

# УПРАВЛЕНИЕ БОКОВЫМ ТРАЕКТОРНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ОГРАНИЧЕНИИ ДЛИТЕЛЬНОСТИ МАНЕВРИРОВАНИЯ

**Алесов Михаил Борисович**

Ведущий инженер, Раменское приборостроительное  
конструкторское бюро  
MiAlesov@inbox.ru

## CONTROL OF THE AIRCRAFT LATERAL MOVEMENT ON THE LIMITED MANEUVERING TIME

**M. Alesov**

*Summary:* The problem of the trajectory control of the lateral movement of an aircraft is considered. Nonlinear model of control object with constant wind action is used. The aim of this work is the synthesis of optimal control with the «fuel» criterion under specified restrictions on the value of the control and process time. The control function is the angle of bank. It is proved that the optimal control is piecewise constant and has two stages maximum. The formulas for switching moments of the control's stages and character points on phase plane are gotten under necessary optimality conditions. The paper presents the examples of numerical optimal control calculations on different types of initial conditions.

*Keywords:* trajectory control of aircraft, optimal programming control, nonlinear dynamic systems.

*Аннотация:* Рассматривается задача траекторного управления боковым движением летательного аппарата (ЛА), описываемым нелинейной моделью объекта управления с учетом постоянного ветрового воздействия. Задача сводится к построению оптимального по критерию «расхода» управления при заданных ограничениях на величину управляющего воздействия и длительность процесса управления, при этом в качестве функции управления используется изменение угла крена ЛА. Показано, что оптимальное управление кусочно-постоянно и имеет не более двух ступеней. На основании необходимых условий оптимальности получены формулы для расчета моментов переключения ступеней управления и характерных точек на фазовой плоскости. В работе представлены примеры численных расчетов оптимального управления при различных типах начальных условий.

*Ключевые слова:* траекторное управление летательными аппаратами, оптимальное программное управление, нелинейные динамические системы.

## Введение

Условия эксплуатации современных навигационно-пилотажных и прицельных комплексов выдвигают требования повышения точности, надежности и экономичности при формировании автоматического и директорного управления летательными аппаратами (ЛА). Выход на линию заданного пути (ЛЗП) при маршрутном маневрировании, переходе на последующий активный участок и заходе на посадку с последующей стабилизацией движения в заданном направлении является одной из основных операций навигационного обеспечения как беспилотных летательных аппаратов, так и пилотируемых воздушных судов. Компенсирование возникающих отклонений от заданной линии пути, как правило, выполняется с использованием «энергетического» квадратического критерия качества управления, при этом рассмотрение ограничивается линейной моделью динамической системы [1], [2]. В практике летной эксплуатации ЛА актуальной является задача синтеза программного управления на основании критерия непосредственного воздействия, обеспечивающего сокращение длительности маневрирования с ненулевым углом крена – задача оптимизации движения динамической системы по «расходу ресурсов» управления с ограничением на величину управления и длительность

процесса.

Данная работа посвящена решению задачи траекторного управления боковым движением ЛА, описываемым нелинейной моделью навигационного движения, включающей учет значительных отклонений от заданной траектории, больших величин угла курса и крена, в условиях постоянного ветрового воздействия. Задача сводится к построению оптимального по критерию «расхода» управления при заданных ограничениях на величину функции управления и требуемого времени выполнения маневра, при этом в качестве управляющего воздействия используется изменение угла крена ЛА.

Общие вопросы синтеза программного управления динамическими системами изложены в трудах Атанса Ж. и Фалба П. Л. [3], Афанасьева В. Н., Колмановского В.Б., Носова В. Р. [4]. Методы построения оптимального программного управления по критерию, включающему «расход ресурсов», рассмотрены в работах Бабаджанянца Л. К. и др. [5], [6].

## 1 Модель движения и особенности управления

Движение летательного аппарата (ЛА) в боковом на-

правлении относительно линии заданного пути (ЛЗП) при траекторном “чистом” маневрировании описывается системой двух нелинейных дифференциальных уравнений относительно переменных состояния  $Z$  и  $\phi$ [1]:

$$\begin{aligned} \frac{dZ}{dt} &= V \cdot \sin \phi + U_z, \\ \frac{d\phi}{dt} &= \frac{g}{V} \cdot \tan \gamma, \end{aligned} \tag{1}$$

где  $Z$  – величина бокового отклонения от ЛЗП (положительное значение – вправо);  $t$  – время;  $\phi$  – относительный угол курса (угол между направлением текущего курса ЛА, отсчитываемый от ЛЗП вправо), причем  $|\phi| \leq \pi/2$ ;  $V$  – воздушная скорость ЛА;  $U_z$  – поперечная составляющая постоянной скорости ветра относительно ЛЗП (положительное навигационное направление ветра – вправо);  $g$  – ускорение свободного падения;  $\gamma$  – угол крена ЛА.

Замена переменных

$$\frac{t \cdot g}{V} = \tau, \quad z = Z \cdot \frac{g}{V^2}, \quad u_z = \frac{U_z}{V}, \tag{2}$$

приводит модель движения (1) к следующей системе нормированных уравнений:

$$\begin{aligned} \frac{dz}{d\tau} &= \sin \phi + u_z, \\ \frac{d\phi}{d\tau} &= \tan \gamma, \end{aligned} \tag{3}$$

где  $z, \phi$  – переменные состояния (нормированное боковое отклонение и относительный угол курса);  $\tau$  – переменная времени;  $u_z$  – параметр ветра;  $\gamma$  – функция управления.

Задача траекторного навигационного управления боковым движением ЛА формулируется следующим образом. При заданном начальном значении бокового отклонения и угла курса

$$z(0) = z_0, \quad \phi(0) = \phi_0 \tag{4}$$

следует перевести ЛА на ЛЗП, при этом значения переменных состояния равны

$$z(\tau_k) = 0, \quad \phi(\tau_k) = \delta, \tag{5}$$

где  $\tau_k$  – длительность процесса управления;  $\delta$  – требуемый угол сноса на ЛЗП

$$\delta = a \sin u_z = a \sin \frac{U_z}{V}.$$

На угол крена, используемый в качестве функции управления, накладывается постоянное ограничение по величине

$$|\gamma(\tau)| \leq \gamma_0, \tag{6}$$

где  $\gamma_0$  – заданное максимально допустимое значение угла крена.

Оптимальное управление выбирается исходя из требования минимизации «расхода», при этом функционал качества управления записывается как

$$J(\gamma) = \int_0^{\tau_k} |\gamma(\tau)| d\tau, \tag{7}$$

где  $\tau_k$  – длительность выполнения маневра.

При этом требуется, чтобы расчетная длительность маневрирования  $\tau_k$  не превышала заданного значения времени  $T$ , т.е.

$$\tau_k \leq T. \tag{8}$$

Предполагается, что указанная длительность  $T$  больше минимального времени  $T_r$  требуемого для выполнения маневра в данных условиях. Значение минимально необходимой длительности  $T_r$  может быть получено как результат решения оптимизационной задачи (3)...(6), но при функционале максимального быстродействия вместо функционала (7). При малых значениях углов курса и крена исходно поставленная задача (3)...(8) представляет собой задачу оптимального управления линейной системой, описываемой двойным интегратором с постоянным внешним воздействием, по указанному критерию «расхода» в условиях ограниченной длительности управления [3].

Гамильтониан сформулированной задачи оптимального управления записывается как

$$H(z, \phi, \psi_1, \psi_2, \gamma) = \psi_1 \cdot \sin \phi + \psi_1 \cdot u_z + \psi_2 \cdot \tan \gamma - |\gamma|, \tag{9}$$

где  $\psi_1, \psi_2$  – решения сопряженной системы

$$\begin{cases} \frac{d\psi_1}{d\tau} = -\frac{\partial H}{\partial z} = 0, \\ \frac{d\psi_2}{d\tau} = -\frac{\partial H}{\partial \phi} = -\psi_1 \cdot \cos \phi. \end{cases} \tag{10}$$

Решения сопряженной системы (10) имеют вид

$$\psi_1(\tau) = \lambda_1, \quad \psi_2(\tau) = \lambda_2 - \lambda_1 \cdot \int_0^{\tau} \cos \phi(\sigma) d\sigma,$$

где  $\lambda_1, \lambda_2$  – начальные параметры.

Применение принципа Понтрягина Л.С. позволяет установить вид функции управления  $\gamma(\tau)$ . Из условия

максимума гамильтониана следует, что функция оптимального управления  $\gamma(\tau)$  должна иметь кусочно-постоянный вид:

$$\gamma(\tau) = \gamma_0 \cdot \begin{cases} 1, & \text{если } \psi_2(\tau) \geq \frac{\gamma_0}{\tan \gamma_0}, \\ 0, & \text{если } |\psi_2(\tau)| \leq \frac{\gamma_0}{\tan \gamma_0}, \\ -1, & \text{если } \psi_2(\tau) \leq -\frac{\gamma_0}{\tan \gamma_0}, \end{cases}$$

или кратко

$$\gamma(\tau) = \gamma_0 \cdot \text{dez}_{\frac{\gamma_0}{\tan \gamma_0}}[\psi_2(\tau)], \quad (11)$$

где  $\text{dez}_p[^\circ]$  – функция «мертвой» зоны с параметром  $p = \frac{\gamma_0}{\tan \gamma_0}$ .

В случае ограничения угла курса  $|\phi| \leq \pi/2$  сопряженная функция  $\psi_2(\tau)$  изменяется монотонно со временем и в зависимости от значений начальных параметров  $\lambda_1, \lambda_2$  может находиться не более чем в трех интервалах, указанных в выражении (11). Таким образом, относительно возможного вида функции управления можно сделать следующие выводы.

1. Функция оптимального управления  $\gamma(\tau)$  может содержать одну или две разнополярные (положительные и отрицательные) ступени управления, с возможным участком отсутствия управления (свободного движения).
2. Каждая ступень управления имеет «прямоугольную» форму с экстремальными значениями  $\pm \gamma_0$
3. Число неизвестных моментов переключения ступеней равно двум (одна ступень) или трем (две ступени).

Символически возможные типы управления можно записать как множество из шести элементов:  $\{+1\}, \{-1\}, \{0, +1\}, \{0, -1\}, \{-1, 0, +1\}, \{+1, 0, -1\}$ , где обозначение «+1» соответствует положительной ступени, «-1» – отрицательной. Выражение функции управления  $\gamma(\tau)$  для двух ступеней типа  $\{\pm 1, 0, \mp 1\}$  можно записать как

$$\gamma(\tau) = \pm \gamma_0 \cdot H(\tau) \mp \gamma_0 \cdot H(\tau - \tau_1) \mp \gamma_0 \cdot H(\tau - \tau_2) \pm \gamma_0 \cdot H(\tau - \tau_k) \quad (12)$$

где  $H(\tau)$  – функция Хэвисайда;  $\tau_1$  – момент выключения первой ступени управления;  $\tau_2$  – момент включения второй ступени управления.

Неизвестными при синтезе управления являются моменты времени переключения ступеней  $\tau_1, \tau_2, \tau_k$ . В частном случае отсутствия участка свободного движения  $\tau_1 = \tau_2$ , при отсутствии первой ступени  $\tau_1 = 0$ .

## 2 Синтез оптимального управления

### 2.1 Одноступенчатое управление

При одноступенчатом управлении типа  $\{\pm 1\}$  изменение угла курса от начального значения  $\phi_0$  до требуемого угла сноса  $\delta$  получается интегрированием уравнения движения (3) и имеет вид

$$\delta - \phi_0 = \pm \tan \gamma_0 \cdot \tau_k, \quad (13)$$

где  $\tau_k$  – длительность процесса управления; знаки « $\pm$ » соответствуют положительной или отрицательной ступени управления соответственно.

С учетом формулы (13) изменение бокового отклонения от начального значения  $z_0 = z_{\pm}$  до нуля представляется как

$$z_{\pm} = \pm \frac{\cos \delta - \cos \phi_0}{\tan \gamma_0} \mp u_z \cdot \frac{\delta - \phi_0}{\tan \gamma_0}, \quad (14)$$

Выражение (14) описывает фазовую линию начальных условий одноступенчатого управления  $\Gamma_{\pm} = \{(z_0, \phi_0) | z_0 = z_{\pm}(\phi_0)\}$ , как показано на рисунке 1. Линия имеет две ветви – для положительной  $\Gamma_+$  ( $\phi_0 < \delta$ ) и отрицательной  $\Gamma_-$  ( $\phi_0 > \delta$ ) ступени управления соответственно.

Если начальные условия  $(z_0, \phi_0)$  принадлежат линии  $\Gamma_{\pm}$ , то возможно единственное оптимальное управление соответствующей полярности, без участка свободного движения. Длительность процесса управления в этом случае определяется как

$$\tau_k = \pm \frac{\delta - \phi_0}{\tan \gamma_0}. \quad (15)$$

Если полученное значение длительности  $\tau_k$  не больше требуемого времени  $T$  (выполняется условие (8)), то поставленная задача имеет единственное решение типа  $\{\pm 1\}$ , в противном случае решения нет.

### 2.2 Одноступенчатое управление с начальным участком свободного движения

Рассмотрим возможный вид управления  $\{0, \pm 1\}$ . На участке свободного движения от начальных фазовых координат  $(z_0, \phi_0)$  угол курса не меняется и равен начальному  $\phi_0$ , изменение бокового отклонения записывается как

$$z_{\pm} - z_0 = u_z \cdot \tau_1 + \sin \phi_0 \cdot \tau_1, \quad (16)$$

где  $z_{\pm}$  – боковое отклонение в момент окончания участка свободного движения;  $\tau_1$  – момент времени окончания движения по участку свободного движения и

непосредственного включения управления.

На участке включения ступени управления изменения фазовых координат записываются как

$$\delta - \phi_0 = \pm \tan \gamma_0 \cdot (\tau'_k - \tau_1), \quad 0 - z_{\pm} = u_z \cdot (\tau'_k - \tau_1) \mp \frac{\cos \phi_0 - \cos \delta}{\tan \gamma_0}. \quad (17)$$

В результате, момент непосредственного включения ступени управления равен

$$\tau_1 = -\frac{z}{u_z + \sin \phi_0} \pm \frac{\phi_0 - \delta}{(u_z + \sin \phi_0) \cdot \tan \gamma_0} \mp \frac{\cos \phi_0 - \cos \delta}{(u_z + \sin \phi_0) \cdot \tan \gamma_0}, \quad (18)$$

а полная длительность управления при данном типе управления рассчитывается как

$$\tau'_k = \tau_1 \pm \frac{\delta - \phi_0}{\tan \gamma_0}. \quad (19)$$

Боковое отклонение в момент включения ступени  $z_{\pm}$  (характерная точка траектории) может быть вычислено по формуле (16) или (17).

Если рассчитанная по формуле (19) длительность  $\tau'_k$  меньше или равна требуемому значению  $T$ , то задача решена, в противном случае следует использовать двухступенчатое управление типа  $\{\mp 1, 0, \pm 1\}$ .

### 2.3 Двухступенчатое управление

Рассмотрим возможный вид двухступенчатого управления  $\{\mp 1, 0, \pm 1\}$ . На первом участке управления от начальных фазовых координат  $(z_0, \phi_0)$  до участка свободного движения изменения фазовых координат записываются как

$$\phi_{\mp 0} - \phi_0 = \mp \tan \gamma_0 \cdot \tau_1, \quad z_{\mp 0} - z_0 = u_z \cdot \tau_1 \mp \frac{\cos \phi_0 - \cos \phi_{\mp 0}}{\tan \gamma_0}, \quad (20)$$

где  $\phi_{\mp 0}$  – угол курса в момент окончания первого участка и начала свободного движения;  $z_{\mp 0}$  – боковое отклонение в конце первого участка;  $\tau_1$  – момент времени окончания движения по первому участку.

На участке свободного движения угол курса  $\phi_{\mp 0}$  не меняется, при этом изменение бокового отклонения записывается как

$$z_{0\pm} - z_{\mp 0} = u_z \cdot (\tau_2 - \tau_1) + \sin \phi_{\mp 0} \cdot (\tau_2 - \tau_1), \quad (21)$$

где  $z_{0\pm}$  – боковое отклонение в конце участка свободного движения;  $\tau_2$  – момент времени окончания движения по участку.

На финальном участке включения второй ступени управления изменения фазовых координат записываются как

$$\delta - \phi_{\mp 0} = \pm \tan \gamma_0 \cdot (\tau_k - \tau_2), \quad 0 - z_{0\pm} = u_z \cdot (\tau_k - \tau_2) \mp \frac{\cos \phi_{\mp 0} - \cos \delta}{\tan \gamma_0}. \quad (22)$$

Полученные выражения (20)...(22) можно свести к уравнению относительно угла курса на участке свободного движения  $\phi_{\mp 0}$ :

$$2 \cos \phi_{\mp 0} - \sin \phi_{\mp 0} \cdot (\phi_0 + \delta) + 2 \phi_{\mp 0} \cdot \sin \phi_{\mp 0} \pm \sin \phi_{\mp 0} \cdot T \cdot \tan \gamma_0 = \mp z_0 \cdot \tan \gamma_0 \mp u_z \cdot T \cdot \tan \gamma_0 + \cos \phi_0 + \cos \delta. \quad (23)$$

Нелинейное уравнение (23) имеет следующий вид (с параметрами  $a, b, c$ ):

$$\cos \phi_{\mp 0} - \sin \phi_{\mp 0} \cdot (a \cdot \phi_{\mp 0} + b) = c,$$

и может быть решено методом хорд или половинного деления при заданных границах изменения переменной  $-\frac{\pi}{2} \leq \phi_{-0} < \delta$  или  $\delta < \phi_{+0} \leq \frac{\pi}{2}$ . Моменты переключения ступеней управления  $\tau_1, \tau_2, \tau_k = T$  и боковые отклонения в соответствующих характерных точках траектории  $z_{\mp 0}, z_{0\pm}$  определяются с помощью выражений (20)...(22).

### 2.4 Области начальных условий и типы управления

Таким образом, на фазовой области  $(z, \phi)$  рассматриваются 4 области начальных условий, отделяемые линиями переключения  $\Gamma_{\pm}$  формулы (15) и линией постоянного значения курса  $\phi = \delta$ . На рисунке 1 показаны соответствующие области  $\Omega_{0+}, \Omega_{0+}, \Omega_{-0+}, \Omega_{+0-}$  и граничные линии. В таблице 1 даны определения областей начальных условий  $(z_0, \phi_0)$  и условия решения поставленной задачи.

### 3 Примеры синтеза оптимального управления

Рассмотрим примеры расчета управления при следующих параметрах модели движения: воздушная скорость летательного аппарата  $V = 600$  км/час; поперечная составляющая скорости ветра  $U_z = 20$  м/с; максимально допустимое значение угла крена  $\gamma$  равно  $45^\circ$ ; требуемый угол сноса по окончании управления  $\delta = -\text{asin} \frac{U_z}{V}$  равен  $-7^\circ = 0.12$  радиан. Нормированные безразмерные значения переменных выражаются как

$$t \cdot 0.06 = \tau, \quad z = Z \cdot 0.35, \quad u_z = 0.12,$$

где переменная  $Z$  измеряется в километрах, а время  $t$  – в секундах.

На рисунке 1 показаны области начальных условий и линий переключения последних ступеней управления на фазовой плоскости с координатами  $(z, \phi)$  для указанных числовых значений параметров задачи.

Численные примеры при различных типах управления (областей начальных условий фазовой плоскости) представлены в таблице 2.

Таблица 1.

Области начальных условий и условия решения задачи

Обозначение	Тип управления	Определение области $\{(\phi_0, z_0)\}$	Условие решения задачи
$\Gamma_+$	Одна положительная ступень $\{+1\}$	$-\frac{\pi}{2} \leq \phi_0 < \delta,$ $z_0 = z_+(\phi_0),$ формула (14)	При $\tau_k \leq T,$ формула (15), п. 2.1
$\Gamma_-$	Одна отрицательная ступень $\{-1\}$	$\delta < \phi_0 \leq \frac{\pi}{2},$ $z_0 = z_-(\phi_0),$ формула (14)	При $\tau_k \leq T,$ формула (15), п. 2.1
$\Omega_{0+}$	Одна положительная ступень $\{0, +1\}$ или две ступени $\{-1, 0, +1\}$	$-\frac{\pi}{2} \leq \phi_0 \leq \delta,$ $z_0 > z_+(\phi_0)$	Одна ступень, если $\tau'_k \leq T,$ формула (18), п. 2.2. Две ступени, если $T_t \leq T < \tau'_k,$ п. 2.3
$\Omega_{0-}$	Одна отрицательная ступень $\{0, -1\}$ или две ступени $\{+1, 0, -1\}$	$\delta \leq \phi_0 \leq \frac{\pi}{2},$ $z_0 < z_-(\phi_0)$	Одна ступень, если $\tau'_k \leq T,$ формула (18), п. 2.2. Две ступени, если $T_t \leq T < \tau'_k,$ п. 2.3
$\Omega_{-0+}$	Отрицательная и положительная ступени $\{-1, 0, +1\}$	$\delta \leq \phi_0 \leq \frac{\pi}{2},$ $z_0 > z_-(\phi_0)$	При $T_t \leq T,$ п. 2.3
$\Omega_{+0-}$	Положительная и отрицательная ступени $\{+1, 0, -1\}$	$-\frac{\pi}{2} \leq \phi_0 \leq \delta,$ $z_0 < z_+(\phi_0)$	При $T_t \leq T,$ п. 2.3

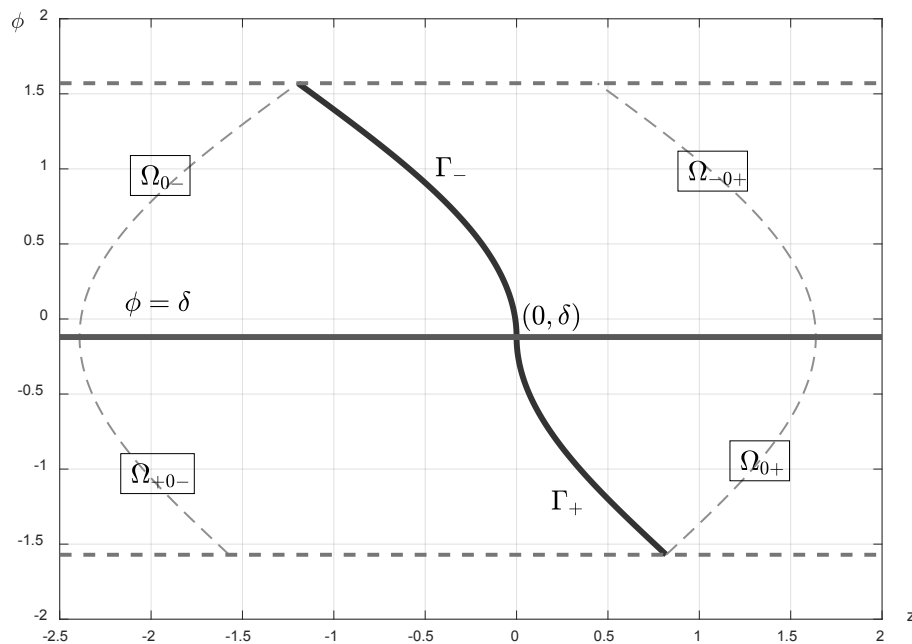


Рис. 1. Области и граничные линии на фазовой плоскости

Таблица 2.

Примеры синтеза управления

Пример	Начальные условия	Тип управления	Характерные точки
1	Область $\Omega_{0+}: z = 1, \phi = -45^\circ = -0.7854, T = 5$	$\{0, +1\}$	Точка включения ступени: $\tau_1 = 1.35, z_+ = 0.21$ . Длительность управления: $\tau'_k = 2.02 < T$
2	Область $\Omega_{0+}: z = 1, \phi = -45^\circ = -0.7854, T = 1.8$	$\{-1, 0, +1\}$	Точка выключения первой ступени: $\tau_1 = 0.22, z_{-0} = 0.85, \phi_{-0} = -1.01$ . Точка включения второй ступени: $\tau_2 = 0.91, z_{0+} = 0.35$ . Длительность управления: $\tau_k = T = 1.8$
3	Область $\Omega_{+0}: z = -1, \phi = -45^\circ = -0.7854, T = 5$	$\{+1, 0, -1\}$	Точка выключения первой ступени: $\tau_1 = 0.97, z_{+0} = -1.16, \phi_{+0} = 0.18$ . Точка включения второй ступени: $\tau_2 = 4.70, z_{0-} = -0.04$ . Длительность управления: $\tau_k = T = 5$
4	Область $\Omega_{0-}: z = -1, \phi = 45^\circ = 0.7854, T = 5$	$\{0, -1\}$	Точка включения ступени: $\tau_1 = 0.73, z_- = -0.39$ . Длительность управления: $\tau'_k = 1.64 < T$

**Заключение**

Рассмотренный алгоритм синтеза оптимального управления боковым движением летательных аппаратов использует достаточно общее описание объекта управления, учитывающее большие значения углов курса и крена ЛА, а также действие постоянной ветровой нагрузки, что приводит к нелинейной модели системы управления при ограниченном числе переключений кусочно-постоянного безынерционного управления. Полученные выражения для определения типов областей начальных условий и «структуры» управления, формулы расчета моментов переключения ступеней управления и характерных точек траектории движения обеспечивают полное решение задачи синтеза оптимального

управления в соответствии с начальными условиями, выбранным критерием качества и задаваемыми ограничениями.

Представленная методика может служить основой для решения многокритериальных задач оптимального управления движением летательных аппаратов, в частности, учитывающих ограничения на скорость изменения управляющего воздействия (инерционное управление) и на смещение ЛА вдоль ЛЗП в процессе маневрирования.

Предложенный алгоритм практически может быть использован в составе многометодных комплексов пилотажно-навигационного обеспечения летательных аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Козарук В.В., Ребо Я.Ю. Навигационные эргатические комплексы самолетов. М.: Машиностроение, 1986, 288 с.
2. Баранов В.Н., Зо Лин У. Решение задачи оптимального управления пространственным движением легкого самолета на основе принципа максимума Понтрягина / Электронный журнал «Труды МАИ», вып. 46, 2011.
3. Атанс Ж., Фалб П.Л. Оптимальное управление. – М.: Машиностроение, 1968. – 764 с.
4. Математическая теория конструирования систем управления / В.Н. Афанасьев, В.Б. Колмановский, В.Р. Носов. – М.: Высш. шк., 2003. – 614 с.
5. Бабаджанянц Л.К., Потоцкая И.Ю. Управление по критерию расхода в механических системах. – СПб.: С.-Петербург. гос. ун-т, 2003. – 137с.
6. Алесова И.М., Бабаджанянц Л.К. Оптимальное управление угловыми колебаниями спутника на эллиптической орбите / Перспективы науки, 2019, № 12. – С. 12-16.

© Алесов Михаил Борисович (MiAlesov@inbox.ru).

Журнал «Современная наука: актуальные проблемы теории и практики»