

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ЛЬОТНА АКАДЕМІЯ
НАЦІОНАЛЬНОГО АВІАЦІЙНОГО УНІВЕРСИТЕТУ

**МАТЕРІАЛИ
VIII Міжнародної
науково-практичної
конференції**

*"Управління високошвидкісними рухомими об'єктами
та професійна підготовка операторів
складних систем"*

20 грудня 2019 року

Кропивницький, 2019

Оптимизация управления самолетом при заходе на посадку по минимаксному критерию

При управлении самолетом на посадке ставятся задачи гарантированного оптимального управления по быстродействию при известных ограничениях на возмущающие воздействия и построение допустимых начальных состояний объекта, для которых задача посадки успешно решается, то есть необходимо построить область допустимых отклонений на высоте принятия решения (ВПР), из любой точки которого самолет может быть выведен при ручном управлении на заданный участок ВПП [2]. Наибольшие трудности вызывает компенсация боковых отклонений z и \dot{z} поэтому рассмотрим только боковое движение. Положение самолета определяется координатами центра масс углом рыскания ψ , углом крена γ , углом скольжения $\beta = \psi + (\dot{z} - W_z)/V$ (рис.1).

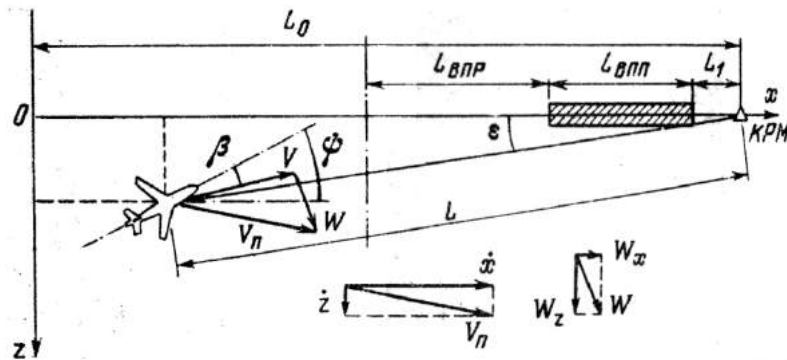


Рис.1

Уравнения бокового движения рассматриваем в виде

$$\begin{aligned} \ddot{z} &= a_{z\beta}\beta + a_{z\gamma}\gamma + a_{z\delta_r}\delta_r \\ \ddot{\psi} &= a_{\psi\beta}\beta + a_{\psi\dot{\psi}}\dot{\psi} + a_{\psi\delta_r}\delta_r + a_{\psi\delta_e}\delta_e \\ \ddot{\gamma} &= a_{\gamma\beta}\beta + a_{\gamma\dot{\psi}}\dot{\psi} + a_{\gamma\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + a_{\gamma\delta_r}\delta_r + a_{\gamma\delta_e}\delta_e \end{aligned} \quad (1)$$

Коэффициенты a_{ij} определяются массовыми и аэродинамическими характеристиками самолета. При разделении движения на программное, которое характеризуется малой инерционностью в каналах крена и нулевого угла скольжения. Тогда траектория бокового движения определяется первым уравнением, весовым коэффициентом $a_{z\gamma}$ и управлением по крену.

Оптимизация управления при таком движении заключается в быстродействии выхода в заданную точку траектории в точке начала выравнивания. С математической точки зрения в этом случае рассмотрим задачу быстродействия с использованием принципа максимума Понтрягина [1].

В этом случае рассматривается система второго порядка

$$\dot{z} = f(\dot{\gamma}, \gamma) \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = f(\dot{\gamma}, \gamma) \quad (3)$$

На управляющее воздействие $u = g \sin \gamma$ (4) наложено ограничение $|\gamma| \leq \gamma_0$ (5).

В условиях захода на посадку задаются начальные условия бокового отклонения и сноса самолета z_0 и \dot{z}_0 . Задача заключается в выборе такого управления (4),

удовлетворяющего условию (5), при котором система переходит из начального состояния в начало координат, то есть в положение $z(T)$ и $\dot{z}(T)$ за минимальное время. Здесь T - момент времени начала выравнивания. Эта задача эквивалентна требованию минимизации функционала $J = \int_0^T dt$ (6). Функцию Гамильтона $H = p_1 \dot{z} + p_2 u + 1$, где p_1 и p_2

вспомогательные переменные удовлетворяют уравнениям максимума H . Таким образом, оптимальным управлением является релейное управление, которое принимает значения $u(t) = u_0 \text{sign } p_2(t)$, причем перемена знака происходит в моменты времени, в которых функция $p_2(t)$ пересекает нулевой уровень.

При заходе на посадку различают отрезки автоматического (полуавтоматического) управления от точки входа в глиссаду до ВПР и отрезок ручного управления от ВПР до точки начала выравнивания, где $z(T) = 0$ и $\dot{z}(T) = 0$. На рис. 2 отображена траектория бокового движения при крене $\gamma = 30^\circ$, скорости захода на посадку $V = 250$ км/час, начальном боковом отклонении $\Delta z = 200$ м и боковом ветре $W = 0$ м/сек и $W = 15$ м/сек.

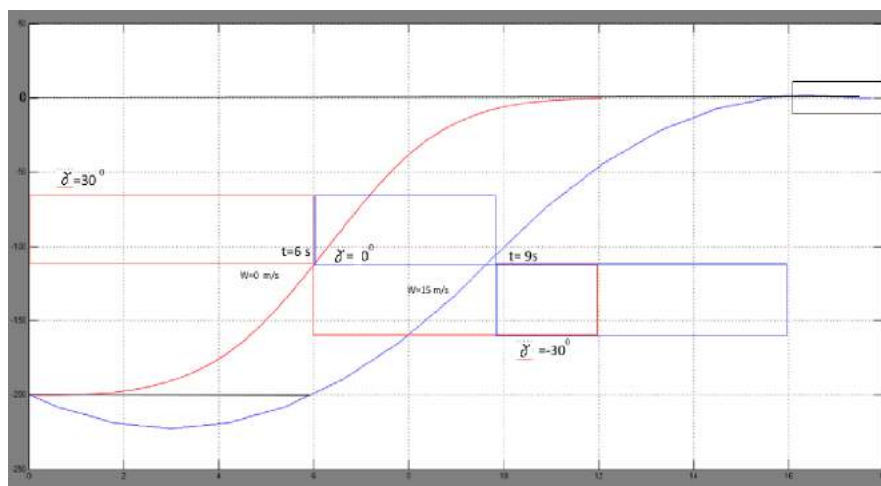


Рис.2.

На рис. 3 представлены траектории бокового движения с креном $\gamma = 6^\circ$ при различном боковом ветре.

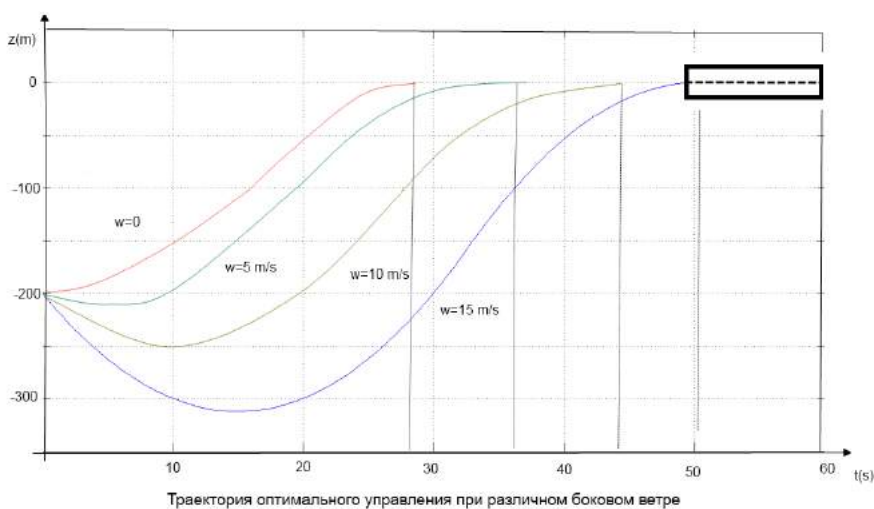


Рис.3.

На рис. 4 представлены фазовые траектории оптимального управления боковым движением.

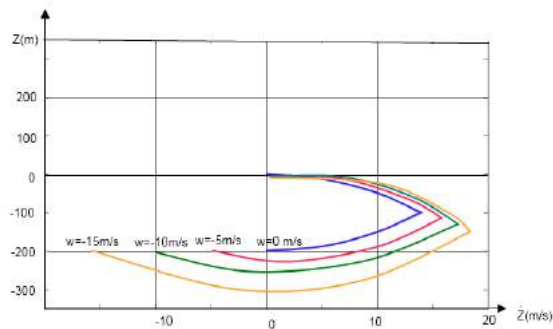


Рис.4.

На рис. 5 представлен динамика развития крена самолета со взлетной массой $m=10^5$ кг при полном отклонении элеронов $\delta_e=20^\circ$.

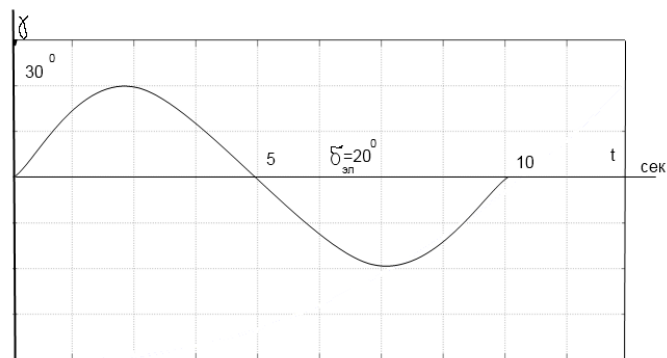


Рис.5.

На рис. 6 представлены допустимые отклонения параметров пролета ВПР для гарантированного обеспечения посадки.

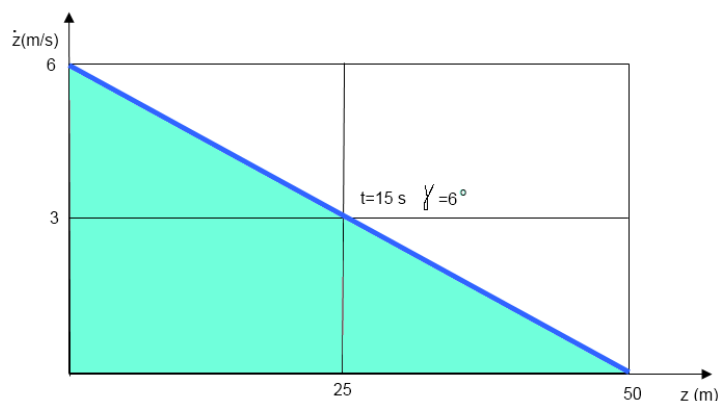


Рис.6.

Выводы: Используя методы математического моделирования в работе определены:

- параметры оптимального управления по быстродействию для самолетов на этапе предпосадочного маневрирования;
- предельные отклонения фазовых координат для гарантированного обеспечения безопасной посадки;
- полученные результаты могут быть использованы при оценки качества управления с различным уровнем профессиональной подготовки.

Литература

1. Сейдж Э.П., Уайт Ч.С. Оптимальное управление системами. -М.: Радио и связь, 1982.-392 с.
2. Кейн В.М. Оптимизация систем по минимаксному критерию. -М.:Наука,1985.-247 с.