

## УНИВЕРСАЛИЗАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ОКРЕСТНОСТИ МАЛЫХ НОРМАЛЬНЫХ ПЕРЕГРУЗОК

д.т.н., проф. О.Н. Фоменко, к.т.н. А.А. Журавлёв

*Для класса траекторий нулевых нормальных перегрузок получены аналитические выражения, осуществляется постановка задачи и приводятся результаты оптимизации ориентации продольной оси аэробаллистических летательных аппаратов (АБ ЛА) в момент начала движения при запуске двигателя по критерию максимальной полной дальности полета.*

**Постановка проблемы.** Универсализация траекторного управления АБ ЛА проводится путем оптимизации семейства программных траекторий заданного множества различающихся целевых задач с целью на обеспечение возможности его многократного использования.

Как правило, при формулировке различающихся целевых задач конструкторы выбирают различные критерии оптимальности программных траекторий, характеризующие основную цель управления в заданных физических и тактических условиях применения [1 – 4].

При проектировании ЛА с эллиптическими траекториями в безвоздушном пространстве, широко используются критерии: 1) максимальной полной дальности полета; 2) минимального рассеивания; 3) максимального значения модуля вектора скорости в заданной области пространства; 4) минимального времени полета к цели; 5) минимальных значений потребных поперечных перегрузок; 6) минимального значения энергии, требуемой для достижения цели; 7) заданной вероятности ухода от преследователя и некоторые другие.

Оптимальная программная траектория (для решения одной целевой задачи) формируется на основе решения экстремальной задачи известными методами [3]. Поиск решения требует значительных вычислительных затрат и времени [1]. В результате, оптимальная (в смысле выбранного критерия) программа управления является «узкоспециализированной», а при непредвиденном изменении параметров объекта управления, физических и тактических условий применения, вообще перестает быть оптимальной.

Проблема заключается в сокращении времени и вычислительных затрат на проектирование траекторий путем синтеза и многократного ис-

пользования семейства программных траекторий, примененного для решения заданного множества различающихся целевых задач.

**Анализ литературы.** Методы синтеза оптимальной программной траектории, предназначенной для решения одной целевой задачи, изложены в широкой публикации [1 – 4]. Синтез программ максимальной дальности и минимального рассеивания для управления на активном участке траектории ЛА с вертикальным стартом изложен в [1]. Методы универсализации (оптимизации по заданному множеству различающихся целевых задач) семейства программных траекторий еще только начинают развиваться, и нашли отражение в [5, 6].

**Цель статьи** – изложить постановку и пути решения задач универсализации математических моделей траекторного управления на основе класса траекторий с нулевыми значениями нормальной и боковой составляющих аэродинамической силы. Для этого класса траекторий формулируется задача оптимизации предстартовой выставки продольной оси АБ ЛА в момент запуска двигателя (угла старта) по критерию максимальной полной дальности полета и приводятся результаты численной оптимизации для гипотетического АБ ЛА.

**Основная часть.** Показателем критерия, характеризующим затраты энергии на траекторное управление, является интеграл вида

$$J = \min_t \left[ \int_{t_0}^{t_K} \left( n_n^*(t) - n_{n0} \right)^2 dt \right], \quad n_{n0} = \text{const}, \quad (1)$$

где  $n_n^*(t)$  – программная нормальная перегрузка;  $n_{n0}$  – число, значение которого задается конструктором в зависимости от тактических условий применения. Значение  $n_{n0}$  определяется в результате решения игровой задачи ухода с заданной вероятностью АБ ЛА от перехватчика и достижения цели полета.

Для целевых задач, в которых применение АБ ЛА планируется в отсутствии перехвата, полагают  $n_{n0} = 0$ . Тогда абсолютный минимум функционала (1) будет равен  $J = 0$ , что соответствует программной траектории с нулевым значением программной нормальной перегрузки

$$n_n^*(t) = 0 \text{ для } t_0 \leq t \leq t_K.$$

В целевых задачах, связанных с доставкой полезного груза переменной массы в диапазоне дальностей к точке пространства с известными координатами (прогнозируемой точке встречи), целесообразно использовать семейство траекторий, которое формируется при управляемом движении с нулевыми значениями нормальной и боковой составляющих аэродинамической силы. Это достигается поддержанием в течение

всего управляемого полета значений углов атаки  $\alpha(t)$  и скольжения  $\beta(t)$  равными нулю (задача угловой стабилизации):

$$\alpha(t) = \upsilon(t) - \theta(t) = 0; \quad \beta(t) = \psi(t) - \Psi(t) = 0; \quad t_0 \leq t \leq t_K, \quad (2)$$

где  $\upsilon(t)$ ,  $\psi(t)$  – углы тангажа и рысканья соответственно, значения которых вычисляются в бортовой цифровой управляющей вычислительной машине по сигналам датчиков угловой скорости инерциально-спутниковой навигационной системы;  $\theta(t)$ ,  $\Psi(t)$  – углы наклона вектора скорости к плоскости стартового горизонта и курса соответственно, значения которых также вычисляются при решении навигационной задачи.

Для выполнения равенств (2) требуется ориентировать продольную ось АБ ЛА по направлению вектора действительной скорости  $\bar{V}(t)$ :

$$\upsilon(t) = \theta(t); \quad \psi(t) = \Psi(t).$$

На атмосферных участках траектории текущие значения углов атаки  $\alpha(t)$  и скольжения  $\beta(t)$  могут измеряться.

Достоинство такого семейства траекторий заключается в том, что при движении АБ ЛА в воздухе обеспечиваются наименьшие затраты энергии на преодоление силы лобового сопротивления, также минимизируются затраты энергии на управление движением центра масс и снижаются аэродинамические потери в скорости. При непредвиденных изменениях параметров объекта управления программа управления не требует изменений.

Для такого траекторного управления требуемая дальность будет определяться только одним параметром – ориентацией продольной оси АБ ЛА в момент запуска двигателя, или углом старта. Угол старта может быть вычислен с высокой точностью перед пуском и физически реализован, в зависимости от выбранного типа старта, либо углом наклона направляющей, либо в бортовом программном устройстве при вертикальном старте. Искривление траектории в вертикальной плоскости происходит за счет ускорения силы тяжести.

Рассматривается непрерывно управляемый на всей траектории АБ ЛА, с вертикальным минометным стартом. Затем, реактивным двигателем поперечной тяги осуществляется быстрый разворот продольной оси АБ ЛА в вертикальной плоскости на расчетный угол старта  $\upsilon_0$ , и происходит запуск маршевого двигателя, который непрерывно работает до полного выгорания топлива. В дальнейшем, АБ ЛА осуществляет управляемый полет (к неподвижной в пространстве точке с известными координатами) с нулевыми значениями углов атаки и скольжения.

Вводятся обобщенные координаты  $q_i$ ,  $i = \overline{1, 6}$ :

$$\{q_1 = x; \quad q_2 = y; \quad q_3 = z; \quad q_4 = V; \quad q_5 = \theta; \quad q_6 = \Psi\},$$

где  $x, y, z$  – действительные декартовы координаты материальной точки в стартовой системе координат  $\mathbf{X}_g = \{O; x_g, y_g, z_g\}$ ;  $V$  – модуль вектора скорости.

*Математическая модель пространственного управляемого движения материальной точки* в обобщенных координатах представляется в виде:

$$\begin{aligned} \dot{q}_1 &= q_4 \cos q_5 \cos q_6; & \dot{q}_2 &= q_4 \sin q_5; & \dot{q}_3 &= -q_4 \cos q_5 \sin q_6; \\ \dot{q}_4 &= \dot{w}_\tau - g(h) \sin q_5; & q_4 \dot{q}_5 &= \dot{w}_n - g(h) \cos q_5; & q_4 \cos q_5 \dot{q}_6 &= \dot{w}_b; \\ \dot{w}_\tau &= P(t, h) \cos \alpha / m(t) - \sigma \rho(h) q_4^2 c_x(M, \alpha, \beta); \\ \dot{w}_n &= P(t, h) \sin \alpha / m(t) - \sigma \rho(h) q_4^2 c_y(M, \alpha, \beta); \\ \dot{w}_b &= -P(t, h) \sin \beta / m(t) - \sigma \rho(h) q_4^2 c_z(M, \alpha, \beta); \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} P(t, h) &= \dot{m} (P_0 + S_a p_0) - S_a p(h), \text{ при } t_0 \leq t \leq t_k; \text{ и } P(t, h) = 0, \text{ при } t > t_k; \\ m(t) &= m_{\text{пр}} + m_k + m_T - \dot{m} (t - t_0), \text{ при } t_0 \leq t \leq t_k; \text{ и } m(t) = m_{\text{пр}} + m_k, \text{ при } t > t_k; \\ t_k &= t_0 + \tau_k; \tau_k = m_T / \dot{m}; \dot{m} = \text{const}; \dot{m} \in \Omega_{\dot{m}}; m_{\text{пр}} \in \Omega_{m_{\text{пр}}}; P_0 = \text{const}; P_0 \in \Omega_{P_0}; \\ M &= q_4 / a_{\text{зв}}(\rho); \sigma = S / 2 m(t); h = q_1 / \sin [\arctg \{q_1 / (R + q_2)\}], \end{aligned}$$

где  $\dot{w}_\tau, \dot{w}_n, \dot{w}_b$  – проекции кажущегося ускорения на касательную, нормаль и бинормаль к траектории, оцениваются по измерениям бортовых инерциальных средств;  $P(t, h), P_0$  – тяга двигателя и тяга двигателя у поверхности моря;  $h$  – высота;  $p_0, p(h), \rho(h)$  – давление на уровне моря, давление и плотность воздуха соответственно;  $a_{\text{зв}}(\rho)$  – скорость звука;  $g(h)$  – ускорение силы земного притяжения;  $\rho(h), a_{\text{зв}}(\rho)$  и  $g(h)$  – таблично заданные функции модели стандартной атмосферы и ускорения силы тяжести;  $t_0, t_k, \tau_k$  – моменты запуска, выключения и продолжительность работы двигателя соответственно;  $M$  – число Маха;  $S$  – площадь Миделя;  $S_a$  – площадь выходного сечения сопла;  $c_x(M, \alpha, \beta), c_y(M, \alpha, \beta), c_z(M, \alpha, \beta)$  – коэффициенты аэродинамической силы;  $\alpha, \beta$  – углы атаки и скольжения, являются управляющими функциями;  $m(t), m_{\text{пр}}, m_k, m_T$  – текущая масса, масса полезного груза, конструкции и топлива соответственно;  $\dot{m}$  – секундный расход массы.

Коэффициент силы лобового сопротивления представляется в виде [6]:

$$\begin{aligned} c_x(M, \alpha, \beta) &= c_x(M, \alpha = 0, \beta = 0) = c_{x0}(M); \\ c_{x0}(M) &= \sum_{j=0}^5 \Lambda_j(M) C_j V^{\eta(M)}; \quad \Lambda_j(M) = \begin{cases} 1, & M \in [M_j; M_{j+1}); \\ 0, & M \notin [M_j; M_{j+1}), \end{cases} \\ \eta(M) &= \begin{cases} 0, & \text{при } M \in [0, M_1) \text{ или } M \in [M_2, M_3) \text{ или } M \in [M_4, M_5); \\ 1, & \text{при } M \in [M_1, M_2); \\ -1, & \text{при } M \in [M_3, M_4), \end{cases} \end{aligned}$$

где  $C_j = \text{const}$  неопределенные параметры,  $C_j \in \Omega_C$ .

Коэффициенты нормальной и боковой составляющих аэродинамической силы при  $\alpha(t) = 0$  и  $\beta(t) = 0$  равны нулю  $c_y(M, \alpha, \beta) = 0$ ;  $c_z(M, \alpha, \beta) = 0$ .

Начальные условия при  $t = t_0$ :

$$q_i = q_{i0}; \quad \dot{q}_i = \dot{q}_{i0}; \quad i = 1, 2, \dots, 6; \quad q_{50} = v_0; \quad v_0 \in \Omega_{v_0}, \quad (4)$$

$v_0$  – угол тангажа в момент  $t_0$  начала движения при запуске двигателя;

$\Omega_{v_0}$  – область допустимых значений угла старта.

Момент  $t_K$  окончания полета определяется условием

$$t_K = t \quad \text{при} \quad |h(t)| \leq \varepsilon, \quad \varepsilon < 1. \quad (5)$$

При стрельбе в диапазоне дальностей до нескольких сотен километров ось  $Ox_g$  стартовой системы координат близка к линии сферической дальности  $L$ , поэтому допустимо считать, что  $L \approx q_1$ :

$$L = \int_{t_0}^{t_K} \dot{q}_1 dt. \quad (6)$$

Приведенная модель (3) – (6) показывает, что полная дальность  $L$  полета АБ ЛА зависит от:

1) основных конструктивных параметров  $m_{пг}$ ,  $m_k$ ,  $m_T$ ,  $\dot{m}$ ,  $P_0$ ,  $S_a$ ,  $S$ ,  $C_j$ , которые принадлежат соответствующим допустимым областям  $\Omega$ ;

2) начальных условий движения  $q_{i0}$  и  $\dot{q}_{i0}$ ;

3) управляющего параметра угла старта  $v_0$ ;

4) управляющих функций  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$ :

$$L = L(m_{пг}, m_k, m_T, \dot{m}, P_0, S_a, S, C_j, q_{i0}, \dot{q}_{i0}, v_0, \alpha(t), \beta(t), t), \quad (7)$$

$$m_{пг} \in \Omega_{m_{пг}}; \quad m_k \in \Omega_{m_k}; \quad m_T \in \Omega_{m_T}; \quad \dot{m} \in \Omega_{\dot{m}}; \quad P_0 \in \Omega_{P_0}; \quad S_a \in \Omega_{S_a}; \quad S \in \Omega_S;$$

$$C_j \in \Omega_{C_j}; \quad v_0 \in \Omega_{v_0}; \quad |\alpha(t)| \leq \alpha_{доп}; \quad |\beta(t)| \leq \beta_{доп}; \quad t_0 \leq t \leq t_K.$$

Конструктивные параметры группируются в зависимости от диапазона области изменения и степени влияния на полную дальность полета.

Области  $\Omega_{m_k}$ ,  $\Omega_{m_T}$ ,  $\Omega_{S_a}$ ,  $\Omega_S$  имеют узкий диапазон изменений, кроме того, в процессе проектирования и производства АБ ЛА могут быть получены статистические данные о законах распределения этих параметров. Варьирование фактических значений параметров  $m_k$ ,  $m_T$ ,  $S_a$ ,  $S$  относительно соответствующих номинальных значений приводит к незначительным вариациям значения полной дальности полета.

Области  $\Omega_{m_{пг}}$ ,  $\Omega_{\dot{m}}$ ,  $\Omega_{P_0}$ ,  $\Omega_{C_j}$  имеют широкий диапазон изменений. Получение соответствующих статистических данных связано с дополнительными материальными затратами и приведет только к некоторому сужению диапазонов изменений. Поэтому  $m_{пг}$ ,  $\dot{m}$ ,  $P_0$ ,  $C_j$  рассматриваются как неопределенные параметры. Варьирование неопределенных парамет-

ров  $m_{пр}$ ,  $\dot{m}$ ,  $P_0$ ,  $C_j$  приводит к значительным вариациям значения полной дальности полета.

Выбор области  $\Omega_{v_0}$  изменения управляющего параметра  $v_0$  и управляющих функций  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$  определяется содержанием каждой целевой задачи из заданного множества и множеством целевых функционалов и критериев оценки.

Одновременная оптимизация конструктивных параметров, управляющего параметра и управляющих функций по множеству целевых задач аналитического решения не имеет. Проводится декомпозиция исходной задачи (7) на ряд более простых задач и осуществляется поиск оптимального траекторного управления  $v_0$  и  $\alpha(t)$ ,  $\beta(t)$  на множестве целевых задач при фиксированных значениях конструктивных параметров и нулевых значениях начальных условий.

Полная дальность полета  $L$  (при фиксированных конструктивных параметрах и заданном режиме двигателя) зависит от угла старта  $v_0$  и заранее неопределенных реализаций значений  $\dot{m}$  секундного расхода массы,  $P_0$  тяги двигателя у поверхности моря и функциональной зависимости  $c_{x0}(M)$  коэффициента силы лобового сопротивления от числа Маха  $M$ , задаваемой параметрами  $C_j$ .

*Задача оптимизации значения угла старта, обеспечивающего наибольшую полную дальность полета АБ ЛА с  $\alpha(t)=0$  и  $\beta(t)=0$ .* В области допустимых значений  $\Omega_{v_0}$  найти значение угла старта  $v_0 \in \Omega_{v_0}$ , обеспечивающее максимум полной дальности полета  $L$ , заданной интегральным уравнением (6) и неявно системой дифференциальных уравнений (3) с начальными условиями (4) при определении момента  $t_K$  окончания полета по условию (5) и при условиях, что  $\alpha(t) = 0$  и  $\beta(t) = 0$  и неопределенные параметры  $C_j$ ,  $\dot{m}$  и  $P_0$  принадлежат широким диапазонам изменений  $C_j \in \Omega_C$ ;  $\dot{m} \in \Omega_{\dot{m}}$ ;  $P_0 \in \Omega_{P_0}$ :

$$L_{\max} = \max_{v_0 \in \Omega_{v_0}} L(v_0, \dot{m}, P_0, C_j). \quad (8)$$

Оценка значения максимальной полной дальности полета, зависящей от реализаций неопределенных параметров  $C_j$ ,  $\dot{m}$  и  $P_0$ , и когда известны только области их изменения  $\Omega_C$ ,  $\Omega_{\dot{m}}$ ,  $\Omega_{P_0}$ , должна проводиться на основе принципа гарантированного результата

$$\underline{L}_{\max} = \max_{v_0 \in \Omega_{v_0}} \left[ \min_{\dot{m} \in \Omega_{\dot{m}}; P_0 \in \Omega_{P_0}; C_j \in \Omega_C} L(v_0, \dot{m}, P_0, C_j) \right]. \quad (9)$$

Для обеспечения безопасности пусков в процессе испытаний на полигонах необходимо оценить возможное наибольшее значение полной

дальности полета при наличии указанных неопределенных параметров модели

$$\overline{L_{\max}} = \max_{\vartheta_0 \in \Omega_{\vartheta_0}} \left[ \sup_{\dot{m} \in \Omega_{\dot{m}}; P_0 \in \Omega_{P_0}; C_j \in \Omega_{C_j}} L(\vartheta_0, \dot{m}, P_0, C_j) \right]. \quad (10)$$

Дальность  $L_2$  управляемого полета в воздухе при  $\alpha(t) = 0$  и  $\beta(t) = 0$  с выключенным двигателем оценивается по аналитическому выражению, полученному на основе [6]:

$$L_2 = \frac{3}{4b} (\sqrt{1+U} - 1), \quad (11)$$

где  $U = \frac{8}{3} b \frac{V_k^2}{g_c} \operatorname{ctg} \theta_k$ ;  $b = \frac{S c_{x0} \rho c}{2m}$ ;  $V_k, \theta_k$  – значения модуля вектора скорости и угла наклона вектора скорости в момент выключения двигателя;  $g_c, \rho_c$  – среднеинтегральные по высоте значения величин  $g$  и  $\rho$  соответственно.

Значение угла  $\hat{\theta}_k$ , обеспечивающего полет на максимальную дальность  $\hat{L}_2$  при заданном значении  $V_k$ , оценивается по выражению

$$\hat{\theta}_k = \operatorname{arctg} \left( \frac{V_k^2}{g_c \hat{L}_2 (1 + 2b \hat{L}_2 / 3)} \right). \quad (12)$$

Влияние вариаций  $V_k, \theta_k$  на изменение значения дальности  $L_2$  оценивается по соотношению

$$\Delta L_2 \approx \frac{dL_2}{dV_k} \Delta V_k + \frac{dL_2}{d\theta_k} \Delta \theta_k, \quad (13)$$

$$\frac{dL_2}{dV_k} = \frac{2V_k \operatorname{ctg} \theta_k}{g_c \sqrt{1+U}}; \quad \frac{dL_2}{d\theta_k} = -\frac{V_k^2}{g_c \sin^2 \theta_k \sqrt{1+U}}.$$

Поле возможных опорных траекторий гипотетического АБ ЛА с номинальными значениями основных проектно-баллистических параметров, приведенных в табл. 1, представлено на рис. 1. Зависимость оценки верхней и нижней грани полной дальности полета от угла старта, представлена на рис. 2. На рис. 2 выделены следующие диапазоны углов старта:

- 1 – определяет настильные траектории;
- 2 – соответствует траекториям наибольших полных дальностей полета;
- 3 – навесные траектории.

В 1-м диапазоне отдельно обозначен поддиапазон 1.1 – наибольших скоростных напоров, а в 3-м диапазоне обозначен 3.1 – поддиапазон траектории минимального рассеивания.

Основные проектно-баллистические параметры  
гипотетического аэробаллистического летательного аппарата

Стартовая масса $m_0$ , кг	Относительная конечная масса $\mu_k = \frac{m_{пг} + m_k}{m_0}$	Удельный эффективный импульс тяги у Земли $I_0 = \frac{P_0}{\dot{m}}$ , Нс/кг	Коэффициент стартовой нагрузки на тягу двигателя $v_0 = \frac{m_0 g_0}{P_0}$	Стартовая нагрузка на мидель $P_M = \frac{m_0 g_0}{S_M}$ , Н / м <sup>2</sup>
2000	0.5455	2400	0.2	59000

Н, км

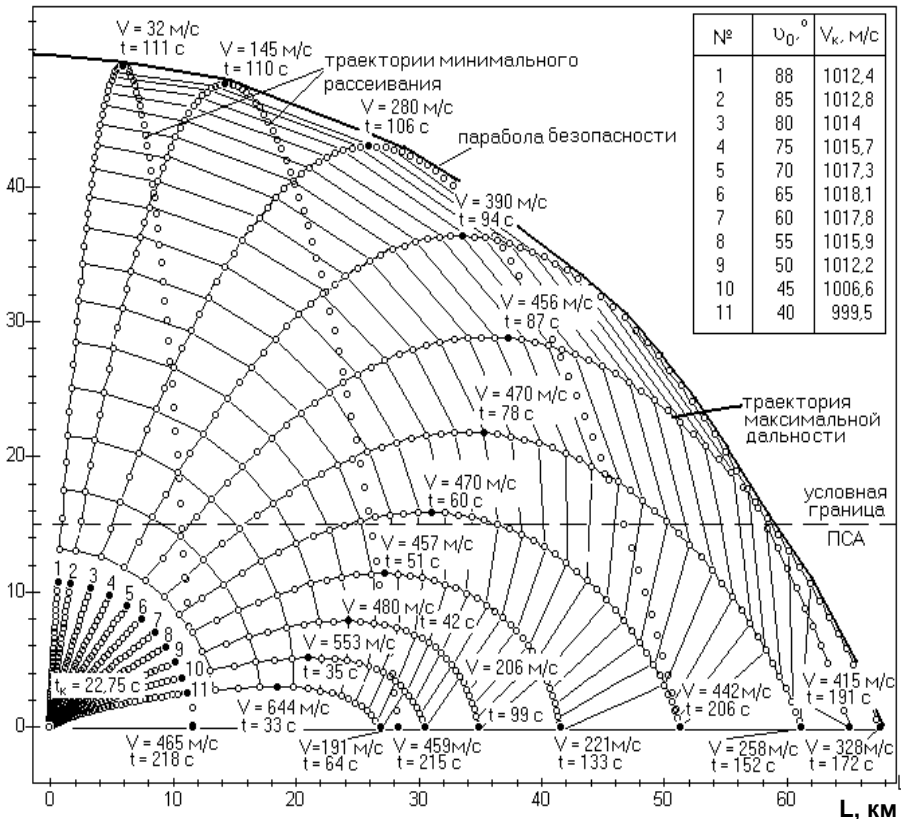


Рис. 1. Поле опорных траекторий гипотетического АБ ЛА



Зависимость значения угла  $\hat{\theta}_k$  наибольшей дальности от значения  $V_k$  модуля вектора скорости в момент выключения двигателя при номинальных значениях параметров  $C_j$ ,  $\dot{m}$  и  $P_0$  представлена на рис. 3.

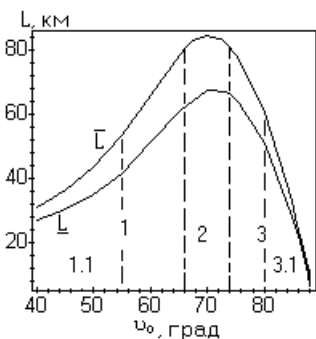


Рис. 2. Зависимость оценки  $\bar{L}$  верхней и  $\underline{L}$  нижней границей полной дальности полета от  $v_0$  угла старта

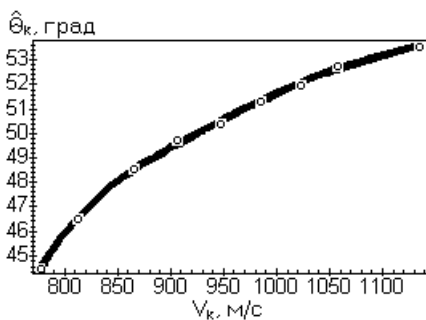


Рис. 3. Зависимость значения угла  $\hat{\theta}_k$  наибольшей дальности от значения  $V_k$  модуля вектора скорости в момент выключения двигателя

Полученные численные решения оказываются близкими к оптимальным в том смысле, что они являются точными для приближенным образом поставленных задач (7) и (8). Это гарантирует близость приближенного и точного экстремальных значений оптимизируемой величины или, по крайней мере, надежную одностороннюю оценку точного экстремального значения.

**Выводы.** Широкому кругу целевых задач управления соответствует класс опорных траекторий нулевых нормальных перегрузок.

Управление дальностью полета аэробаллистических летательных аппаратов по такому классу опорных траекторий осуществляется предстартовой выставкой продольной оси АБ ЛА в момент запуска двигателя и последующим управляемым полетом (угловая стабилизация) со значениями  $v(t) = \theta(t)$ ;  $\psi(t) = \Psi(t)$ .

Для формирования опорных попадающих траекторий применяется математический аппарат, разработанный в [6].

Максимальные значения полной дальности опорных траекторий обеспечиваются во 2-м диапазоне углов старта  $v_0 \in [66^\circ, 74^\circ]$ . Экстремум дальности является достаточно пологим, т.е. варьирование угла

старта в сравнительно широких пределах ведет к относительно малому проигрышу в значении полной дальности.

Требования к точности определения и формирования угла старта в 3-м диапазоне углов  $\nu_0 \in [74^\circ, 90^\circ]$  выше, чем в 1-м диапазоне углов  $\nu_0 \in [40^\circ, 66^\circ]$ .

Влияние вариаций значений  $C_j$ ,  $\dot{m}$  и  $P_0$  на полную дальность полета в поддиапазоне 3.1 углов старта  $\nu_0 \in [80^\circ, 90^\circ]$  меньше, чем в 1-м диапазоне углов старта  $\nu_0 \in [40^\circ, 66^\circ]$ .

При стрельбе на максимально полные дальности для уменьшения рассеивания следует использовать дополнительные меры повышения точности стрельбы.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. – М.: Наука, 1966. – 307 с.
2. Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. – М.: Машиностроение, 1979. – 479 с.
3. Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 440 с.
4. Андриевский В.В. Динамика спуска космических аппаратов на Землю. – М.: Машиностроение, 1970. – 235 с.
5. Фоменко О.Н., Журавлёв А.А. Критерии эффективности в задачах универсализации алгоритмов управления летательных аппаратов в условиях неопределенности // Системи обробки інформації. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2001. – Вип. 5(15). – С. 75 – 83.
6. Фоменко О.Н., Журавлёв А.А. Аналитические модели траекторий аэробаллистических летательных аппаратов при универсализации терминального управления // Системи обробки інформації. – Х.: ХВУ. – 2003. – Вип. 4. – С. 157 – 165.

Поступила 26.06.2003

**ФОМЕНКО Олег Николаевич**, доктор техн. наук, профессор, профессор кафедры ХВУ. Область научных интересов – управление в условиях неопределенности, цифровые управляющие вычислительные системы, методы и математические модели универсализации систем управления движением аэробаллистических летательных аппаратов.

**ЖУРАВЛЁВ Александр Александрович**, канд. техн. наук доцент, докторант ХВУ. В 1984 году окончил ХВВКИУ. Область научных интересов – методы и математические модели универсализации систем управления движением аэробаллистических летательных аппаратов.

---