

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 υ_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, τ_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; α, β – 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;

Ω_{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 Ω ;

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

3) управляющего параметра угла старта v_0 ;

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

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

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

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

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

Области Ω_{m_k} , Ω_{m_T} , Ω_{S_a} , Ω_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 $\Omega_{m_{пг}}$, $\Omega_{\dot{m}}$, Ω_{P_0} , Ω_{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 Ω_{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 Ω_{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 Ω_C , $\Omega_{\dot{m}}$, Ω_{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 $U = \frac{8}{3} b \frac{V_k^2}{g_c} \operatorname{ctg} \theta_k$; $b = \frac{Sc_{x0} \rho_c}{2m}$; V_k, θ_k – значения модуля вектора скорости и угла наклона вектора скорости в момент выключения двигателя; g_c, ρ_c – среднеинтегральные по высоте значения величин g и ρ 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, θ_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 ²
2000	0.5455	2400	0.2	59000

Н, км

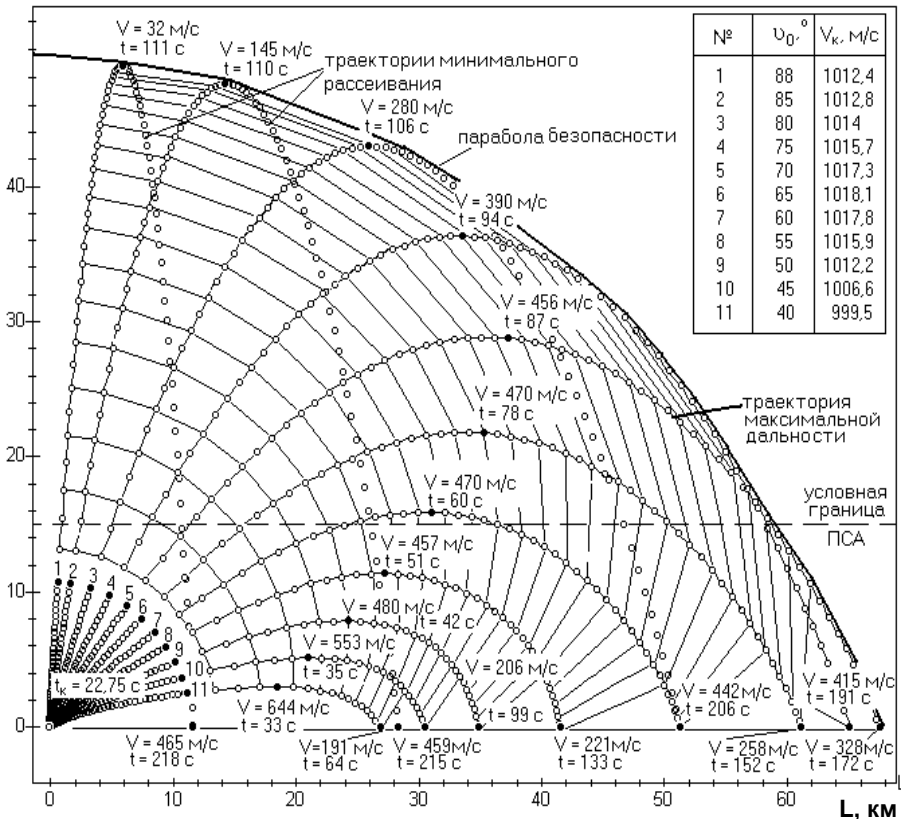


Рис. 1. Поле опорных траекторий гипотетического АБ ЛА

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.

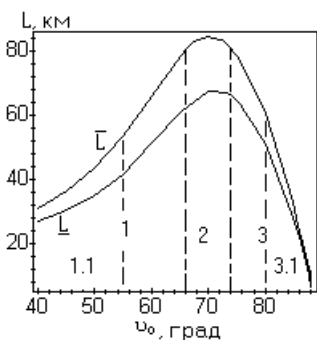


Рис. 2. Зависимость оценки \bar{L} верхней и \underline{L} нижней границ полной дальности полета от v_0 угла старта

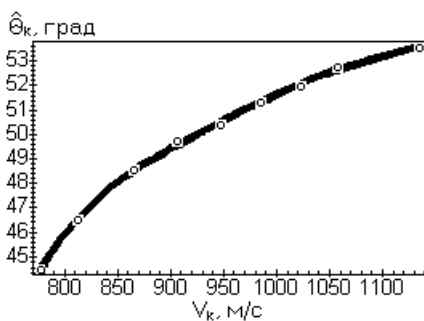


Рис. 3. Зависимость значения угла $\hat{\theta}_k$ наибольшей дальности от значения V_k модуля вектора скорости в момент выключения двигателя

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.