

УДК 62-50

© Половинчук Н.Я., Иванов С.В., Цыбенко С.Н.  
Polovinchuk N., Ivanov S., Tsibenko S.РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ СИНТЕЗА ТЕРМИНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ  
ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ПРИНЦИПУ  
ДИНАМИЧЕСКОГО ПРОГРАММИРОВАНИЯSOLUTION THE SYNTHESIS PROBLEM OF TERMINAL CONTROL FLYING  
VEHICLE MOVEMENT BAISED ON THE DINAMIC PROGRAM PRINCIPLE

**Аннотация.** Данная методика посвящена формированию структуры оптимально-терминального управления движением летательного аппарата на внеатмосферном участке активного полета в функции текущих фазовых координат объекта.

**Annotation.** The given methodic is devoted to form the structure of optimo-terminal control flying vehicle movement on the nonatmosphere part of trajectories in the function of current phase object coordinate.

**Ключевые слова.** Оптимально-терминальное управление, внеатмосферный участок траектории, текущие фазовые координаты объекта, принцип динамического программирования.

**Key words.** Optimo-terminal control, nonatmosphere part of trajectories, current phase object co-ordinate, dynamic program principle.

Решение задачи поиска оптимального управления движением летательного аппарата (ЛА) на внеатмосферном участке активного полета рассматривалось неоднократно, но полученное оптимальное управление является программным, т.е. функцией времени. Значительно больший интерес для реализации терминального наведения ЛА представляет решение задачи синтеза оптимального управления, т.е. нахождение управления в замкнутой форме (функции текущих фазовых координат объекта).

Рассмотрим задачу наведения БР на внеатмосферной части активного полета. Пусть заданы (определяемые системой навигации) координаты  $X_0, Y_0, Z_0$  текущей, принимаемой за начальную, и конечной (цель) точек траектории в геоцентрической инерциальной системе координат, ось  $Y$ , которая проходит через точку старта

и направлена вверх, ось  $X$  ориентирована в сторону упрежденной точки цели, ось  $Z$  дополняет систему до правой.

В результате решения на борту задачи прогнозирования координаты текущей и конечной точек траектории формализуется в виде совокупности текущих граничных условий. Ставится задача синтеза оптимального управления движением центра масс ЛА, обеспечивающего перевод объекта из состояния, характеризуемого текущими граничными условиями  $S_{ik}(t_0)$ , в конечное состояние

$$S_{ik}^*(t_k) = S_{ik}^* = 0, \quad (1)$$

где  $t_k$  – момент выполнения условия (1).

Индекс (\*) означает «деформацию» граничных условий, смысл которой будет пояснен ниже.

Условие (1) формально означает выполнение цели движения – прохождение траектории через задан-

Половинчук Николай Яковлевич – кандидат технических наук, профессор, доцент кафедры «Системы управления ракет» Ростовского военного института Ракетных войск, тел. (863) 278-14-12;

Иванов Станислав Валерьевич – адъюнкт кафедры «Системы управления ракет» Ростовского военного института Ракетных войск;

Цыбенко Сергей Николаевич – преподаватель кафедры «Системы управления ракет» Ростовского военного института Ракетных войск.

Polovinchuk Nikolay – cand. sc. (tech), professor, assistant professor of the department of the rocket control systems, Rostov military institute of Rocket troops, tel. (863) 278-14-12;

Ivanov Stanislav – junior scientific assistant of department of the rocket control systems, Rostov military institute of Rocket troops;

Tsibenko Sergey – the teacher of the department of the rocket control systems, Rostov military institute of Rocket troops.

ную точку прицеливания.

В качестве критерия оптимальности примем количество израсходованного топлива для выполнения цели управления, формально представленной в виде заданной совокупности граничных условий. Смысл этого распространённого критерия заключается в возможности расширить диапазон реализуемых дальностей полета при сохранении массы полезной нагрузки или увеличении последней при фиксированном диапазоне дальностей.

Величина израсходованного топлива на участке управляемого полета

$$M = \int_{t_0}^{t_k} \dot{m}(t) dt, \quad (2)$$

где  $\dot{m}$  – секундный расход массы топлива будет характеризовать качество управления.

Примем в качестве математической модели движения центра масс ЛА следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{R}}(t) &= \ddot{\mathbf{V}}(t); \\ V(t) &= \dot{W}(t) \bar{E}_w(t) + \bar{g}(\bar{r}), \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\bar{\mathbf{R}}(t)$  – радиус-вектор, фиксирующий положение центра масс в геоцентрической инерциальной системе координат;

$\bar{g}(\bar{r})$  – вектор гравитационного ускорения;

$\dot{W}(t)$  – модуль вектора кажущегося ускорения, ориентация которого в инерциальной геоцентрической системе координат характеризуется ортом  $\bar{E}_w(t)$ .

Модуль кажущегося ускорения  $\dot{W}(t)$  является известной (измеряемой) функцией времени, неизвестным является орт  $\bar{E}_w(t)$ , выбором которого и придаются управляемому движению требуемые свойства. В принципе можно сформулировать и решить задачу определения оптимальной программы изменения величины  $\dot{W}(t)$ . Но реализация этой программы требует создания дополнительной управляющей связи, включающей в свой состав двигательную установку, что приводит к дополнительным аппаратным трудностям. С другой стороны, двигатели на твёрдом топливе с трудом поддаются регулировке и, как будет показано далее, отсутствует принципиальная необходимость в регулировании тяги двигателя. Следовательно, в регулировании модуля кажущегося ускорения нет необходимости. Тогда при известных и стабильных характеристиках двигателя  $\dot{m}(t)=const$ , и функционал (2) превратится в функцию верхнего предела интегрирования. Таким образом, критерием оптимальности становится быстродействие

$$\Gamma^0 = T^0 [\bar{E}_w(t)], \quad (4)$$

а задача синтеза состоит в нахождении направляющих косинусов, характеризующих ориентацию вектора  $\bar{P}(t)$  тяги двигателя.

## 1. Обоснование принятых допущений

Рассматриваемую задачу будем решать в предположении двух допущений, которые, с одной стороны, достаточно полно отвечают реальным условиям участка атмосферного полёта, а с другой – делают решение задачи возможным.

Во-первых, при решении задачи не будем учитывать ограничения на скорость изменения положения продольной оси ЛА.

Во-вторых, будем рассматривать движение в плоскости пуска. Рассмотрение трёхмерного случая характерно для участка разведения баллистических элементов, задача наведения которых здесь не рассматривается. Таким образом, принятые допущения делают решение задачи применимыми для управления выведением ЛА на участке вне атмосферы.

Проверку выполнения условия (1) в процессе полёта можно осуществлять на основе следующего граничного конечного условия [1]:

$$S_{1k} = (V_{xk} y_k - x_k V_{yk}) [V_{xk} (y_k - y_u) - V_{yk} (x_k - x_u)] - \pi_0 (x_u^2 + y_u^2)^{1/2} \left[ 1 - \frac{x_k x_u + y_k y_u}{(x_u^2 + y_u^2)^{1/2} (x_k^2 + y_k^2)^{1/2}} \right] = 0, \quad (5)$$

где  $x_k, y_k, x_u, y_u$  – соответственно координаты начальной точки и точки цели.

Величина текущего значения первого конечного условия  $S_{1k}(t_0)$  являются мерой невыполнения условия (5) и служит исходной информацией для решения задачи наведения.

Математическая модель объекта управления (3) в случае центрального поля притяжения примет вид

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2; \quad \dot{x}_2 = -\frac{\pi_0}{r^3} x_1 + \frac{1}{m} P \cos \alpha_1; \\ \dot{x}_3 &= x_4; \quad \dot{x}_4 = -\frac{\pi_0}{r^3} x_3 + \frac{1}{m} P \cos \alpha_2; \end{aligned} \quad (6)$$

$$r = (x_1^2 + x_3^2)^{1/2}; \quad x_1 = x, x_2 = V_x; \quad x_3 = y, x_4 = V_y,$$

где  $\pi_0 = f M_3$  – произведение гравитационной постоянной  $f$  на массу Земли;

$P$  – модуль вектора тяги;

$\theta$  – текущий угол пути;

$\alpha$  – угол атаки.

Поскольку управлениями являются направляющие косинусы вектора тяги, ограничения на управления можно определить соотношением

$$\|\bar{P}(t)\| = \{ [P(t) \cos \alpha_1(t)]^2 + [P(t) \cos \alpha_2(t)]^2 \}^{1/2} \leq |\bar{P}^0(t)|. \quad (7)$$

Ограничения на управления (7) приводит к решению, «гладким» в фазовом пространстве, т.е. опти-

мальная по быстрдействию траектория не имеет «углов» (разрывов производной). В этом случае в фазовом пространстве не будет никаких линий переключения управления, а оптимальное по быстрдействию управления оказывается не линейной, но «гладкой» функцией состояния системы.

Таким образом, нелинейная вариационная задача синтеза оптимального управления заключается в следующем. Для объекта управления, описываемого системой дифференциальных уравнений (6), необходимо синтезировать оптимальное, в смысле критерия (4), управление, осуществляющее перевод объекта из произвольного начального состояния, характеризующегося текущим граничным условием  $S_{1k}$  в момент  $t_0$ , на гиперповерхность конечного условия  $S_{1k}^*$  в момент  $t_k$  при ограничении на управление (7).

## 2. Синтез оптимального управления в задаче терминального наведения ЛА

На основе необходимого и достаточного условия оптимальности в задаче быстрдействия

$$\min_{u \in U} \left[ \sum_{i=1}^n \frac{\partial T^0}{\partial x_i} f_i(\bar{x}, \bar{u}) \right] = -1 \quad (8)$$

составим уравнение динамического программирования [3] относительно оптимальной функции качества  $T^0$  для объекта, описываемого системой уравнений (6)

$$\min_{u \in U} \left[ x_2 \frac{\partial T^0}{\partial x_1} - \left( \frac{\pi_0}{r^3} x_1 - \frac{1}{m} P_x \right) \frac{\partial T^0}{\partial x_2} + \right. \\ \left. + x_4 \frac{\partial T^0}{\partial x_3} - \left( \frac{\pi_0}{r^3} x_3 - \frac{1}{m} P_y \right) \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right] = -1, \quad (9)$$

где  $P_x = P \cos \alpha_1$ ,  $P_y = P \cos \alpha_2$ .

Оптимальным будет управление, минимизирующее выражение в квадратных скобках в соотношении (9).

Для проведения операции минимизации воспользуемся неравенством Коши – Буняковского, которое для рассматриваемого случая имеет вид

$$\left| \frac{1}{m} P_x \frac{\partial T^0}{\partial x_2} + \frac{1}{m} P_y \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right| \leq (P_x^2 + P_y^2)^{1/2} \times \\ \times \left[ \left( \frac{1}{m} P_x \frac{\partial T^0}{\partial x_2} \right) + \left( \frac{1}{m} P_y \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right)^2 \right]^{1/2}. \quad (10)$$

Минимизация по управлению выражения (9) приводит к следующему соотношению:

$$\min_{u \in U} \left( \frac{1}{m} P_x \frac{\partial T^0}{\partial x_2} + \frac{1}{m} P_y \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right) = \\ = -P^0(t) \left[ \left( \frac{1}{m} \frac{\partial T^0}{\partial x_2} \right)^2 + \left( \frac{1}{m} \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right)^2 \right]^{1/2}. \quad (11)$$

В результате получаем уравнение Гамильтона-

Якоби-Беллмана

$$x_2 \frac{\partial T^0}{\partial x_1} - \frac{\pi_0}{r^3} x_1 - Q \cos \theta + x_4 \frac{\partial T^0}{\partial x_3} - \frac{\pi_0}{r^3} x_3 + \\ + Y \cos \theta - P^0(t) \times \left[ \left( \frac{1}{m} \frac{\partial T^0}{\partial x_2} \right)^2 + \left( \frac{1}{m} \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right)^2 \right]^{1/2} = -1, \quad (12)$$

которое необходимо решать с граничным условием

$$T^0(x_1, x_2, x_3, x_4) = 0 \text{ при } (x_1, x_2, x_3, x_4) \in S_{1k}^*. \quad (13)$$

Конечное условие  $S_{1k}^*$  обладает свойствами, аналогичными свойствам первых интегралов однородной (неуправляемой) системы (6), поэтому полагаем, что

$$T^0(x_1, x_2, x_3, x_4) = T^0[S_{1k}(t)]. \quad (14)$$

В дальнейшем для краткости записи примем

$$S_{1k}(t) = S_1, t \in [t_0, t_k].$$

Вычислим частные производные по параметрам

$$x_1, x_2, x_3, x_4$$

$$\frac{\partial T^0}{\partial x_i} = \frac{\partial T_0}{\partial S} \cdot \frac{\partial S}{\partial x_i}, \quad (15)$$

$$\frac{\partial T^0}{\partial x_1} = \left( -2x_2x_3x_4 + x_2x_4x_{3u} + 2x_4^2x_1 - x_4^2x_{1u} \right) \frac{\partial T^0}{\partial S_1};$$

$$\frac{\partial T^0}{\partial x_2} = \left( 2x_3^2x_2 - 2x_1x_4x_3 - 2x_2x_3x_{3u} + x_1x_4x_{3u} + x_4x_3x_{1u} \right) \frac{\partial T^0}{\partial S_1}; \quad (16)$$

$$\frac{\partial T^0}{\partial x_3} = \left( 2x_2^2x_3 - 2x_2x_4x_1 - x_2^2x_{3u} - x_2^2x_4x_{1u} \right) \frac{\partial T^0}{\partial S_1};$$

$$\frac{\partial T^0}{\partial x_4} = \left( 2x_1^2x_4 - 2x_1x_2x_3 + 2x_4x_1x_{1u} + x_2x_3x_{3u} + x_2x_3x_{1u} \right) \frac{\partial T^0}{\partial S_1}.$$

Подставив их в (12), после преобразований получим

$$\left\{ \frac{\pi_0}{r^3} (x_1 - x_3) - 2x_2x_4^2x_{1u} - \frac{P^0}{m} \times \right. \\ \times \left[ (2x_3^2x_2 - 2x_1x_4x_3 - 2x_2x_3x_{3u} + \right. \\ \left. + x_1x_4x_{3u} + x_4x_3x_{1u})^2 + \right. \\ \left. + (2x_1^2x_4 - 2x_1x_2x_3 + 2x_4x_1x_{1u} + \right. \\ \left. + x_2x_3x_{3u} + x_2x_3x_{1u})^2 \right]^{1/2} \left. \right\} \frac{\partial T^0}{\partial S_1} = -1 \quad (17)$$

с граничными условиями

$$T^0(S_1) = 0 \text{ при } (x_1, x_2, x_3, x_4) \in S_{1k}^*. \quad (18)$$

Обозначая выражение в фигурных скобках в (17) через  $S'(x_i)$ , запишем (17) в более компактной форме

$$S'(x_i) \cdot \frac{\partial T^0}{\partial S_1} = -1. \quad (19)$$

Задача Коши для (19) с граничными условиями (18) может быть решена методом характеристик. Характеристиками уравнения (19) являются решения следующей системы обыкновенных дифференциальных уравнений

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dS_1}{dt} = S'(x_i), \\ \frac{dT^0}{dt} = -1 \end{array} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{array}{l} dt = \frac{1}{S'} \cdot dS \\ T^0 = \frac{1}{S'} \cdot \int_0^{S_1} ds \end{array} \right\} \quad (20)$$

Система (20) интегрируется в квадратурах. Первыми интегралами этой системы будут:

$$S_1 - \int_0^t S'(x_i) dt = C_1; \quad (21)$$

$$t + T^0 = C_2, \text{ где } t \in [t_0, t_k]. \quad (22)$$

Из (22) выразим  $t$  и подставим в (21), получим

$$S_1 - \int_0^{C_2 - T^0} S'(x_i) dt = C_1. \quad (23)$$

Учитывая граничные условия (19) из (23), получим уравнение

$$S_{1k}^* - \int_0^{C_2} S'(x_i) dt = C_1. \quad (24)$$

Подставив в (24) выражения (21) и (22), будем иметь

$$S_{1k}^* - \int_0^{t+T^0} S'(x_i) dt = -S_1 - \int_0^t S'(x_i) dt, \quad (25)$$

и окончательно получим

$$S_1 - S_{1k}^* = - \int_t^{t_k^0} S'(x_i) dt. \quad (26)$$

Обозначив  $S_1 - S_{1k}^*$  через  $|\Delta S|$ , перепишем (26)

$$|\Delta S| = - \int_t^{t_k^0} S'(x_i) dt. \quad (27)$$

Равенство (27) определяет решение задачи Коши для уравнения (19)

$$-\frac{\partial}{\partial t} (\Delta S) = S'(x_i) \cdot \tau, \text{ где } \tau = t_k^0 - t, \quad (28)$$

которое и дает оценку минимального времени перехода фазового вектора системы (6) из произвольного начального состояния на гиперповерхность конечного условия (5). На основе (6) строится процедура вычисления функционала  $T^0$ .

Выражение (11) определяет оптимальное управление

$$\begin{aligned} \bar{P}_{opt}(\bar{x}) &= -P_0 \bar{e}(\bar{x}); \\ \dot{\bar{W}}^0(\bar{x}, t) &= -\dot{W}_e^0(\bar{x}, t), \end{aligned} \quad (29)$$

где  $\bar{x}_i \equiv \bar{x}$ ;

$\bar{e}(\bar{x})$  – единичный вектор тяги, определяемый выражением

$$\bar{e}(\bar{x}) = \frac{\partial T^0}{\partial x_2} \cdot \bar{x}^0 + \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \cdot \bar{y}^0. \quad (30)$$

В скалярном виде выражение (29) может быть пред-

сталено следующим образом:

$$\begin{aligned} P_x^{opt} &= -P^0 \cos \alpha_1; \\ P_y^{opt} &= -P^0 \cos \alpha_2; \end{aligned} \quad (31)$$

$$\cos \alpha_1 = \frac{\frac{\partial T^0}{\partial x_2}}{\left[ \left( \frac{\partial T^0}{\partial x_2} \right)^2 + \left( \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right)^2 \right]^{1/2}}; \quad (32)$$

$$\cos \alpha_2 = \frac{\frac{\partial T^0}{\partial x_4}}{\left[ \left( \frac{\partial T^0}{\partial x_2} \right)^2 + \left( \frac{\partial T^0}{\partial x_4} \right)^2 \right]^{1/2}}.$$

Для удовлетворения конечных условий не безразличен момент их выполнения. Реально причиной нестационарности  $S_k$  может быть изменение экстраполированного (на интервал оставшегося времени полета на активном и пассивном участках) положения цели в системе координат, в которой фиксируются фазовые переменные.

С течением времени  $t \in [t_i, t_k]$  гиперповерхность  $S_k$  может быть изменением экстраполированного (на интервал оставшегося времени полета на активном и пассивном участках) положения цели в системе координат, в которой фиксируются фазовые переменные.

С течением времени  $t \in [t_i, t_k]$  гиперповерхность  $S_k$  деформируется, изменяя свое положение в фазовом пространстве  $X$ . Одновременно перемещается в  $X$  и изофункциональная гиперповерхность  $K(t)$ , причем последнее является в итоге результатом действия управления.

При правильно организованном наведении расстояние между  $S_k$  и  $K$  начинает уменьшаться, свидетельствуя о приближении значений параметров движения к желаемым (рис. 1). Наконец, в какой-то момент у этих двух поверхностей окажется общая точка. Наличие точки касания  $S_k$  и  $K$  – весьма важный фактор, который определяет:

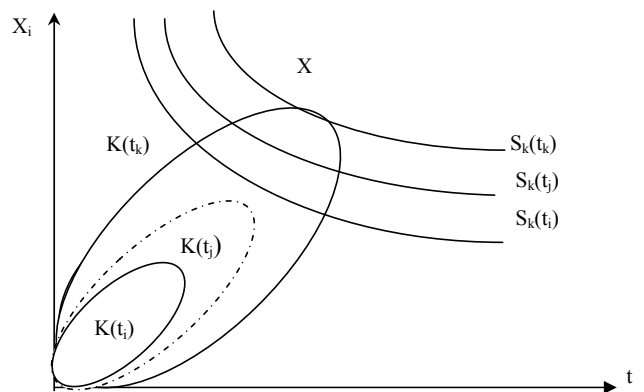


Рис. 1. Геометрическая интерпретация гиперповерхностей

• существование оптимальной траектории  $x_{opt}(t)$ , а значит, и оптимального управления  $u_{opt}(t)$ , обеспечивающего выполнение конечных условий при экстремальном значении критерия;

• окончание активного участка ( $t=t_k$ ), так как именно в этот момент следует прекратить управление.

Математическое условие касания гиперповерхностей запишется как [1]

$$\begin{aligned} Grad(T^0) &= -A grad(S_{jk}); \\ \left\{ \frac{\partial T^0}{\partial x_i} \right\} &= A \left\{ \frac{\partial S_{ik}}{\partial x_i} \right\}, \end{aligned} \quad (33)$$

где  $A$  – константа, величину которой можно установить из анализа выпуклости обеих гиперповерхностей (см. рис. 2).

Подставив выражение (33) в (32) получим

$$\cos \alpha_1 = \frac{\frac{\partial S}{\partial x_2}}{\left[ \left( \frac{\partial S}{\partial x_2} \right)^2 + \left( \frac{\partial S}{\partial x_4} \right)^2 \right]^{1/2}}; \quad (34)$$

$$\cos \alpha_2 = \frac{\frac{\partial S}{\partial x_4}}{\left[ \left( \frac{\partial S}{\partial x_2} \right)^2 + \left( \frac{\partial S}{\partial x_4} \right)^2 \right]^{1/2}}.$$

$$\cos \alpha_1 = \frac{(-2x_2x_3x_4 + x_2x_4x_{3u} + 2x_4^2x_1 - x_4^2x_{1u})}{\left[ (-2x_2x_3x_4 + x_2x_4x_{3u} + 2x_4^2x_1 - x_4^2x_{1u})^2 + (2x_4x_1^2 - 2x_1x_2x_3 + 2x_1x_4x_{1u} + x_2x_3x_{3u} + x_2x_3x_{1u})^2 \right]^{1/2}}; \quad (36)$$

$$\cos \alpha_2 = \frac{(2x_1^2x_4 - 2x_2x_1x_3 + 2x_4x_1x_{1u} + x_2x_3x_{3u} + x_2x_3x_{1u})}{\left[ (-2x_2x_3x_4 + x_2x_4x_{3u} + 2x_4^2x_1 - x_4^2x_{1u})^2 + (2x_4x_1^2 - 2x_1x_2x_3 + 2x_1x_4x_{1u} + x_2x_3x_{3u} + x_2x_3x_{1u})^2 \right]^{1/2}}. \quad (37)$$

Возможен случай, когда перемещение  $K(t)$  прекращается в некоторый момент, что может быть обусловлено, например, полным выгоранием топлива. Это означает, что поставленная задача наведения не может быть выполнена при использовании данного типа ЛА.

Понятие гиперповерхностей конечных условий можно распространить и на баллистическое движение. Действительно, рассматривая совокупность попадающих траекторий при  $t \in (x_k, q, t)$  можно в каждый момент времени описать геометрическое место точек фазового пространства  $X$ , которое образует параметры движения центров масс объектов, движущихся по указанным траекториям. Реализация выражений (30), (31) на современных БЦВМ затруднений не вызывает. Учет возмущающего влияния гравитационного поля Земли при баллистическом движении осуществляется путем расчета поправки  $\Delta S_{ik}^g$  к Кеплеровым конечным условиям  $S_{ik}(t)$ . Тогда скорректированные конечные условия,

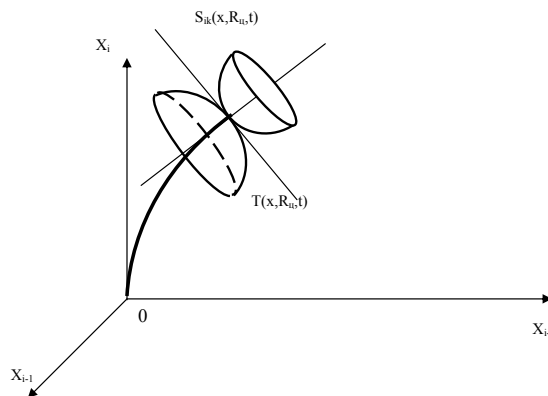


Рис. 2. Геометрическая интерпретация гиперповерхностей

используемые для нахождения управлений, будут иметь вид

$$S_{ik}^*(t) = S_{ik}(t) - \Delta S_{ik}^g. \quad (35)$$

Это позволяет строить алгоритмы в рамках принятых выше допущений, а возмущающие факторы учитывать соответствующей «деформацией» конечных условий. На основании соотношений (15) и (33), выражения (32) можно преобразовать.

В результате получим

Для типичного определения углов тангажа и рыскания запишем выражения

$$\cos \alpha_1 = \cos \mathcal{G} \cos \psi;$$

$$\cos \alpha_2 = \sin \mathcal{G};$$

$$\cos \alpha_3 = -\cos \mathcal{G} \sin \psi;$$

$$\operatorname{tg} \psi = -\frac{\cos \alpha_3}{\cos \alpha_1}.$$

Тогда для плоского полета с учетом (36) и (37) получим

$$\begin{aligned} \mathcal{G}(S) &= \operatorname{arctg} \frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1} = \\ &= \frac{-2x_2x_3x_4 + x_2x_{3u}x_4 + 2x_1x_4^2 - x_{1u}x_4^2}{2x_1^2x_4 - 2x_2x_1x_3 + 2x_1x_4x_{1u} + x_2x_3x_{3u} + x_2x_3x_{1u}}. \end{aligned}$$

На основе предложенной методики синтеза терминального управления на ЭВМ был разработан алгоритм вычисления программы угла тангажа [2].

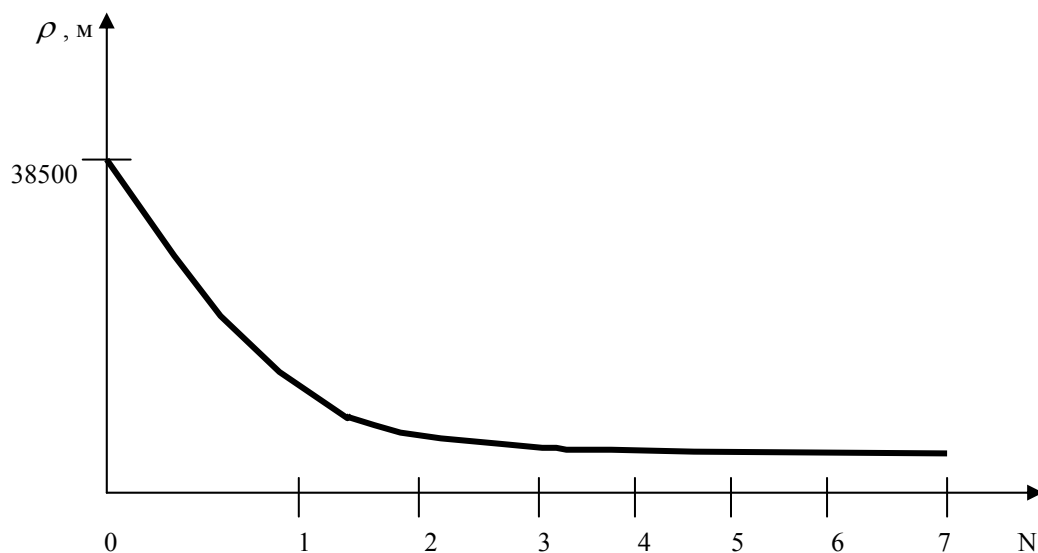


Рис. 3. График зависимости угла тангажа от времени полета

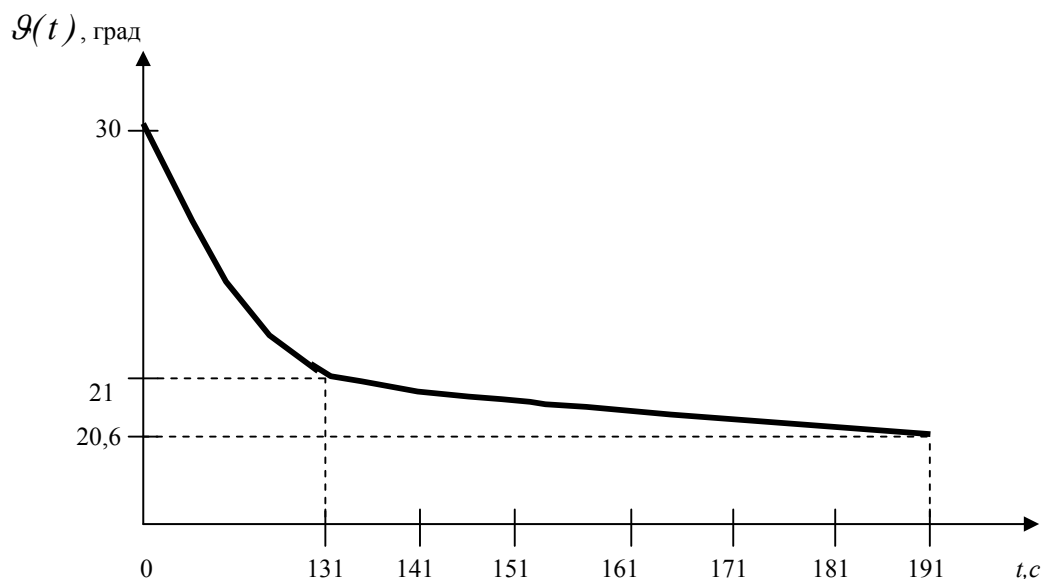


Рис. 4. Зависимость текущего промаха от количества итераций при формировании управления

Дискретность пересчета управления зависит от бортовой ЭВМ и для большинства задач наведения со- уровня действующих возмущений и быстродействия ставляет величину 1 с.

*Литература*

1. Могилевский ВД. Наведение баллистических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1976.
2. Половинчук НЯ, Ардашов АА., Шацкий НВ. Исследование характеристик движения и систем управления межконтинентальных баллистических ракет и ракет-носителей. МО РФ, 2003.
3. Брайсон А, Хо Ю-Ши. Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир, 1972.

Материал поступил в редакцию 22. 03. 2011 г.