

ЛЕКЦІЯ №8

Тема 7 Автоматизація пілотажних обмежень.

Для сучасних літаків характерна велика кількість різних льотних та експлуатаційних обмежень. Вони вказуються в інструкції пілота й визначають граничні режими польоту. Пілотування на граничних режимах вимагає від пілота підвищеної уваги, оскільки існує небезпека виходу літака на критичні режими польоту. З усіх критичних режимів найскладнішими та небезпечними є режими, що критичні до кута атаки: звалювання та штопор.

Звалювання – це несвавільний рух літака, що виникає внаслідок розвитку зриву потоку з крила на білякритичних кутах атаки ($\alpha = \alpha_{зв}$).

Для звалювання характерне істотне погіршення (іноді повна втрата) керованості літака. Звалювання неможна парувати без зменшення кута атаки. Розвиток процесу, як правило, призводить до штопора літака. Виведення зі штопора є складною, а для деяких літаків, практично невиконаною задачею.

Вихід літака на режим звалювання в основному відбувається внаслідок помилок пілотування на великих кутах атаки, коли спостерігається істотне погіршення стійкості та керованості літака. Тому необхідно застосовувати заходи, які виключають вихід літака на ці режими.

В основному застосовують такі заходи:

1. Сигналізація про перевищення допустимих кутів атаки (кут $\alpha_{доп}$ повинен бути на 3...4° менше $\alpha_{зв}$).

Іноді джерелом інформації про вихід літака на $\alpha_{доп}$ стає аеродинамічна тряска, яка обумовлюється зривним обтіканням літака на великих кутах атаки. З цієї причини її називають попереджувальною. Але на багатьох літаках така тряска відсутня до самого звалювання. Тому застосовують штучну сигналізацію: звукову, світлову, тактильну (тряска ручки управління, важільно-імпульсна сигналізація зі спеціальним важелем, що вдаряє по пальцях пілота).

2. Сумісне використання автоматів поздовжнього управління, автоматів обмеження граничних режимів й автоматів регулювання завантаження важеля управління з метою утруднення виходу літака

на великі кути атаки. Це може бути виконано в декількох варіантах. Наприклад, за рахунок зменшення сигналу від важеля управління (x_B) при збільшенні кута атаки з одночасним зростанням сигналу нормального перевантаження (збільшення штучної поздовжньої статичної стійкості) (рис. 9.4). При цьому значно збільшується витрата важеля управління на великих кутах атаки, а це збільшення обмежується двоградієнтним завантажувачем.

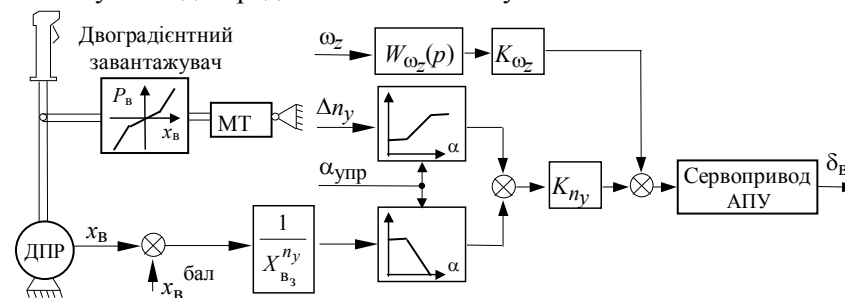


Рис. 9.4

У будь-якому випадку, коли використовують сигнал кута атаки, необхідно вводити випередження, оскільки важливий не тільки поточний кут атаки, але й своєчасний прогноз його зміни. Для цього використовують інформацію про швидкість зміни кута атаки, формуючи її за сигналом датчика кутової швидкості

$$\dot{\alpha} = \frac{T_\theta p}{T_\theta p + 1} \omega_z,$$

або шляхом диференціювання сигналу датчика кута атаки. Тоді в автоматах обмеження використовують сигнал

$$\alpha_{упр} = \alpha + \frac{T_\theta p}{T_\theta p + 1} \omega_z.$$

Інший варіант передбачає використання додаткового завантажувача, в якому упор з переміщення важеля управління змінюється залежно від кута атаки. Реалізація цього варіанту зображена на рис. 9.5.

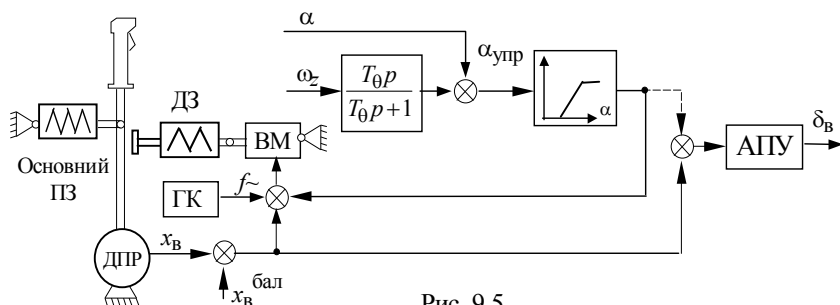


Рис. 9.5

В основу роботи схеми покладена система стеження, яка в нормальних умовах польоту переміщує додатковий завантажувач ДЗ за сигналом датчика положення ручки ДПР услід за важелем управління, не торкаючись його, тобто ДЗ відстежує положення важеля управління.

При збільшенні кута атаки зазор між штовхачем додаткового завантажувача ДЗ і важелем управління зменшується, а після виходу за допустимий кут атаки штовхач завантажувача входить у контакт з важелем управління, різко збільшуючи його завантаження або переміщуючи важіль управління на зменшення кута атаки. Якщо на виконавчий механізм ВМ додаткового завантажувача подати сигнал ($f\sim$) з генератора коливачів ГК, то при виході літака на обмеження пілот буде відчувати вібрацію важеля управління.

У цьому варіанті пілот, прикладаючи максимальні зусилля до важеля управління, у змозі вивести літак на критичні кути атаки. Для виключення цієї можливості можна передбачити примусове виведення літака в зону докритичних кутів атаки шляхом подачі сигналу автомата обмеження кризь АПУ на руль висоти. На рис. 9.5 цей варіант показаний пунктирною лінією. Можливі також інші схеми розв'язання задачі обмеження кута атаки, які використовують комбінацію наведених варіантів або їх модифікацію.

Загальним недоліком наведених схем є неврахування при формуванні сигналу управління ($\alpha_{упр}$) кута ковзання β . Залежність критичного кута атаки від кута ковзання має складний та неоднозначний характер. Відсутність коректування з кута ковзання призводить до невідповідно високого рівня обмежень, знижує повноту використання маневрених характеристик літака. Допустиме зна-

чення кута атаки у високодоскональній системі обмеження граничних режимів доцільно формувати як деяку функцію

$$\alpha_{доп} = f(\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \omega_x, M).$$

Автоматичне обмеження кута атаки є однією з функцій автомата пілотажних обмежень. Окрім цього обмеження існує множина інших обмежень:

- з нормального перевантаження n_y ;
- з поперечного перевантаження n_x та кута ковзання β ;
- з числа М польоту;
- з максимальної приладної швидкості польоту $V_{пр max}$;
- з еволютивної швидкості $V_{ев}$ та інших.

Обмеження з нормального та поперечного перевантаження (з кута ковзання) може бути реалізовано за схемами, що аналогічні обмеженню з кута атаки. Обмеження з числа М і приладної швидкості, які не потребують від пілота високої швидкодії при прийманні рішення, можуть бути забезпечені засобами сигналізації про наближення до небезпечних режимів польоту, а при автоматичному управлінні повинні реалізовуватись через контури управління швидкістю польоту.