак. Вона характеризується ступенем поздовжньої статичної стійкості з перевантаження  $\sigma_{n_y}$ , з швидкості польоту  $\sigma_v$  і бічною стійкістю  $\sigma_\beta$ .

**Статична керованість** характеризує розмір *усталеного* значення параметра польоту, що виникає внаслідок одиничного керуючого впливу.

До керуючих впливів відносять: переміщення важелів управління, зусилля на важелях, а також відхилення рульових поверхонь. Параметри польоту, за якими оцінюється керованість, можуть бути різними: нормальне перевантаження або кутова швидкість тангажа для поздовжнього руху, кутові швидкості крену та ривання (бічне перевантаження або кут ковзання) для бічного руху.

До числа показників статичної керованості відносять:

– коефіцієнт пропорційності між переміщенням важеля управління  $x$  або між зусиллям на важелі  $P$  і усталеною зміною параметра польоту  $Y$  і позначають як  $K_Y^x$  або  $K_Y^P$ ;

– градієнт переміщення важеля  $X^Y$  або градієнт зусилля  $P^Y$  на важелі за певним параметром польоту, тобто величини, що обернені коефіцієнтам пропорційності:

$$X^Y = \frac{1}{K_Y^x}, \quad P^Y = \frac{1}{K_Y^P}.$$

**Динамічна стійкість і керованість** характеризується показниками якості перехідних процесів, які можуть формулюватися:

– в термінах передаточних функцій математичних моделей літака. Наприклад, власні частоти недемпфірованих коливань літака  $\omega_\alpha, \omega_\beta$ ; стала часу руху літака з крену  $T_\gamma$ ; декременти згасання  $\xi_\alpha, \xi_\beta$ ;

– в термінах перехідних функцій. Наприклад, тривалість перехідного процесу  $t_{п.п}$ ; час спрацювання  $t_{спр}$ ; коефіцієнт згасання  $\delta$ ; частота коливань  $\omega$ ; перегулювання  $\Delta Y$  тощо.

Динамічна стійкість і керованість також характеризуються асимптотичною стійкістю руху, яка може оцінюватися за допомогою критеріїв, що існують у теорії автоматичного керування. Наприклад, критерій Вишнеградського, критерій Рауса – Гурвиця тощо.

Як правило стійкість і керованість оцінюється окремо для поздовжнього та для бічного рухів.

Якісні характеристики стійкості та керованості є умовою успішного виконання будь-якого польотного завдання. Для поліпшення цих характеристик використовуються контури стійкості та керованості, які, працюючи сумісно з пілотом, перетворюють літак в об'єкт з прийнятними пілотажними характеристиками. Ці контури реалізуються засобами часткової автоматизації: демпферами, автоматами стійкості, автоматами регулювання управління, а також комплексними системами стійкості та керованості (системами штучного управління).

## 2.2. Самонастроюванні автомати регулювання управління.

Самонастроювальні АРУ застосовують принцип регулювання за відхиленням поточного градієнта переміщення з нормального перевантаження від заданого  $X_B^{ny} - X_{B_3}^{ny}$ .

Сутність роботи АРУ, структурна схема якого показана на рис. 6.5, складається з того, що пілот, відхиляючи штурвал від балансувального положення на величину  $\Delta x_B$ , намагається в усталеному режимі створити певний (заданий) приріст перевантаження  $\Delta n_{y_3}$ , але якщо статичні характеристики керованості відрізняються від потрібних ( $X_B^{ny} \neq X_{B_3}^{ny}$ ), то приріст нормального перевантаження  $\Delta n_y$  в усталеному режимі також буде відрізнятися від заданого. Тому рульовий агрегат АРУ, який послідовно включений в проводку системи управління, за інформацією про відхилення штурвала відхиляє руль висоти і створює таке додаткове перевантаження  $\Delta n_y^{pa}$ , щоб виконувалась умова

$$\Delta n_y + \Delta n_y^{pa} = \Delta n_{y_3}. \quad (6.3)$$

Використовуючи формулу (4.6) як

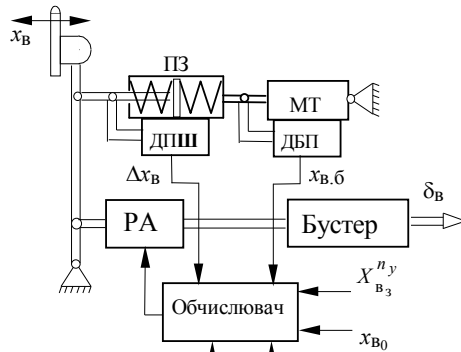


Рис. 6.5

$$X_B^{ny} = \frac{\partial x_B}{\partial n_y} \approx \frac{\Delta x_B}{\Delta n_y}, \quad (6.4)$$

запишемо (6.3) через градієнти переміщення з нормального перевантаження

$$\frac{\Delta x_B}{X_B^{ny}} + \frac{\Delta x_B^{pa}}{X_B^{ny}} = \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{ny}}, \quad (6.5)$$

де  $\Delta x_B^{pa}$  – зведене до відхилення штурвала переміщення руля висоти, яке створюється рульовим агрегатом, визначається з (6.5) за формулою

$$\Delta x_B^{pa} = \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{ny}} (X_B^{ny} - X_{B_3}^{ny}). \quad (6.6)$$

Таким чином, сумарне відхилення руля висоти складеться з відхилення руля висоти від зусилля пілота та з урахуванням (6.6) від рульового агрегату АРУ

$$\delta_B = \delta_B^p + \delta_B^{pa}, \quad (6.7)$$

де

$$\delta_B^p = K_B \Delta x_B; \quad (6.8)$$

$$\delta_B^{pa} = K_B \Delta x_B^{pa} = \frac{K_B}{X_{B_3}^{ny}} (X_B^{ny} - X_{B_3}^{ny}) \Delta x_B. \quad (6.9)$$

Для реалізації такого закону управління АРУ необхідно мати в польоті інформацію про відхилення штурвала від балансувального положення  $\Delta x_B$ , про поточне значення градієнта переміщення з нормального перевантаження  $X_B^{ny}$ , а також про нормоване (задане) значення градієнта  $X_{B_3}^{ny}$ .

Нормоване значення градієнта  $X_{B_3}^{ny}$  залежить від класу літака і як постійна величина надходить в обчислювач АРУ.

Для отримання інформації про  $\Delta x_B$  вважають, що пілот постійно в усталеному режимі при зміні параметрів польоту балансує літак, переміщуючи штурвал у балансувальне положення і розван-

тажуючи пружинний завантажувач *ПЗ* за допомогою механізму тримірування *МТ*. Таким чином, шток механізму *МТ* і корпус пружинного завантажувача завжди знаходяться в балансувальному положенні. Тому при виконанні маневру з надмірним перевантаженням з величини переміщення штурвала відносно корпусу *ПЗ*, яке (див. рис. 6.5) вимірюється датчиком переміщення штурвала *ДПШ*, можна судити про відхилення штурвала від балансувального положення.

Для отримання інформації про поточне значення  $X_B^{n_y}$  скористуємося формулою (6.4). Подамо  $\Delta n_y$  як різницю  $n_y=1$  та  $n_y=0$ , тобто

$$\Delta n_y = 1 - 0,$$

а  $\Delta x_B$  – як різницю відповідних положень штурвала при цих значеннях нормального перевантаження, тобто

$$\Delta x_B = x_{B1} - x_{B0}.$$

Усталеному горизонтальному польоту з нормальним перевантаженням  $n_y = 1$  відповідає балансувальне положення штурвала  $x_{B1} = x_{B.б}$ , яке несе в себе інформацію про параметри польоту та про деякі параметри завантаження літака. Інформацію про  $x_{B.б}$  можна отримати від датчика балансувального положення *ДБП*, який (див. рис. 6.5) підключений до штока механізму *МТ*. Зауважимо, що балансувальне положення штурвала на дозвукових швидкостях завжди негативне.

Щоб визначити положення штурвала при  $n_y=0$  згадаємо, що результуючий аеродинамічний момент тангажа, що описується в аеродинаміці формулою

$$M_z = M_{z0} - Y_a(x_F - x_T) + M_z(\delta_B),$$

в усталеному режимі повинний дорівнювати нулю. Таким чином, при  $n_y = 0$ , що відповідає рівності нулю піднімальної сили ( $Y_a = 0$ ), момент  $M_{z0}$  компенсується моментом руля висоти ( $M_{z0} = -M_z(\delta_B)$ ). Записуючи цей вираз через аеродинамічні коефіцієнти, отримуємо:

$$m_{z0} = -m_z^{\delta_B} \delta_B.$$

Тут  $m_{z0}$  – коефіцієнт моменту тангажа відносно аеродинамічного фокуса при  $c_{y_a} = 0$ , який залежить від стрілоподібності крила і є величиною постійною на дозвукових швидкостях. Зі фізичної точки зору виникнення моменту  $M_{z0}$  пояснюється несиметричністю верхньої та нижньої частин літального апарата. На надзвукових швидкостях за рахунок переміщення аеродинамічного фокуса назад величина  $m_{z0}$  змінюється.

Отже, польоту з нормальним перевантаженням  $n_y = 0$  відповідає положення штурвала (руля висоти)  $x_{B0}$ , яке несе в собі інформацію про місцезнаходження аеродинамічного фокуса. Відмітимо, що компенсація моменту  $M_{z0}$ , який на дозвукових швидкостях завжди позитивний, здійснюється, враховуючи від'ємність коефіцієнта ефективності руля висоти  $m_z^{\delta_B}$ , позитивним положенням штурвала  $x_{B0}$ . Задане значення  $x_{B0}$  як постійна величина надходить в обчислювач АРУ, коректуючись залежно від стрілоподібності крила  $\chi$ , а при  $M > M_{кр}$  залежно від числа  $M$  польоту (див. рис. 6.5).

Використовуючи вищевикладене та формулу (6.4), запишемо вираз для поточного значення  $X_B^{n_y}$  у вигляді

$$X_B^{n_y} = \frac{\Delta x_B}{\Delta n_y} = \frac{x_{B.б} - x_{B0}}{1 - 0} = x_{B.б} - x_{B0},$$

а, враховуючи протилежність знаків  $x_{B.б}$  та  $x_{B0}$ , отримаємо:

$$X_B^{n_y} = x_{B.б} + x_{B0}. \quad (6.10)$$

З урахуванням (6.10), отримаємо остаточний вигляд закону управління (6.9) самонастроювального АРУ

$$\delta_B^{pa} = K_B \left[ (x_{B.б} + x_{B0}) \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}} - \Delta x_B \right]. \quad (6.11)$$

Аналізуючи (6.11) з урахуванням (6.7), (6.8), можна зробити висновок, що АРУ останньою складовою закону управління компенсує вплив пілота на руль висоти, а за рахунок перших двох складових з інформації про переміщення штурвала відхиляє руль висоти таким чином, щоб в усталеному режимі створити заданий пілотом

приріст нормального перевантаження  $\Delta n_{y_3} = \Delta x_B / X_{B_3}^{n_y}$ . При цьому передаточне число  $K_B$  закону управління (коефіцієнт передачі) коректується залежно від  $x_{B_0}$  та  $x_{B_0}$ , тобто одночасно від багатьох параметрів: від висоти та швидкості польоту, положення аеродинамічного фокуса, умов балансування літака, варіантів завантаження літака, геометрії крила тощо – щоб забезпечити задані статичні характеристики поздовжньої керованості (градієнт переміщення з нормального перевантаження).

Самонастроювальні АРУ, що реалізують закон управління типу (6.11), використовують у контурах стійкості та керованості важких неманеврених літаків, наприклад, ТУ-154.

## 2.2. Комплексна корекція статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості. Автомати поздовжнього та бічного управління

У попередніх главах були розглянуті елементи автоматичних систем, що поліпшують характеристики стійкості та керованості. Причому кожний засіб автоматизації (демпфери, автомати стійкості, автомати регулювання управління) розглядався окремо, при цьому ставились вимоги – за допомогою конкретного засобу розв'язати окрему задачу стійкості та керованості. Додаткові зміни характеристик стійкості та керованості (позитивні та негативні), що спричиняються цими автоматами, сприймалися як побічний ефект. Ефективно впливати на пілотажні характеристики літака можна тоді, коли вибір параметрів єдиної системи стійкості та керованості здійснюється комплексно, з урахуванням усіх окремих засобів автоматизації ручного управління.

А Автомати, що реалізують комплексний підхід до формування характеристик стійкості та керованості, отримали назву – автомати поздовжнього (АПУ) та автомати бічного (АБУ) управління. На рис. 9.1 зображена схема АПУ, що об'єднує АРУ, демпфер й автомат стійкості.

Оскільки сигнали  $\omega_z$  та  $\Delta n_y$  коректують динамічні характеристики поздовжнього руху, то зміни статичних характеристик керованості (відхилення важеля управління для створення потрібного перевантаження декілька збільшується), які спричиняються

цими сигналами, слід розглядати як побічний ефект. Якщо цей ефект є небажаним, то його вплив можна зменшити шляхом введення додаткового сигналу про відхилення важеля управління від балансувального положення, наприклад, як це було зроблено для автомата поздовжньої стійкості із законом (7.42). Але на відміну від автомата поздовжньої стійкості АПУ дозволяє коректувати програму АРУ, як окремого засобу. При цьому закон управління статичного АПУ ( $W_{\Delta n_y}(p) = K_{ny}$ ) має вигляд:

$$\delta_B = \delta_B^p + \delta_B^{pa}, \quad (9.1)$$

$$\text{де } \delta_B^p = K_B(q, H)x_B; \quad (9.2)$$

$$\delta_B^{pa} = K_{ny} \left( \Delta n_y + \frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}} \right) + W_{\omega_z}(p)\omega_z. \quad (9.3)$$

У рівняннях (9.1)...(9.3)  $\delta_B$ ,  $\delta_B^p$ ,  $\delta_B^{pa}$  – повне переміщення руля висоти, переміщення руля від важеля управління та від рульового агрегату;  $W_{\omega_z}(p)$  – коректуючий фільтр у колі датчика кутової швидкості. Наприклад, фільтр аеропружних коливань або ізодромний фільтр, що відтворює постійну складову  $\omega_z$ ;  $\Delta x_B$  – відхилення важеля управління від балансувального положення.

Сигнал, пропорційний  $\Delta x_B$ , може надходити з датчика деформації пружинного завантажувача – датчика зусиль (ДУ).

Закон управління (9.3) доцільно перетворити в таку форму:

$$\delta_B^{pa} = K_{ny} (\Delta n_y - \Delta n_{y_3}) + W_{\omega_z}(p)\omega_z, \quad (9.4)$$

де  $(\Delta n_{y_3} = -\frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}})$  – задане переміщенням важеля управління значення нормального перевантаження, яке визначається градієнтом  $X_{B_3}^{n_y}$  – (заданим градієнтом переміщення важеля з нормального перевантаження).

Закон управління (9.4) ілюструє, як здійснюється стабілізація заданих статичних характеристик керованості за допомогою АПУ. При неточній регулюванні в АРУ коефіцієнта передачі механічної

проводки системи управління  $K_B(q,H)$  задане важелем управління значення нормального перевантаження не буде відповідати поточному ( $\Delta n_y \neq \Delta n_{y_3}$ ). І тоді рулевий агрегат відповідно цієї різниці додатково відхилить руль висоти, відновлюючи потрібні характеристики керованості.

Використовування такої корекції знижує вимоги щодо функціональної ефективності АРУ як часткового засобу. При відсутності керуючого сигналу АПУ працює як демпфер й автомат стійкості. Причому негативний вплив автомата стійкості на динамічні характеристики (зменшення декремента згасання) повинно бути компенсовано збільшенням сигналу демпфера тангажа. А деяку зміну частоти власних коливань при працюючому демпфері необхідно враховувати при синтезі автомата стійкості. Ще більшою ефективністю володіє астатичний АПУ ( $W_{\Delta n_y}(p) = K_{n_y} + \frac{K_{\tilde{n}_y}}{p}$ ), що функціонує за законом управління:

$$\delta_B^{pa} = K_{n_y} (\Delta n_y - \Delta n_{y_3}) + \frac{K_{\tilde{n}_y}}{p} (\Delta n_y - \Delta n_{y_3}) + W_{\omega_z}(p) \omega_z,$$

$$\text{де } \Delta n_{y_3} = -\frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}}.$$

Внаслідок того, що в усталеному режимі польоту підінтегральний вираз дорівнює нулю, цей закон забезпечує астатичну стабілізацію заданого градієнта переміщення важеля з нормального перевантаження

$$\Delta n_y = \Delta n_{y_3} = -\frac{\Delta x_B}{X_{B_3}^{n_y}}.$$

Враховуючи, що негативний приріст відхилення важеля управління викликає позитивний приріст нормального перевантаження, одержимо:

$$\frac{-\Delta x_B}{\Delta n_y} = X_{B_3}^{n_y} = \text{const}.$$

У цьому випадку зникає необхідність в автоматі регулювання управління.

Крім цього, наявність у законі управління інтеграла від  $\Delta n_y$ , який пропорційний куту нахилу траєкторії, забезпечує балансування літака при зміні швидкості польоту без втручання пілота в управління. Внаслідок чого літак набуває властивості нейтральної стійкості з швидкості (балансувальне положення важеля управління не змінюється при зміні швидкості польоту, оскільки балансувальне відхилення руля висоти забезпечується рулевим агрегатом). Однак для роботи такої схеми балансування, яка працює за принципом відхилення, потрібно виникнення нормального перевантаження. Зменшити цей небажаний ефект можна, використовуючи інформацію про програмне балансувальне відхилення важеля управління  $x_B^{bal}$ . Функція  $x_B^{bal}$  у вигляді додаткового сигналу за жорсткою програмою надходить на вхід АПУ. Неточність у реалізації функції  $x_B^{bal}$  ліквідується схемою балансування.

При роботі астатичний АПУ потребує значних відхилень органів управління ( $\delta_B^{pa}$ ), тому, природньо, що така система повинна бути, як мінімум, триразово резервованою, а для її реалізації доцільний перехід на електродистанційне управління.

За останні роки особливо гостро стали питання поліпшення пілотажних характеристик літака в бічному русі. Для сучасних і перспективних літаків характерним є підсилення взаємозв'язку рухів з крену та з ристання. Існує декілька причин цього явища: недостатнє демпфірування кутових коливань (особливо при польоті на великих висотах), зменшення шляхової стійкості на значних числах  $M$  та при польоті на великих кутах атаки, погіршення характеристик поперечної керованості, підсилення перехресного впливу елеронів і руля направлення.

Поліпшення пілотажних властивостей літака в бічному русі, так само, як і в поздовжньому, тільки аеродинамічними засобами неможливо. Комплексна корекція статичних і динамічних характеристик стійкості та керованості літака у бічному русі забезпечується АБУ.

Узагальнена структурна схема такого автомата, що побудований на основі електродистанційного управління, зображена на рис. 9.2.

Визначною особливістю АПУ є тісний взаємозв'язок каналів елеронів і руля направлення.

У каналі руля направлення може бути реалізований такий закон управління:

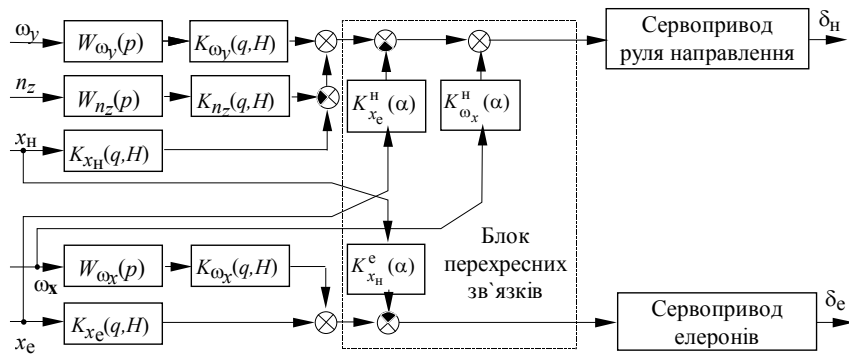


Рис. 9.2

$$\delta_H = K_{x_H}(q, H)x_H + W_{\omega_y}(p)K_{\omega_y}(q, H)\omega_y - W_{n_z}(p)K_{n_z}(q, H)n_z - K_{x_e}^H(\alpha)x_e + K_{\omega_x}^H(\alpha)\omega_x.$$

Сигнали кутової швидкості  $\omega_y$  та поперечної перевантаженості  $n_z$  виконують звичайні для демпфера й автомата стійкості функції.

Фільтр  $W_{n_z}(p)$  у колі сигналу  $n_z$  забезпечує згладжування сигналів з датчика перевантаження, які утримують у собі шуми вібраційного походження та пружних коливань. Якщо до шляхової статичної стійкості пред'являють підвищенні вимоги, то коректуючий фільтр може утримувати у собі інтегровальні ланки.

Коректуючий фільтр  $W_{\omega_y}(p)$  виконує роль фільтра пружних коливань, наприклад, фільтра аеропругких коливань або ізодромного фільтра, що відтіняє постійну складову  $\omega_y$ .

Сигнал дистанційного управління рулем направлення  $x_H$ , що формується датчиком переміщення педалей, повинен враховувати

спад ефективності управління через роботу демпфера і автомата стійкості.

Перехресний зв'язок з відхилення важеля управління  $K_{x_e}^H(\alpha)x_e$ , що коректується за кутом атаки, створює випереджаючі (по відношенню до кута ковзання) відхилення руля направлення. Справа в тому, що при нахиленні літака з'являється ковзання через кінематичний перехід кута атаки в кут ковзання. В основному це пояснюється інерційністю зміни напрямку вектора швидкості  $\vec{V}$  і найбільш помітно на великих кутах атаки (рис. 9.3).

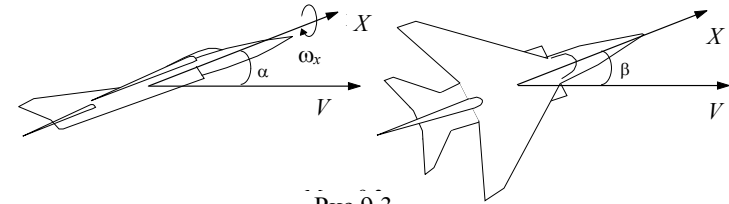


Рис.9.3

Відхиляючи руль направлення одночасно з відхиленням елеронів (саме так діє пілот при виконанні енергійного маневру в бічній площині), АБУ попереджує появу кута ковзання. При цьому вирішується низка задач. По-перше, підвищується енергійність маневру (руль направлення створює додатковий момент у бік розвороту). По-друге, при нахиленні літака практично не виникає кут ковзання, а це попереджує звалювання літака через несиметричну обтечу крила на великих кутах атаки. І, нарешті, додатковим відхиленням руля направлення у бік розвороту АБУ, компенсуючи кут ковзання, збільшує кутову швидкість ристання  $\omega_y$  і відповідний спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ . Сумісно з моментом управління  $M_x(\delta_e)$  спіральний момент "підкручує" літак, запобігаючи "зависання" з крену.

Автомат бічного управління крім компенсації ковзання забезпечує демпфірування коливань кута ковзання  $\beta$ ; при цьому необхідно враховувати залежність похідної кута ковзання на великих кутах атаки від кутової швидкості крену  $\omega_x$

$$\dot{\beta} \approx \omega_y \cos \alpha + \omega_x \sin \alpha.$$

Саме цю роль виконує перехресний зв'язок за кутовою швидкістю крену  $\omega_x$  в каналі руля направлення, порція  $K_{\omega_x}^H(\alpha)$  якого враховує синусоїдальну залежність від кута атаки.

У каналі елеронів закон управління має більш просту структуру

$$\delta_e = K_{x_e}(q, H)x_e + W_{\omega_x}(p)K_{\omega_x}(q, H)\omega_x - K_{x_H}^e(q, H)x_H.$$

Сигнал дистанційної передачі від важеля управління до елеронів  $x_e$  повинен враховувати спад ефективності управління при вмиканні демпфера крену (сигнал  $\omega_x$ ). На деяких режимах польоту ефективність поперечного управління знижується і тоді АБУ може підключатись до додаткових аеродинамічних органів поперечного управління (інтерцепторів, флаперонів).

При відхиленні руля направлення крім основного моменту управління  $M_y(\delta_H)$  створюється також момент крену  $M_x(\delta_H)$ , який нахилляє літак у бік протилежний розвороту. Цьому моменту протидіє момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$  та спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ . Якщо літак має малий запас поперечної стійкості  $|M_x(\beta)| < |M_x(\delta_H)|$ , то він нахилляється у бік протилежний розвороту. Таким чином, має місце “зворотна” реакція літака з крену на відхилення педалей. Сигналом  $x_H$  в каналі елеронів АБУ примусово нахилляє літак у бік розвороту, ліквідуючи “зворотну” реакцію з крену на відхилення педалей.

Зауважимо, що зображена на рис. 9.2 схема АБУ узагальнена. А деякі літаки, наприклад, володіють хорошою шляховою стійкістю і не потребують штучного підвищення стійкості за рахунок відхилення руля направлення. Більшість літаків володіють “прямою” реакцією з крену на відхилення руля направлення і не потребують коректування цього режиму. Тому структуру АБУ та її параметри необхідно вибирати з урахуванням особливостей динаміки конкретного літака.