

## ЛЕКЦІЯ №3

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

#### 2.3. Особливості динаміки бокового руху літака..

##### *Реакція літака на відхилення руля направлення*

При східчастому відхиленні руля направлення виникає момент  $M_y(\delta_H)$ , який обертає літак з кутовою швидкістю  $\omega_y$  навколо нормальної осі  $OY$ , при цьому яскраво виявляється, так званий, малий бічний рух. Фізика поведінки літака у відповідь на моментне збурення  $M_y(\delta_H)$  ілюструється рис.3.1

Обертання літака навколо осі  $OY$  викликає появу кута рискання  $\psi$  і кута ковзання  $\beta$ , який у свою чергу спричиняє силу  $Z_a(\beta)$  і момент шляхової статичної стійкості  $M_y(\beta)$ , спрямований проти моменту  $M_y(\delta_H)$ . На певному куті ковзання момент  $M_y(\beta)$  компенсує момент  $M_y(\delta_H)$ , але оскільки літак володіє інерційністю, то процес усталювання кута ковзання має коливальний характер. Аеродинамічний демпфіруючий момент  $M_y(\omega_y)$  згладжує коливання ЛА з кута ковзання.

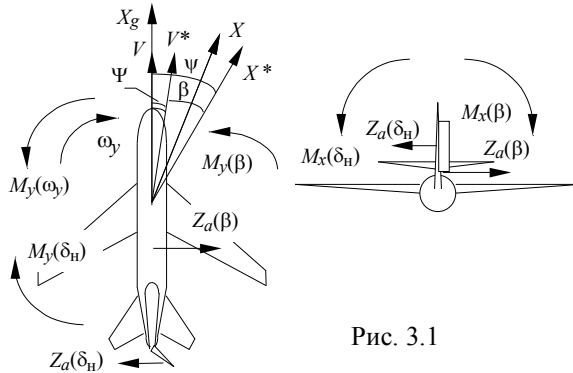


Рис. 3.1

Не збалансована сила  $Z_a(\beta)$  починає змінювати напрям вектора швидкості, змінюється кут шляху  $\Psi$ , який у свою чергу впливає на кут ковзання. Для збереження балансу з моментів синхронно зі зміною кута шляху  $\Psi$  продовжує змінюватися кут рискання  $\psi$ , літак розвертається з постійним кутом ковзання  $\beta$ .

Сила  $Z_a(\beta)$  прикладається вище центра мас і створює момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$ , який нахиляє літак у бік роз-

вороту. Коливання літака з кута ковзання передаються на рух з рискання та з крену. Спіральний момент  $M_x(\omega_y)$  також бере участь у нахиленні літака, а спіральний момент  $M_y(\omega_x)$  практично не впливає на динаміку малого бічного руху.

Сила  $Z_a(\delta_H)$  також створює момент крену  $M_x(\delta_H)$ . Співвідношення моментів  $M_x(\delta_H)$  і  $M_x(\beta)$  характеризують пряму або зворотну реакцію літака на відхилення руля направлення. При  $|M_x(\delta_H)| > |M_x(\beta) + M_x(\omega_y)|$  літак нахиляється у бік протилежний розвороту.

Перехідні функції малого бічного руху при східчастому моментному збуренні  $M_y$  мають вигляд, наведений на рис. 3.3.

У режимі так званого плоского розвороту моменти крену компенсуються пілотом або системою автоматичного управління, тобто, виконується умова  $\gamma = 0$ .

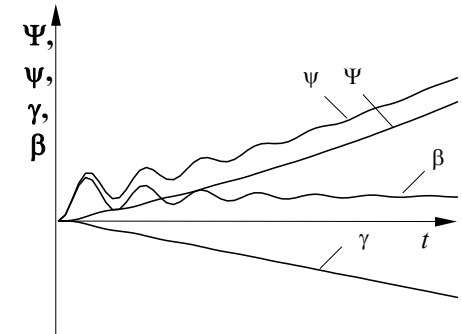


Рис. 3.3

Але в малому бічному русі літак починає кренитися, і виникає складова піднімальної сили  $Y_a \sin \gamma$ , яка спричиняє розвиток великого бічного руху. Літак починає ковзати на похиле півкрило, знову виникають аеродинамічні сили і моменти. У великому бічному русі значну роль починають відіграти спіральні моменти. Але великий бічний рух доцільно розглядати на поведінці вже нахиленого літака або на прикладі динаміки руху літака при відхиленні елеронів.

##### *Реакція літака на відхилення елеронів*

При відхиленні елеронів (рис.3.4) виникає момент  $M_x(\delta_e)$  і літак починає обертатися з кутовою швидкістю  $\omega_x$  навколо поперечної осі  $OX$ , виникає кут крену  $\gamma$ . Демпфіруючий момент  $M_x(\omega_x)$  про-

тидіє обертанню літака. При нахиленні літака з'являється бічна сила  $Z_G^{Ya}$  як результуюча сили ваги та піднімальної сили.

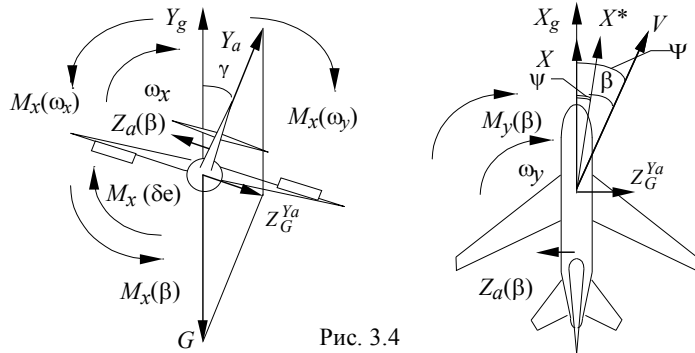


Рис. 3.4

Ця сила повертає вектор швидкості; починає змінюватися кут шляху  $\Psi$ , при цьому виникає кут ковзання  $\beta$  і відповідні сила  $Z_a(\beta)$  та момент шляхової статичної стійкості  $M_y(\beta)$ , який розвертає поздовжню вісь літака з кутовою швидкістю  $\omega_y$ , услід за вектором швидкості, тобто змінюється кут рискання  $\psi$ . Сила  $Z_a(\beta)$  спрямована назустріч сили  $Z_G^{Ya}$ , тому вона декілька зменшує швидкість зміни кута шляху  $\Psi$ .

Сила  $Z_a(\beta)$  також спричиняє момент поперечної статичної стійкості  $M_x(\beta)$ , який прагне вивести літак з крену, а кутова швидкість  $\omega_y$  – спіральний момент  $M_x(\omega_y)$ , який намагається збільшити кут крену. Якщо  $|M_x(\omega_y)| > |M_x(\beta)|$ , то виникає так звана спіральна нестійкість, кут крену після повернення елеронів до нейтралі продовжує збільшуватися, і літак розвертається зі зростаючою кутовою швидкістю.

У режимі координованого розвороту кут крену задається пілотом або САУ, при цьому компенсуються збурюючі моменти крену  $M_x(\beta)$  і  $M_x(\omega_y)$ , а руль направлення усуває ковзання, тобто  $\beta$ ,  $Z_a(\beta)$ ,  $M_y(\beta)$  дорівнюють нулю. При цьому момент  $M_y(\beta)$ , який повертав поздовжню вісь літака, замінюється моментом від руля наЗа останні роки особливо гостро стали питання поліпшення пілотаж-

них характеристик літака в бічному русі. Для сучасних і перспективних літаків характерним є підсилення взаємозв'язку рухів з крену та з рискання. 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.

### Комплексні автомати бокового управління.

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:

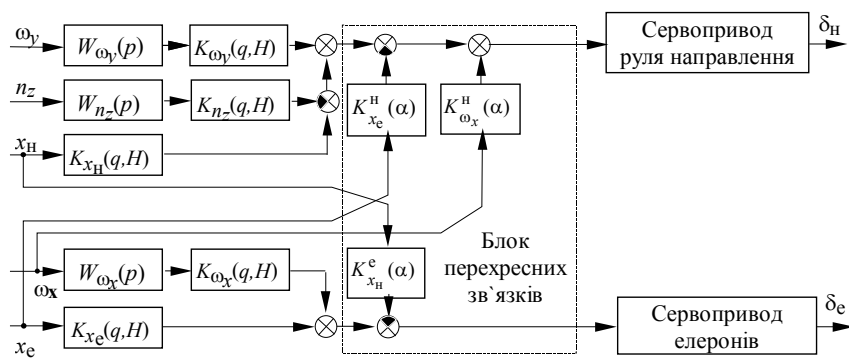


Рис. 9.2

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

Сигнали кутової швидкості  $\omega_y$  та поперечного перевантаження  $n_z$  виконують звичайні для демфера 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 інтегрувальні 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 напрямлення  $x_H$ , що формується датчиком переміщення педалей, повинен враховувати спад ефективності управління через роботу демфера і автомата стійкості.

### Парирування перехресних зв'язків руху літака. Блоки перехресних зв'язків.

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 напрямлення. 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).

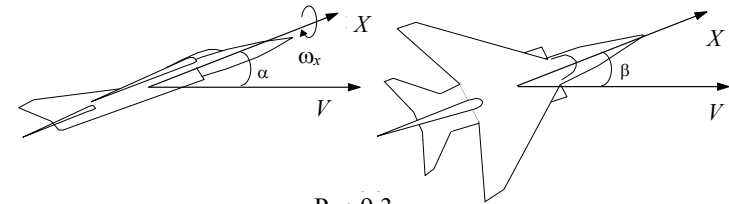


Рис.9.3

Відхиляючи руль напрямлення 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 напрямлення 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 напрямлення 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 напрямлення, порція  $K_{\omega_x}^H(\alpha)$  якого враховує синусоїдальну залежність від кута атаки.

У каналі елеронів закон управління має більш просту структуру

$$\delta_e = K_{x_3}(q, H)x_e + W_{\omega_x}(p)K_{\omega_x}(q, H)\omega_x - K_{x_H}^e(q, H)x_H.$$

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 нахиляє 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 нахиляється у бік протилежний розвороту. Таким чином, має місце “зворотна” реакція літака з крену на відхилення педалей. Сигналом  $x_H$  в каналі елеронів АБУ примусово нахиляє 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.