

Н.В.АЛЕКСЄЄНКО, О.І.БЄЛОВ, к.т. н., доц.

ДИНАМІКА БОЙОВОГО МАНЕВРУ ЛІТАКА

Виконання бойового маневру літаком припускає визначення вектора управління в реальному масштабі часу. Фактично необхідно здійснити формування вектора управління, що реалізовує переведення літака з початкового стану в кінцеве (по шести фазових координатах) по траєкторії, що задовольняє обмеженням на фазові координати [1].

Сучасні літальні апарати оснащені автоматичними системами управління керуючими органами. Управління рухом літака зазвичай здійснюється через кут атаки, кут крену і перевантаження (відношення суми сили тяги і аеродинамічної сили до маси літального апарату на прискорення вільного падіння), причому останнє зазвичай представляють у вигляді двох складових - тангенціального перевантаження і нормального.

У розглянутій математичній моделі, в якості керуючих функцій обрані перевантаження і кут крену, які формуються за допомогою автоматів кута крену і перевантаження.

Однак, розрахунок керуючих функцій в даній роботі здійснюється без урахування динамічних властивостей зазначених автоматів і по звичайній математичній моделі літака, а траєкторія руху моделювалася з урахуванням динамічних властивостей автоматів.

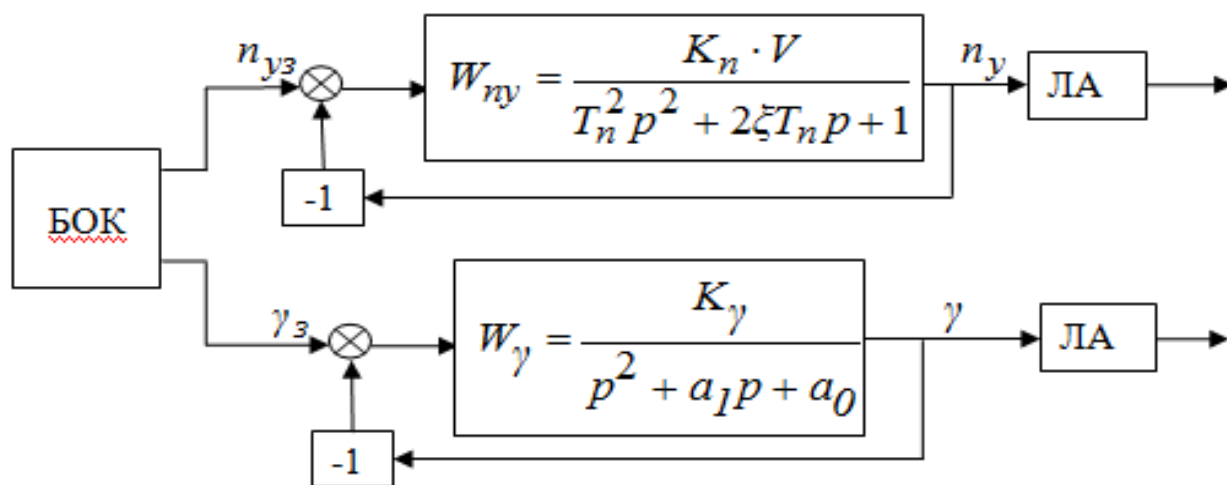


Рис.1. Структурна схема автопілотів перевантаження і кута крену

На рисунку позначено:

$БОК$ – бортовий обчислювальний комплекс;

$n_{yз}$ - задане значення перевантаження n_y ;

n_y - відпрацьоване значення перевантаження;

K_n , T_n і ξ - параметри передавальної функції $W_{n_y} \Phi$ автопілоту перевантаження;

K_γ , a_1 і a_0 - параметри передавальної функції $W_\gamma \Phi$ автопілоту кута крену;

$\gamma_з$ - задане значення кута крену γ .

Тоді, виходячи з передавальних функцій $W_{n_y} \Phi$ і $W_\gamma \Phi$ можна записати [2]:

$$\begin{cases} \frac{dn_y}{dt} = \eta; \\ \frac{d\eta}{dt} = -\frac{2\xi}{T_n} \eta - \frac{1}{T_n^2} n_y + \frac{K_n \cdot V}{T_n^2} n_{yз}. \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \frac{d\gamma}{dt} = \mu; \\ \frac{d\mu}{dt} = -a_1 \mu - a_0 \gamma + K_\gamma \gamma_з. \end{cases} \quad (2)$$

Вирази (1) і (2) доповнюють математичну модель літака при моделюванні траєкторного руху.

Результати моделювання показали, що облік динаміки автоматів практично не знижує точність виведення літака в заданий кінцевий стан. З іншого боку, уточнена модель літака може бути корисною у виборі параметрів автоматів, при їх конструюванні.

Список літератури: 1. Батенко А.П. Системы терминального управления. - М.: Радио и связь, 1984. - 160 с. 2. Андрюхин В.А., Сысолятин Р.В. Один из подходов к построению автоматического управления летательного аппарата// Сб. науч. тр. МГТУ ГА. - М: Научный вестник МГТУ ГА. -2000. -№ 33. - С. 126 – 127.