

ЛЕКЦІЯ №5

Тема 5. Системи безпосереднього управління аеродинамічними силами.

Традиційне управління рухом літака без зміни тяги двигуна передбачає зміну нормального перевантаження n_y у площині симетрії та зміну її орієнтації у просторі шляхом створення керуючих моментів з тангажа та крену, а також зміну поперечного перевантаження n_z за рахунок створення моменту ристання. Такий спосіб управління (моментний) має певні недоліки.

Перший і найбільш очевидний – перевантаження при такому управлінні створюється не миттєво, а тільки після створення відповідних приростів кутів атаки, крену та ковзання. Цей процес зв'язаний з переборенням інерції літака. До того ж у літаків нормальної схеми піднімальна сила рульових поверхонь (висоти та направлення) створює, так звану, “просадку” – тенденцію до руху у напрямку, що протилежний бажаному, а також підвищує інерційність управління.

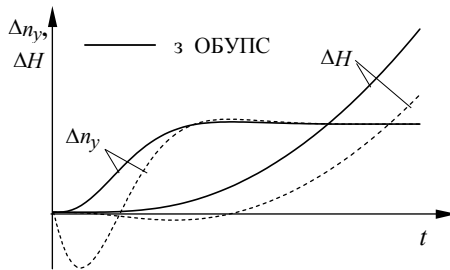


Рис. 9.6

На рис. 9.6 показаний вплив інерційності на процес управління поздовжнім рухом літака. Вплив інерційності особливо сильно виявляється у важких літаків. Підвищення швидкодії при моментному управлінні може бути досягнуто за рахунок використання безпосереднього управління аеродинамічними силами.

Як органи безпосереднього управління піднімальною силою (ОБУПС) можуть застосовуватися або існуючі органи управління (закрилки, інтерцептори, флаперони, спойлери), або спеціальні (переднє горизонтальне оперення). Органами ОБУПС можуть служити переднє вертикальне оперення, або вертикальні рульові поверхні на крилі.

Для підвищення швидкодії управління поздовжнім рухом літака необхідно за допомогою ОБУПС компенсувати на вихідній

фазі управління зміну піднімальної сили від руля висоти, після чого вернути ОБУПС у вихідне положення.

Найбільш просто повернення ОБУПС у вихідне положення можна забезпечити за допомогою ізодромної ланки, яка встановлюється в каналі зв'язку ОБУПС з рулем висоти (рис. 9.7).

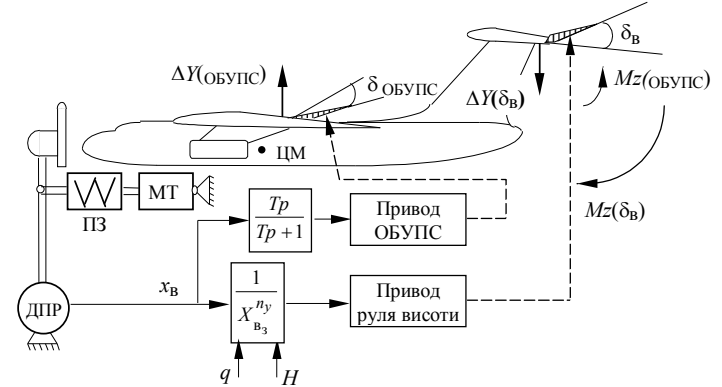


Рис. 9.7

Таким чином, при відхиленні важеля управління ОБУПС відхиляється та створює піднімальну силу $\Delta Y(\text{ОБУПС}) \geq \Delta Y(\delta_B)$, компенсуючи зміну піднімальної сили, що виникає при відхиленні руля висоти.

При передньому розташуванні ОБУПС підсилює керуючий момент руля висоти, але при розташуванні ОБУПС поза центром мас необхідно виконання умови

$$M_z(\text{ОБУПС}) \ll M_z(\delta_B).$$

На рис. 9.6 суцільною лінією показаний вплив ОБУПС на моментне управління поздовжнім рухом.

Іншим недоліком традиційного управління вважають складний динамічний характер кутових рухів літака при траекторному управлінні, що в задачах точного управління потребує від пілота високої професійної підготовки. Складність управління полягає в тому, що при моментному управлінні збуджуються практично всі фазові координати руху літака:

- кути атаки та ковзання;
- курс, крен, тангаж;

– висота, швидкість, бічне відхилення.

Тому для задач точного пілотування доцільно розділити управління окремими групами фазових координат. Частково це може бути виконане при звичайному моментному управлінні, але у достатньо повному обсязі таке управління можна реалізувати тільки при безпосередньому управлінні аеродинамічними силами за допомогою ОБУПС та ОБУБС.

У загальному випадку кожний орган управління в поздовжньому русі створює при своєму відхиленні приріст одного моменту ΔM_z і двох сил ΔM_x та ΔX , а у бічному русі – двох моментів ΔM_x , ΔM_y й однієї сили ΔZ .

У цьому випадку, наприклад, для безпосереднього управління бічною силою необхідно так координувати управління рулем направлення й ОБУБС (рис. 9.8), щоб їх відхилення створювали бічну силу ($Z = Z(\text{ОБУБС}) + Z(\delta_{\text{н}})$) практично без зміни моменту ристання ($M_y(\text{ОБУБС}) + M_y(\delta_{\text{в}}) = 0$).

Якщо матриця ефективності органів управління бічним рухом

$$\begin{bmatrix} m_x^{\delta_e} & m_x^{\delta_{\text{н}}} & m_x^{\delta_z} \\ m_y^{\delta_e} & m_y^{\delta_{\text{н}}} & m_y^{\delta_z} \\ c_z^{\delta_e} & c_z^{\delta_{\text{н}}} & c_z^{\delta_z} \end{bmatrix},$$

де δ_z – відхилення ОБУБС, не особлива (її визначник не дорівнює нулю), то завжди можна підібрати такі коефіцієнти перехресних зв'язків a_{ik} сигналів на вході приводів рулевих поверхонь

$$\delta_e = \delta_e^{\text{п}} + a_{12}\delta_{\text{н}} + a_{13}\delta_z;$$

$$\delta_{\text{н}} = a_{21}\delta_e + \delta_{\text{н}}^{\text{п}} + a_{23}\delta_z;$$

$$\delta_z = a_{31}\delta_e + a_{32}\delta_{\text{н}} + \delta_z^{\text{п}},$$

що подача окремих командних сигналів від пілота $\delta_e^{\text{п}}$, $\delta_{\text{н}}^{\text{п}}$, $\delta_z^{\text{п}}$ буде викликати ізольовані моменти та сили відповідно: $M_x \neq 0$ ($M_y = Z = 0$); $M_y \neq 0$ ($M_x = Z = 0$); $Z \neq 0$ ($M_x = M_y = 0$).

Внаслідок такої процедури, яку називають розв'язкою керуючих впливів, можна в подальшому оперувати діагональною матрицею

$$\begin{bmatrix} m_x^{\delta_e} & 0 & 0 \\ 0 & m_y^{\delta_{\text{н}}} & 0 \\ 0 & 0 & c_z^{\delta_z} \end{bmatrix}.$$

Безпосереднє управління аеродинамічними силами дозволяє реалізувати нові форми руху літака: поступальне переміщення фюзеляжу, поворот фюзеляжу навколо вектора швидкості без зміни кута атаки (ковзання).

Закони узгодженої взаємодії органів управління силою та моментом при виконанні нових форм руху визначаються при синтезі відповідної системи управління.

Закони управління, реалізуючи перехресні зв'язки, повинні компенсувати аеродинамічні сили та моменти, які виникають при збудженні однієї з перелічених форм руху й порушують цю форму.

Структура системи БУБС, що реалізує різні форми бічного руху зображена на рис. 9.9.

Реалізація БУПС і БУБС у широкій області режимів польоту потребує застосування достатньо складного обчислювача, оскільки коефіцієнти блока розв'язки та параметри перехресних зв'язків змінюються при зміні параметрів польоту. Тому таку систему доцільно реалізовувати на цифрових обчислювачах.

Подальшим розвитком ідеї безпосереднього управління аеродинамічними силами є управління адаптивним крилом. За останні роки у зв'язку з розвитком нових конструкційних матеріалів виникає можливість зміни профіля крила вздовж його розмаху. Зміна профілю крила в польоті залежно

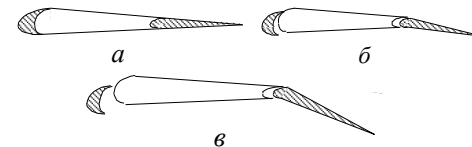


Рис. 9.10

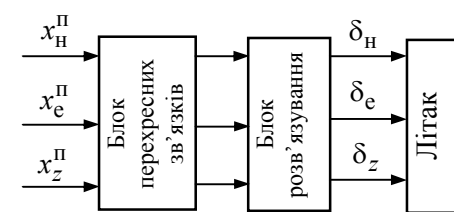
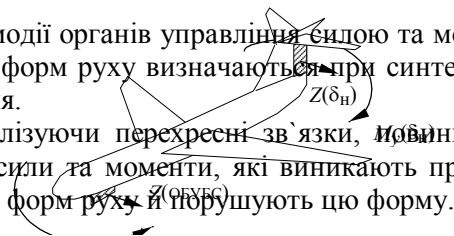


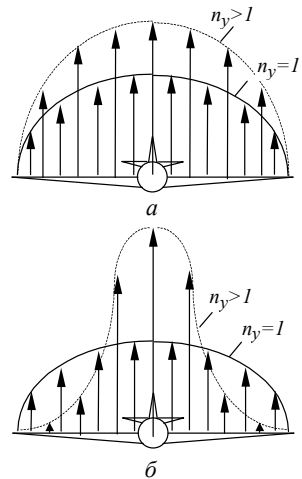
Рис. 9.9

від числа M і кута атаки дозволяє забезпечити максимальну аеродинамічну якість у широкому діапазоні режимів польоту. Профіль крила, який деформується гідроприводом, потребує принципово нової технології літакобудування. Більш засвоєною, але менш досконалою є адаптація за рахунок управління носками, передкрилками та закрилками крила. На рис. 9.10 показано форми профілю крила на різних режимах польоту:

- a* – крейсерський;
- б* – маневрування;
- в* – посадка.

Через високу аеродинамічну якість адаптивне крило дає можливість збільшити кутову швидкість розвороту на 50...60% на середніх висотах і підвищити на 10% економічність польоту на режимі патрулювання.

Адаптивне крило (рис.9.11, *б*) дозволяє при управлінні здійснити перерозподіл піднімальної сили вздовж розмаху крила на відміну від звичайного крила (рис.9.11, *а*) за рахунок зміщення центра тиску до фюзеляжу. Це досягається за рахунок зменшення відхилення секцій носків і закрилків у міру їх віддалення від фюзеляжу, що еквівалентно геометричній “крутки” крила. Внаслідок зменшення напруги конструкції крила можна знизити запас міцності та вагу конструкції крила або збільшити його подовження.



Для реалізації управління органами механізації крила на маневрі можна використовувати інформацію або про відхилення важеля управління, або про приріст кута атаки (нормального перевантаження). У цьому випадку при

відхиленні важеля управління в бік позитивного приросту перевантаження, або вже при появі перевантаження органи механізації крила створюють негативний приріст піднімальної сили на кінцях крила та додаткову піднімальну силу в кореневій частині крила,

Органи механізації не заважають рулю висоти, якщо сумарна піднімальна сила крила при їх відхиленні не змінюється. Для виключення “просадки” сумарна піднімальна сила крила на вихідній

фазі маневру може бути збільшена, наприклад, за схемою, показаною на рис.9.7.

Зміна профілю крила у залежності від режиму польоту здійснюється шляхом відхилення органів механізації крила на певні кути при досягненні певних умов польоту, наприклад, числа M або при вмиканні певних режимів, наприклад, режиму “Посадка”.

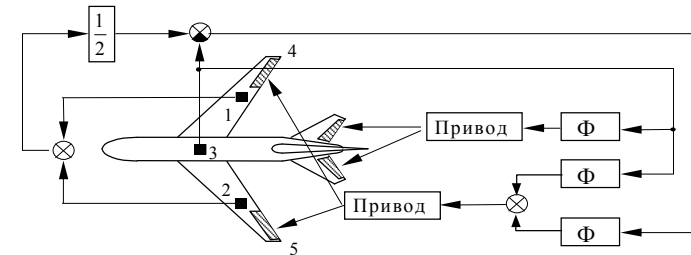


Рис. 9.12

снюється шляхом відхилення органів механізації крила на певні кути при досягненні певних умов польоту, наприклад, числа M або при вмиканні певних режимів, наприклад, режиму “Посадка”.