

АВІАЦІЙНА ТА РАКЕТНО-КОСМІЧНА ТЕХНІКА

УДК 629.7

DOI <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2020.5/05>

Колесниченко С.Ф.

Летная академия

Национального авиационного университета

Рагулин С.В.

Летная академия

Национального авиационного университета

Шарабайко А.Н.

Летная академия

Национального авиационного университета

ОПТИМИЗАЦИЯ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ПРИ ЗАХОДЕ НА ПОСАДКУ ПО МИНИМАКСНОМУ КРИТЕРИЮ

У статті вирішується проблема оптимізації управління повітряним судном під час заходу на посадку по мінімаксному критерію. Досліджується випадок бічного руху для відновлення положення по осі злітно-посадкової смуги за мінімальний час при екстремальних зовнішніх збуреннях, що включають максимально допустимий боковий вітер. Мінімізація функціоналу часу здійснюється за рахунок екстремального керування, обмеженого кутами відхилення керма управління. Детально розглянуто задачу максимально швидкого усунення бокового відхилення з довільного початкового положення в потрібне кінцеве положення. Використовуючи принцип максимуму і методи вирішення завдань управління рухом літальних апаратів, отримано рішення поставленого завдання. Особливе значення мають розрахунки фазових характеристик, параметри яких мають важливе значення як із теоретичної точки зору, так і з практичної, що полягає у важливості їх для визначення на висоті прийняття рішення і на початку вирівнювання, а також можливості їх контролю на директорних приладах заходу на посадку. В аналітичному вигляді записані умови оптимальності режиму і вивчені властивості оптимального руху. Представлені формалізовані рівняння і розрахункові вирази для побудови оптимальної програми управління з урахуванням можливих збурень. Дано ключові співвідношення, що визначають оптимальні значення параметрів закону управління. Наводяться результати математичного моделювання руху при оптимальному управлінні, що демонструють практичну реалізованість розробленого алгоритму управління. Сформульовано умову для визначення моменту початку і перемикання управління за поточними параметрами руху, що значно підвищує точність приведення повітряного судна в заданий стан за наявності обмежень на керуючі кути відхилення рулів. Даються рекомендації щодо моделювання керуючих ланок, визначення параметрів ступеня підготовки і якості пілотування по відношенню до теоретичних значень оптимальних процесів управління.

Ключові слова: оптимальне керування, задача швидкодії, мінімаксний критерій, якість системи управління, управління рухом літального апарату.

Постановка проблеми. Посадка является завершающим трудным и наименее надежным этапом полета, где в наибольшей степени сказываются все внешние факторы, усложняющие деятельность экипажа. Она выполняется практически одним человеком – пилотом, деятельность которого резко меняется от монотонности до максимальной мобилизации внимания и про-

фессиональных навыков, от полета по приборам к визуальному полету. Исправление ошибок при посадке по мере приближения к земле ограничено крайне малыми резервами времени и пространства. ВС на посадке имеет ухудшенные характеристики устойчивости и управляемости.

Усложнение летной деятельности особенно на этапе посадки вызывает необходимость деталь-

ного контролю и анализа качества управления на этом этапе.

Изложение основного материала. 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).

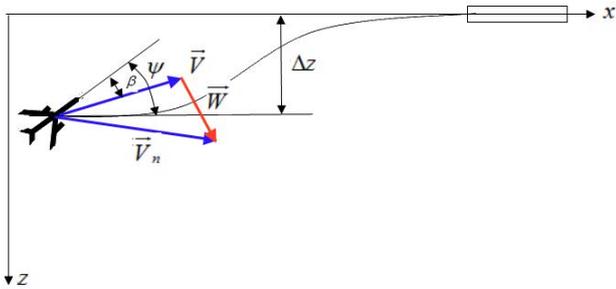


Рис. 1

Уравнения бокового движения рассматриваем в виде

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

δ_r – угол отклонения руля направления;

δ_a – угол отклонения элеронов.

Коэффициенты a_{ij} определяются массовыми и аэродинамическими характеристиками самолета.

$$\begin{aligned} a_{z\beta} &= \frac{qSc_z^\beta}{m}; \quad a_{\psi\delta_r} = a_{\psi\beta} \frac{m_y^{\delta_r}}{m_y^\beta}; \quad a_{\psi} = \frac{qSI^2}{2I_y V}; \quad a_{\gamma\delta_r} = a_{\gamma\beta} \frac{m_x^r}{m_x^\beta}; \\ a_{z\gamma} &= g; \quad a_{\psi\delta_a} = a_{\psi\beta} \frac{m_y^{\delta_a}}{m_y^\beta}; \quad a_{\psi\gamma} = a_{\psi} \frac{m_x^{\delta_a}}{m_y^\beta}; \quad a_{\gamma\delta_a} = a_{\gamma\beta} \frac{m_x^a}{m_x^\beta}; \quad (2) \\ a_{z\delta_r} &= \frac{a_{z\beta} c_z^r}{c_z^\beta}; \quad a_{\gamma\beta} = a_{\psi\beta} \frac{I_y m_x^\beta}{I_x m_y^\beta}; \quad a_{\gamma\psi} = a_{\psi} \frac{I_y m_x^{\delta_r}}{I_x m_y^{\delta_r}}; \end{aligned}$$

Здесь S – площадь крыла, l – размах крыла, m – масса самолета, g – ускорение свободного падения, I_i – моменты инерции относительно соответствующих осей, q – скоростной напор, ρ – плотность воздуха, c_i, m_i – безразмерные аэроди-

намические коэффициенты, c_i^j, m_i^j – производные коэффициентов по соответствующим переменным, V – воздушная скорость.

Но на предпосадочной прямой значение V стабилизируется изменением тяги двигателей. Поэтому в дальнейшем величину V , а следовательно, и коэффициенты a_{ij} будем считать постоянными. Таким образом, объект описывается системой линейных уравнений с постоянными коэффициентами шестого порядка.

Таким образом, мы получили сложную систему уравнений, которую можно упростить путем разделения программного движения, возмущений и погрешностей при управлении. Важным является вопрос учёта инерционности звеньев системы управления, таких как пилот и система управления самолета, но мы будем рассматривать медленно меняющиеся переменные – к ним относятся положение и скорость центра масс самолета.

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

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

$$\dot{z} = f(\dot{\gamma}, \gamma) \quad (4)$$

На управляющее воздействие $u = g \sin \gamma$ (5) наложено ограничение на угол крена $|\gamma| \leq \gamma_0$ (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 (5), удовлетворяющего условию (6), 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, который следует выбрать минимальным. 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. Качеством управления в данном случае служит минимизация времени маневра и подготовленность пилота обеспечить выполнение оптимального управления при заходе на посадку.

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 $\dot{z}(T) = 0$.

Моделирование бокового движения проводилось при поддержке программного пакета

Simulink [3] для самолета с массой $m=10^5 \text{ кг}$ и скорости захода на посадку $V=250 \text{ км/час}$.

Общая схема системы моделирования представлена на рис. 2. Параметры всех звеньев настраивались с учетом характеристик самолета, в качестве управляющего сигнала и принимался угол крена γ . Начальными параметрами при моделировании служили боковое отклонение φ , а также \dot{z} , что подразумевает начальную скорость сноса или наличие ошибки курса. На рисунке 3 отображена траектория бокового движения при крене $\gamma = 30^\circ$, начальном боковом отклонении $\varphi = 200 \text{ м}$ и боковом ветре $W = 0 \text{ м/сек}$ и $W = 15 \text{ м/сек}$. Время выхода в точку начала выравнивания

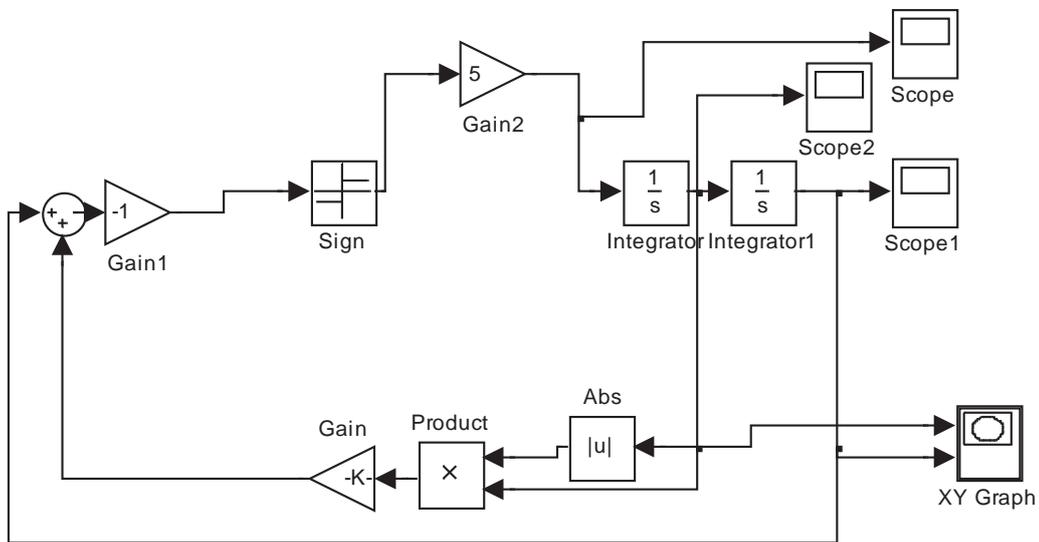


Рис. 2

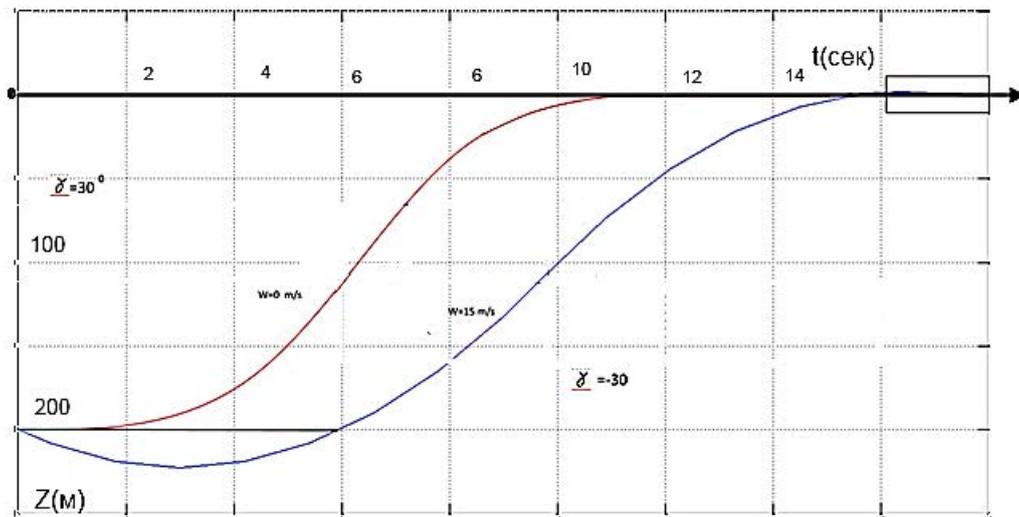


Рис. 3

нивания равнялось $t = 11$ сек при отсутствии бокового ветра $w = 0$ м/сек и боковом отклонении $\Delta_z = 200$ м и $t = 16$ сек при боковом ветре $w = 0$ м/сек. При этом следует обратить внимание на простой график траектории движения при отсутствии ветра, из которого видно, что перекладка рулей осуществляется симметрично на половине временного положения и при боковом отклонении $\Delta_z = 100$ м. При наличии бокового ветра время и место перекладки рулей изменяется, что значительно усложняет задачу пилота.

На рисунке 4 представлены траектории бокового движения с креном $\gamma = 6^\circ$ при различном боковом ветре. Уменьшение управляющего крена повышает безопасность полета, однако время восстановления и попадания на ось ВПП значительно увеличивается и может достигать одной минуты.

На рисунке 5 представлены фазовые траектории оптимального управления боковым движением. Для решения задач синтеза оптимальных систем управления важное значение для представления имеют фазовые траектории системы, которые отображают отклонение от нулевой точки с координатами $\Delta_z = 0$ м и $\dot{z} = 0$ м/сек. Из графика видно, что для парирования начальных отклонений и точного выхода в конечную точку требуется точное определение времени и места на траектории для переключения управления. Фазовые координаты, кроме теоретического значения, имеют важное практическое значение для пилота, так как они характеризуют отклонение

от оси ВПП и скорость ухода от линии заданного пути и отражаются на директорных приборах. Значение этих параметров на высоте принятия решения может гарантировать посадку и выход в точку начала выравнивания с нулевыми значениями этих параметров. В качестве примера на рисунке 6 представлены допустимые отклонения параметров (фазовых координат) пролета ВПП для гарантированного обеспечения посадки. График построен для управляющих сигналов, соответствующих ступенчатому отклонению элеронов, обеспечивающих крен $\gamma = 6^\circ$ и расчетном времени маневра $t = 15$ сек.

В качестве примера на рисунке 6 представлены допустимые отклонения параметров (фазовых координат) пролета ВПП для гарантированного обеспечения посадки. График построен для управляющих сигналов, соответствующих ступенчатому отклонению элеронов, обеспечивающих крен $\gamma = 6^\circ$ и расчетном времени маневра $t = 15$ сек. Следует учесть, что в общем случае график носит симметричный характер, соответствующий различному отклонению от оси ВПП, направлению ветра и скорости сноса.

Из графика можно определить, что максимальное отклонение даже при отсутствии ветра составляет не более $\Delta_z = 50$ м и при выходе на ось ВПП с боковым сносом со скоростью $\dot{z} = 6$ м/сек оптимальное управление может обеспечить гарантированную посадку только через $t = 15$ сек. Это время является теоретически минимальным и служит

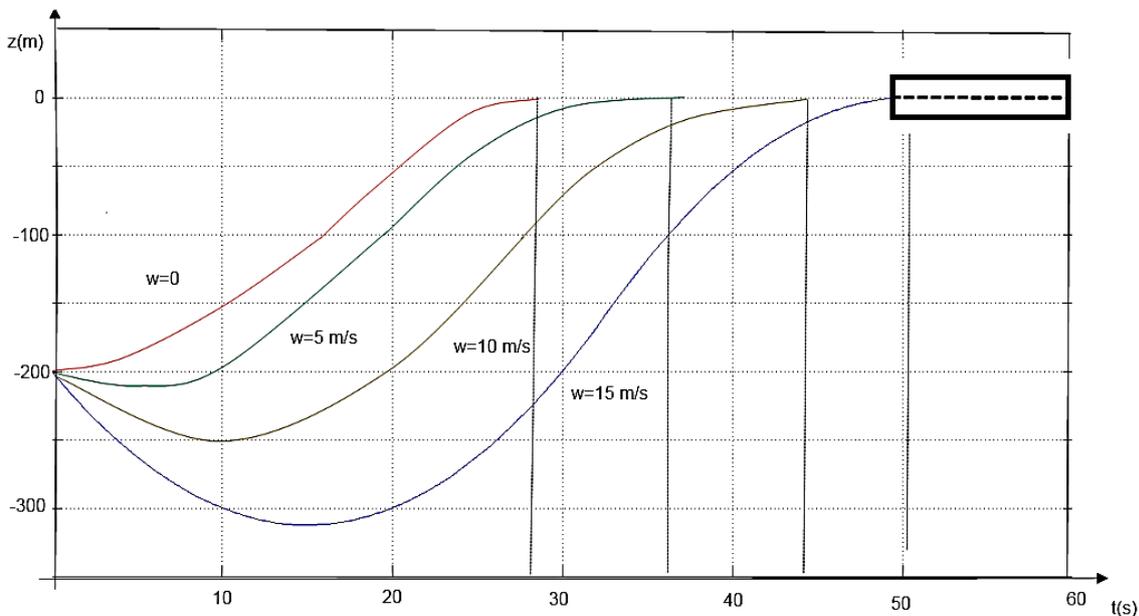


Рис. 4

для оценки качества пилотирования при обучении курсантов. С практической стороны для расчета реального времени необходимо учитывать инерционность звеньев управления, а также человеческий фактор, заключающийся в оценке профессиональной подготовки пилота. Эти факторы могут быть учтены путем введения звеньев управления в виде передаточных функций, соответствующих характеристикам воздушного судна и пилота. Основными параметрами, характеризующими пилота (управляющего звена), являются постоянная времени и коэффициент усиления, которые могут быть скорректированы профессиональной подготовкой и оценены с точки зрения соответствия максимальным теоретическим значениям, полученным в результате математического моделирования опти-

мальных процессов управления воздушным судном на таком важном этапе, как заход на посадку и посадка. Эти параметры с учетом человеческих факторов должны обеспечить гарантированное приземление в заданных пределах отклонения.

Выводы. Используя методы математического моделирования, в работе определены:

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

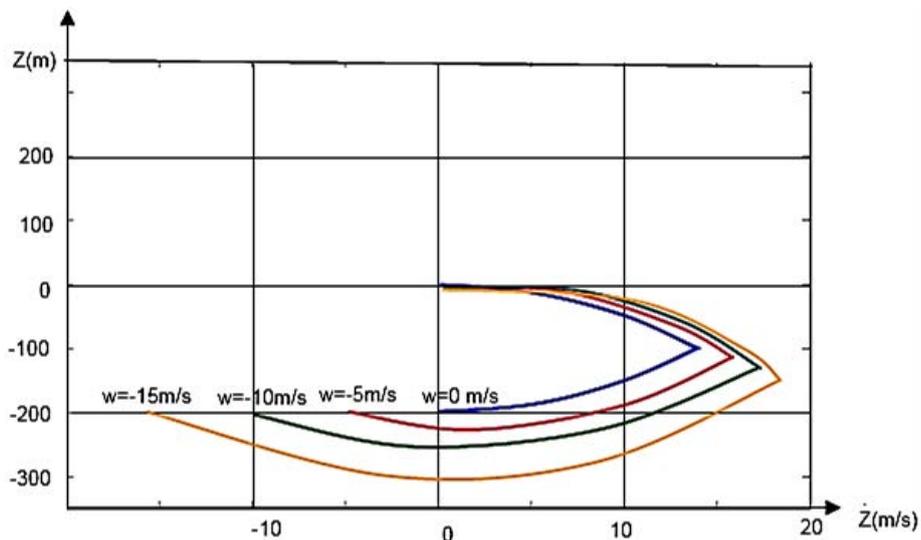


Рис. 5

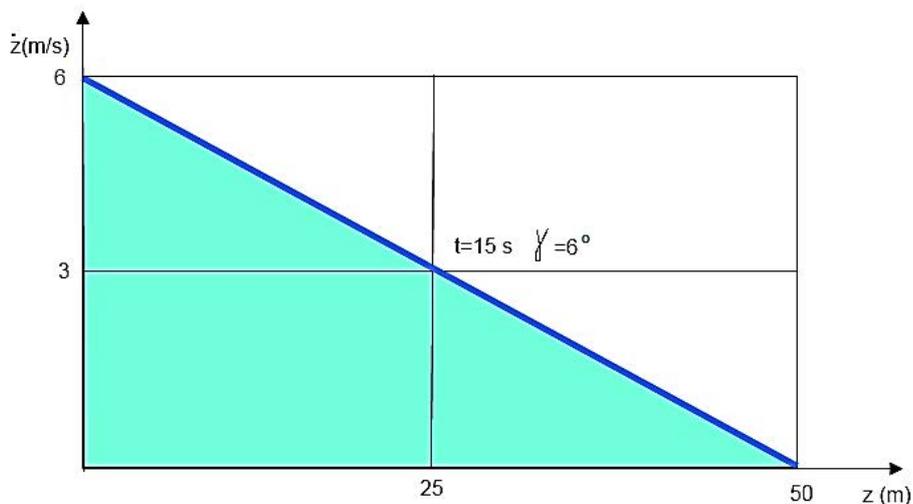


Рис. 6

Список литературы:

1. Э. П. Сейдж, Ч. С. Уайт. Оптимальное управление системами. Москва : Радио и связь, 1982. 392 с.
2. Кейн В. М. Оптимизация систем по минимаксному критерию. Москва : Наука, 1985. 247 с.
3. Тунік А.А., Абрамович О.О. Основи сучасної теорії управління. Київ : Вид. НАУ, 2010. 260 с.

Kolesnychenko S.F., Rahulin S.V., Sharabaiko A.N. AIRCRAFT CONTROL OPTIMIZATION DURING LANDING APPROACH ACCORDING TO THE MINIMAX CRITERION

The article solves the problem of optimization of aircraft control during landing approach according to the minimax criterion. The case of lateral movement is investigated to restore the position along the runway axis in the minimum time under extreme external disturbances, including the maximum allowable crosswind. Minimization of the time functional is carried out due to the extreme control limited by the control rudder deflection angles. The problem of the fastest elimination of lateral deviation from an arbitrary initial position to the required final position is considered in detail. Using the maximum principle and methods for solving problems of controlling the movement of aircraft, a solution to the problem is obtained. Of particular importance are the calculations of the phase characteristics, the parameters of which are important both from a theoretical point of view and from a practical point of view, which is their importance for determining at the height of decision-making and at the beginning of the alignment, as well as the possibility of their control on the director approach devices. In an analytical form, the conditions for the optimality of the regime are written down and the properties of the optimal movement are studied. Formalized equations and calculated expressions are presented for constructing an optimal control program taking into account possible disturbances. Key relationships are given that determine the optimal values of the control law parameters. The results of mathematical modeling of motion under optimal control are presented, demonstrating the practical feasibility of the developed control algorithm. A condition is formulated for determining the moment of starting and switching control according to the current parameters of movement, which significantly increases the accuracy of bringing the aircraft to a given position in the presence of restrictions on the control angles of deflection of the rudders. Recommendations are given regarding the modeling of control links, the determination of the parameters of the degree of training and the quality of piloting in relation to the theoretical values of the optimal control processes.

Key words: *optimal control, performance problem, minimax criterion, the quality of the management system, control of the movement of the aircraft.*