

# Аэробаллистическое формирование облика ДПЛА

Зосимович Н.В., Багмет А.П., Котков В.И.

*Предложены принципы формирования критериальных условий и решений задачи аэробаллистического формирования облика дистанционно-пилотируемого летательного аппарата для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды с учетом параметров движения.*

## I. ВВЕДЕНИЕ

Определение конкретных характеристик мало-размерных дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) невысокой стоимости для решения задач оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды является логичным следствием в комплексе моделирования результатов экологического мониторинга. При формировании частных критериальных условий к ДПЛА следует исходить из общих требований к модели как объекту проектирования.

## II. ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ КРИТЕРИАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ ЗАДАЧИ

При проектировании ЛА наряду с прочими исходными данными используется оптимальная схема его применения как результат решения кинематической задачи [1]. Конечный итог проектирования оценивается тем, в какой мере выбранная схема применения летательного аппарата (ЛА) реализуется на практике, или, по крайней мере, в рамках математической модели, построенной с учетом воздействия динамических факторов [2]. В том и другом случае эта оценка должна производиться по основным, или главным, критериям проектирования.

В случае ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды таким критерием можно считать вероятность близкого (до нескольких метров) приближения к цели  $P_K$ . При этом соответствующее критериальное условие имеет вид

$$P_K \geq P_K^{\min}, \quad (1)$$

где  $P_K^{\min}$  – заданная вероятность достижения цели.

Для ДПЛА роль главного критерия чаще всего отводится величине  $E$  вероятного отклонения от расчетной точки приземления при выполнении критериального условия в виде

$$E \leq E^{\max}, \quad (2)$$

где  $E^{\max}$  – заданное вероятное отклонение. Возможности реализации критериальных условий (1) и (2) оцениваются в процессе проектирования с использованием статистической математической

модели [3]. В ее основу положена система дифференциальных уравнений пространственного движения ЛА в виде [1]:

$$\frac{d\xi_r}{dt} = F_r \{ \Pi[\xi_r(t)]; A[a_m(t)]; B[I_k(t)]; T(t); u(t) \}, \quad (3)$$

где  $\Pi[\xi_r(t)]$  – совокупность зависимостей кинематических параметров  $\xi_r$  от времени  $t$  при  $r = 1, 2, \dots, R$ ;  $A[a_m(t)]$  – совокупность зависимостей аэродинамических коэффициентов  $a_m$  от времени  $t$  при  $m = 1, 2, \dots, M$ ;  $B[I_k(t)]$  – совокупность зависимостей инерционно-массовых характеристик  $I_k$  от времени  $t$  при  $k = 1, 2, \dots, K$ ;  $T(t)$  – зависимость тяги двигательной установки (ДУ) от времени  $t$ ;  $u(t)$  – функция управления.

## III. РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДПЛА

Структура статьи должна соответствовать требованиям ВАК Украины для научных публикаций. В конце должны быть сделаны выводы по результатам работы.

Система дифференциальных уравнений (ДУ) (1) интегрируется при следующих начальных условиях (НУ):

$$t = 0: \xi_r(0) = \xi_r^{(H)} + \Delta\xi_r, \quad (4)$$

$\xi_r^{(H)}$  – номинальное значение кинематических параметров;  $\Delta\xi_r$  – случайное отклонение от номинальных значений  $\xi_r^{(H)}$ , распределенные по известному вероятному закону.

При решении статистической задачи все проектные параметры, входящие в правые части  $F_r$

системы уравнений (3), представляются в виде, аналогичном (4):

$$a_m(t) = a_m^{(H)}(t) + \Delta a_m; \quad T(t) = T^{(H)}(t) + \Delta T; \\ I_k(t) = I_k^{(H)}(t) + \Delta I_k; \quad u(t) = u^{(H)}(t) + \Delta u, \quad (5)$$

где случайные отклонения  $\Delta a_m$  соответствуют погрешностям определения аэродинамических коэффициентов;  $\Delta I_k$  – технологическим погрешностям изготовления материальной части;  $\Delta T$  – эксплуатационным разбросам параметров ДУ;  $\Delta u$  – ошибкам приборной реализации функций управления.

Зависимости от времени  $a_m(t)$  и  $I_k(t)$  учитываются лишь при работе ДУ. При  $T = 0$  величины  $a_m$  и  $I_k$  являются постоянными.

Геометрические параметры  $P_i$ , определяющие внешний облик ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды, находятся в прямой связи с его аэродинамическими характеристиками, а следовательно, и с функцией управления.

На выбор геометрии обводов корпуса существенно влияет внутренняя компоновка ДПЛА

<sup>1)</sup> Н.В. Зосимович, В.И. Котков – Государственный агроэкологический университет, Житомир,

[NZosimovich@vandex.ru](mailto:NZosimovich@vandex.ru)

<sup>2)</sup> А.П. Багмет – Житомирский военный институт радиоэлектроники им. С.П. Королева

для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды. Кроме того, внутренняя компоновка определяет ориентировочное значение относительной центровки, от которой зависит выбор габаритов и расположения несущих поверхностей и рулей. Следовательно, инерционно-массовые характеристики  $I_k$  также находятся в определенном соответствии с геометрическими параметрами определяющими внешний облик ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды.

Из вышеизложенного следует, что правым частям системы уравнений (3) может быть поставлена в соответствие искомая в процессе аэробаллистического проектирования совокупность геометрических параметров  $\Omega[P_i]$ . Следовательно, можно сделать заключение о принципиальной возможности решения задачи оптимизации внешнего облика ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды в общей постановке по статистическим критериальным условиям (1) и (2) с использованием системы ДУ движения (3).

Возможны два подхода к решению сформулированной выше задачи аэробаллистического проектирования. Первый из них основан на использовании полных математических моделей функционирования ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды, полного вектора критериев и применения методов, связанных с идеями дискретной оптимизации системы по векторному критерию. Наиболее предпочтительным представляется использование идей, изложенных в работах [4, 5, 6] и некоторых других. Практические приемы реализации этих методов для решения задач динамического проектирования предложены в работах [7, 8, 9, 10]. Они базируются на введении в процессе выработки проектного решения по векторному критерию процедуры дискретизации математической модели, которая, по существу, и позволяет снизить представления теории аэробаллистического проектирования и теории многокритериального выбора с учетом системы предпочтений лица, принимающего решение. В рамках этого подхода, подробно изложенного в [10], постулируется, что в общем случае множество критериев может быть разбито на группы так, что внутри каждой группы можно ранжировать их по важности, а между группами отношения предпочтения по важности установить невозможно. Предложенный в [7] подход может быть, разумеется, без всяких изменений применен к решению общей задачи аэробаллистического проектирования, сформулированной выше. Следует, однако, иметь ввиду, что в ряде случаев применение данного подхода приводит к необходимости выполнения довольно громоздких вычислений, что в итоге может увеличивать сроки проектирования. Размерности критериального вектора и вектора свободных (выбираемых) параметров в

рассматриваемой нами задаче аэробаллистического проектирования ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды, как будет видно далее, весьма велики. В связи с этим при решении задачи аэробаллистического проектирования ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды, наряду с использованием подхода, предложенного в [7], весьма естественным является применение подхода, основанного на идее редукции. Суть его состоит в сведении общей задачи оптимизации к ряду последовательно решаемых частных задач при построении иерархической системы соответствующих частных критериальных условий. Эти условия можно получить на основании последовательного введения ряда физических допущений и связанных с ними преобразований внутри уравнения (3). По сути дела, речь идет о применении при решении задачи аэробаллистического проектирования ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды некоторой модификации так называемого метода главного критерия.

Будем считать, что пространственная траектория ДПЛА может быть заменена последовательностью элементарных плоских участков. Это допущение позволяет уменьшить число определяемых кинематических параметров и упростить структуру зависимостей, содержащихся в правых частях системы уравнений (3).

На каждом элементарном участке принимается допущение о независимости тяги ДУ ДПЛА, а также аэродинамических и инерционно-массовых характеристиках от времени. При  $T = 0$  необходимость в этом допущении отсутствует. Функция управления на элементарных участках траектории заменяется некоторым осредненным по времени и постоянным углом отклонения рулей  $\delta = const$ .

При принятых допущениях система уравнений (3) принимает вид

$$\frac{d\xi_{r_1}}{dt} = F_{r_1} \{ \Pi_1[\xi_{r_1}(t)]; A_1[a_{m_1}]; B_1[I_{k_1}]; T; \delta \}, \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned} \Pi_1[\xi_{r_1}(t)] &\in \Pi_1[\xi_{r_1}(t)], \\ (r_1 &= 1, 2, \dots, R_1); \\ A_1[a_{m_1}] &\in A[a_{m_1}], \quad (m_1 = 1, 2, \dots, M_1); \\ B_1[I_{k_1}] &\in B[I_{k_1}], \quad (k_1 = 1, 2, \dots, K_1) \end{aligned}$$

при уменьшении числа проектных параметров, т.е.

$$R_1 < R, \quad M_1 < M, \quad K_1 < K.$$

Использование совокупности элементарных участков позволяет не только уменьшить порядок решаемой системы уравнений, но и (путем введения определенных физических допущений) проинтегрировать систему уравнений в квадратурах при следующих НУ:

$$t = t_{n_0} : \xi_{r_1}^{(0)}(t_{n_0}) = \xi_{r_1}^{(H)} + \Delta \xi, \quad (7)$$

где  $t_{n_0}$  – значение времени, соответствующее началу  $n$ -го элементарного участка траектории.

В ряде практических случаев может быть сделано допущение о стационарности (квазистационарности) движения ДПЛА на данном элементарном участке, что соответствует условию  $\frac{d\xi_{r_1}}{dt} = 0$ . В этом

случае система уравнений (или группа уравнений внутри системы) может быть сведена к системе алгебраических или трансцендентных уравнений:

$$0 = f_{r_1} \{ \Pi_1 \{ \xi_{r_1} \}, A_1 \{ a_{m_1} \}, B_1 \{ I_{k_1} \}, T; \delta \} \quad (8)$$

где  $r_1 = 1, 2, \dots, R_1$ . При этом  $R_1 \leq R_1$ .

Решением системы уравнений (8) является совокупность постоянных кинематических параметров  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_{k_1}$ . Оставшаяся группа кинематических параметров определяется из решения усеченной системы дифференциальных уравнений вида (6) при использовании решения системы (8). В этом случае структура правых частей системы еще больше упрощается, что создает предпосылки (и вполне справедливые) к интегрированию дифференциальных уравнений в квадратурах.

В зависимости от режима движения ДПЛА (вида его элементарного участка траектории) может оказаться, что интегрирование в квадратурах возможно в отношении лишь некоторой части кинематических параметров. В этом случае остальные уравнения могут быть проинтегрированы с использованием среднеинтегральных по времени значений функций, входящих в правые части системы (6), и с учетом уже известных решений данной системы. Пусть таким решением будет  $\xi^* = \xi^*(t)$ . Считая конечное значение  $\xi_k^*$  на рассматриваемом участке известным из решения кинематической задачи оптимизации схемы применения ДПЛА, можно найти время движения  $\tau$  на этом участке из уравнения  $\xi_k^* = \xi_k^*(\tau)$ . Тогда среднеинтегральное значение функции  $\bar{\xi}_k = \xi_k^*(t)$  на рассматриваемом участке определится как

$$\bar{\xi}_k = \frac{1}{\tau} \int_{t_0}^{\tau} \xi_k^*(t) dt.$$

Таким образом, при определенных допущениях можно с большей или меньшей точностью получить решение системы дифференциальных уравнений на элементарном участке траектории в квадратурах.

Запишем это решение в виде совокупности постоянных значений кинематических параметров:

$$\xi_{r_1}^* = \Phi_{r_1} \{ A_1 \{ a_{m_1} \}, B_1 \{ I_{k_1} \}, T; \delta \} \quad (r_1 = 1, 2, \dots, R_1). \quad (9)$$

При оценке влияния технологических и эксплуатационных погрешностей на кинематические характеристики перейдем от статистического к детерминированному подходу. Для этого все проектные параметры, а также НУ представим в виде

$$\begin{aligned} \xi_{r_1}^{(0)} &= \xi_{r_1}^{(H)} \pm \Delta \xi_{r_1}^{\max}; \\ a_{m_1} &= a_{m_1}^{(H)} \pm \Delta a_m^{\max}; \quad I_{k_1}^{(0)} = I_{k_1}^{(H)} \pm \Delta I_{k_1}^{\max}; \\ T &= T^{(H)} \pm \Delta T; \quad \delta = const, \end{aligned}$$

где под знаком « $\Omega$ » подразумеваются известные

максимальные отклонения соответствующих параметров от их номинального значения. Знак «+» или «-» выбирается для каждого конкретного случая на основании анализа физического воздействия на кинематические параметры ДПЛА.

Принимая во внимание, что совокупность геометрических параметров  $\Omega \{ P_i \}$  находится в известном соответствии со всеми группами параметров, можно согласно (9) считать, что

$$\xi_{r_1}^* = \varphi_{r_1} \{ \Omega \{ P_i \} \}. \quad (10)$$

На основании детерминированного подхода к оценке отклонения от проектных параметров могут быть определены максимальные и минимальные значения  $\varphi_{r_1}^{\max} \{ \Omega \{ P_i \} \}, \varphi_{r_1}^{\min} \{ \Omega \{ P_i \} \}$  кинематических параметров  $\varphi_{r_1}$ , которые могут быть сопоставлены с соответствующими значениями, полученными при оптимизации схемы применения ДПЛА. В этом случае выбираются критериальные условия одного из 3-х возможных типов [1]:

$$\xi_{r_1}^* \leq \varphi_{r_1}^{\max} \{ \Omega \{ P_i \} \}; \quad (11) \quad \xi_{r_1}^* \geq \varphi_{r_1}^{\min} \{ \Omega \{ P_i \} \}; \quad (12)$$

$$\varphi_{r_1}^{\min} \{ \Omega \{ P_i \} \} \leq \xi_{r_1}^* \leq \varphi_{r_1}^{\max} \{ \Omega \{ P_i \} \}. \quad (13)$$

Полученные таким образом приближенные зависимости используются затем при построении конкретных критериальных условий, что позволит осуществить алгоритмизацию процесса проектирования внешнего облика ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды.

#### IV. ПАРАМЕТРЫ ДВИЖЕНИЯ ДПЛА НА УЧАСТКЕ СТАРТА С НАПРАВЛЯЮЩЕЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

Существуют различные конструкции пусковых установок (ПУ), которые различаются способом движения ЛА по их направляющим [11]. Для аэробаллистического проектирования имеют значение только две основные характеристики ПУ: угол ее наклона к горизонту  $\Theta_0$  и приведенная длина направляющих  $l_H$ , соответствующая расстоянию между центром масс ДПЛА в начальный момент времени и момент прохождения этой точки переднего среза направляющих.

Рассмотрим схему расположения ДПЛА на направляющих с указанием действующих на него сил (рис. 1). При движении ДПЛА по направляющим ПУ происходит рост скорости, необходимой для движения на последующем активном участке траектории (АУТ). В результате расчетов должны быть определены следующие параметры:  $V_H$  – скорость схода с направляющих;  $t_H$  – время движения по направляющим;  $m_H$  – масса заряда ДУ с учетом его выгорания за время  $t_H$ .

Вследствие малых скоростей движения ДПЛА можно пренебречь силами аэродинамического сопротивления и трения о направляющие по

сравнению с тягой  $P$  и весом ДПЛА  $G$ . При принятых допущениях задача сводится к интегрированию уравнения [1]:

$$m(t) \frac{dV}{dt} = P - gm(t) \sin \Theta_0, \quad (14)$$

где  $m(t)$  – переменная масса ДПЛА;  $\Theta_0$  – угол возвышения ПУ.

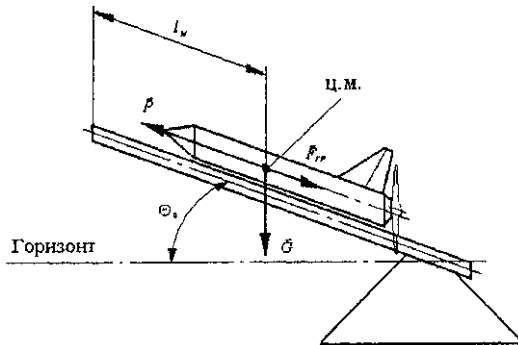


Рис. 1. Схема расположения ДПЛА на направляющих пусковой установки

Приняв линейную зависимость изменения массы при выгорании заряда ДУ от времени, т.е.  $m(t) = m_0 - m_T t$ , где  $m_0$  – стартовая (начальная) масса ДПЛА, а  $m_T$  – скорость горения заряда, представим уравнение (14) в виде

$$\frac{dV}{dt} = \frac{P}{m_0 - m_T t} - g \sin \Theta_0. \quad (15)$$

После интегрирования (15) при начальных условиях (НУ)  $t = 0, V = 0$  получим

$$V(t) = -\frac{P}{m_T} \ln \left( 1 - \frac{m_T t}{m_0} \right) - g t \sin \Theta_0.$$

Учитывая, что для большинства стартовых ускорителей  $\frac{m_T t}{m_0} \ll 1$ , можно принять

$$\ln \left( 1 - \frac{m_T t}{m_0} \right) \approx -\frac{m_T t}{m_0}.$$

Тогда

$$V(t) = \left( \frac{P}{m_0} - g \sin \Theta_0 \right) t. \quad (16)$$

Запишем теперь уравнение для пройденного пути  $\frac{dS}{dt} = V(t)$  с использованием (16):

$$\frac{dS}{dt} = \left( \frac{P}{m_0} - g \sin \Theta_0 \right) t.$$

После интегрирования при НУ:  $t = 0, S = 0$  получим  $\frac{d}{dt} S(t) = \frac{1}{2} \left( \frac{P}{m_0} - g \sin \Theta_0 \right) t^2$ , откуда при известной длине направляющих  $S = l_H$  найдем искомое значение времени

$$t_H = \sqrt{\frac{2l_H}{\frac{P}{m_0} - g \sin \Theta_0}}. \quad (17)$$

Очевидно, что масса ДПЛА в момент схода с направляющих ПУ будет равна  $m_H = m_0 - m_T t$ .

## V. АКТИВНЫЙ УЧАСТОК ТРАЕКТОРИИ ДПЛА

На АУТ ДПЛА изменяются все кинематические параметры движения. В результате расчета этого участка должны быть получены значения следующих параметров в конце АУТ:  $V_a, \Theta_a, x_a, y_a$ . Здесь и далее при изучении траекторных задач индекс «г» в обозначениях координат центра масс ДПЛА в неподвижной земной системе  $O_0, x_g, y_g, z_g$  опущен с целью упрощения записи [12].

Пренебрегая силой аэродинамического сопротивления по сравнению с тягой ДУ и массой ДПЛА, а также колебаниями оси ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды при его движении, в соответствии с системой уравнений (2.27) [1]:

$$\left. \begin{aligned} m(t) \frac{dV}{dt} &= P \cos \alpha - mg \sin \Theta - X_a; \\ mV \frac{d\Theta}{dt} &= P \sin \alpha - mg \cos \Theta + Y_a; \\ J_x \frac{d\omega_z}{dt} &= M_z; \\ \frac{dm}{dt} &= -m_c; \\ \frac{d\vartheta_z}{dt} &= \omega_z; \\ \frac{d\alpha}{dt} &= \frac{d\vartheta}{dt} - \frac{d\Theta}{dt}; \\ \frac{dx_g}{dt} &= V \cos \Theta; \\ \frac{dy_g}{dt} &= V \sin \Theta. \end{aligned} \right\}$$

можно записать

$$\left. \begin{aligned} m(t) \frac{dV}{dt} &= P - gm(t) \sin \Theta; \\ m(t)V \frac{d\Theta}{dt} &= -gm(t) \cos \Theta; \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \Theta; \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \Theta. \end{aligned} \right\}$$

Запишем два первых уравнения с учетом изменения массы заряда ДУ ДПЛА в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{P}{m_H - m_T t} - g \sin \Theta; \\ \frac{d\Theta}{dt} &= -\frac{g \cos \Theta}{V}. \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

Изменяясь в соответствии со вторым уравнением системы (18), углы траектории не могут существенно влиять на изменение скорости движения при условии относительно большой энерговооруженности стартового ускорителя ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды ( $P \gg G$ ). В этом случае в правой части первого уравнения (18) можно принять  $\Theta(t) = \Theta_0 = const$ . Проинтегрировав это уравнение при следующих НУ:  $t = 0, V = V_H$ , получим

$$V(t) = V_H - \frac{P}{m_T} \ln \left( 1 - \frac{m_T}{m_H} t \right) - gt \sin \Theta_0. \quad (19)$$

Для использования (19) при интегрировании второго уравнения системы (18) необходимо выполнить следующие упрощения. Поскольку время активного участка  $\tau_a$  может быть на порядок больше времени схода с направляющих, упрощенное уравнение для системы (19) можно строить лишь при увеличении числа учитываемых членов разложения логарифмического ряда. Для нашей задачи учтем два первых члена ряда, и тогда

$$\ln \left( 1 - \frac{m_T}{m_H} t \right) \approx - \frac{m_T}{m_H} t - \frac{1}{2} \left( \frac{m_T}{m_H} t \right)^2,$$

и формула (6) примет следующий вид

$$V(t) = V_H + \left( \frac{P}{m_H} - gt \sin \Theta_0 \right) t + \frac{m_T P}{2m_H^2} t^2. \quad (20)$$

Скорость в конце АУТ ДПЛА вычисляется по формуле (20) с подстановкой в нее  $t = \tau_a$ , где  $\tau_a$  – время движения на АУТ  $\tau_a = \tau_0 - t_H$ , а  $\tau_0$  – время полного выгорания заряда ДУ [13]. При обозначении  $a = \frac{m_T P}{2m_H^2}$ ,  $b = \frac{P}{m_H} - g \sin \Theta_0$  2-е уравнение системы (18) примет вид

$$\frac{d\Theta}{dt} = - \frac{g \cos \Theta}{V_H + bt + at^2}.$$

В результате интегрирования этого уравнения при следующих НУ:  $t = 0$ ,  $\Theta = \Theta_0$  получим

$$\Theta(t) = 2 \arctg \left[ \varphi(t) \operatorname{tg} \left( \frac{\Theta_0}{2} + \frac{\pi}{4} \right) \right] - \frac{\pi}{2}, \quad (21)$$

где  $\varphi(t) = \frac{\left[ \frac{V_H + \frac{1}{2}(b - \varepsilon)t}{V_H + \frac{1}{2}(b + \varepsilon)t} \right]^\varepsilon}{\left[ \frac{V_H + \frac{1}{2}(b - \varepsilon)t}{V_H + \frac{1}{2}(b + \varepsilon)t} \right]^\varepsilon}$  и  $\varepsilon = \sqrt{b^2 - 4aV_H}$ .

Угол  $\Theta_a$  вычисляется подстановкой  $t = \tau_a$  в (21).

Использование (20) и (21) не дает возможности проинтегрировать два последних уравнения (17) в квадратурах [1]. Поэтому для вычисления координат  $x_a$ ,  $y_a$  воспользуемся следующим приемом.

Запишем дифференциальное уравнение для пройденного пути с использованием (20):

$$\frac{dS}{dt} = V_H + bt + at^2.$$

Проинтегрировав его при НУ:  $t = 0$ ,  $S = 0$ , получим

$$S(t) = V_H t + \frac{b}{2} t^2 + \frac{a}{3} t^3. \quad (22)$$

Тогда путь, пройденный на АУТ ДПЛА, соответствует  $S_a = S(\tau_a)$  при использовании для его вычисления выражения (22).

Сформулированная и поставленная математическая модель на основании выбранных критериальных условий позволяет решить задачу аэробаллистического формирования облика ДПЛА для оперативного природоресурсного и экологического мониторинга окружающей среды с учетом параметров движения.

Приближенная оценка координат центра масс ДПЛА в конце АУТ может быть произведена с учетом среднеинтегрального значения  $\Theta^*$  функции  $\Theta(t)$ , определяемого графически [1]. Тогда  $x_a = S_a \cos \Theta^*$  и  $y_a = S_a \sin \Theta^*$ . Следует отметить, что погрешность определения координат  $x_a$ ,  $y_a$  данным способом тем больше, чем меньше начальный угол  $\Theta_0$  и отношение  $P/G$  [7]. Для большинства ДПЛА с непродолжительным по времени АУТ достаточная точность расчетов при аэробаллистическом проектировании достигается при  $\Theta_0 > 20...25^\circ$ .

### ССЫЛКИ

- [1] Грумондз В.Т., Яковлев Г.А. Алгоритмы аэробаллистического проектирования. - М.: Изд-во МАИ, 1994. - 304 с: ил.
- [2] Беспилотные летательные аппараты / П.М. Афонин, И.С. Голубев, Н.И. Колотков, В.А. Манучаров, В.Н. Новиков, Г.В. Хмелевский, Л.С. Чернобровкин, В.Н. Чураков. Под ред. Л.С. Чернобровкина. - М.: Машиностроение, 1967. - 439 с.
- [3] Зосимович Н.В. Статистическая модель параметров транспортных возмущений КА. // Материали VIII Міжнародної науково-практичної конференції "Наука і освіта 2005", 7-21 лютого 2005 р. Том 60: Техніка. Дніпропетровськ: Наука і освіта, 2005. - С.70-73.
- [4] Осипова В.А., Подиновский В.В. Диалоговое восстановление многокритериальной структуры предпочтений / Модели и методы оптимизации экономических систем. - Новосибирск: Наука, 1987. С. 57-69.
- [5] Подиновский В.В. Математическая теория выработки решений в сложных ситуациях. - М.: Изд-во Мин. Обороны СССР, 1981. - 211 с.
- [6] Методы оптимизации в теории управления: Учебное пособие / И.Г. Черноуцкой. СПб.: Питер, 2004. - 256 с: ил.
- [7] Грумондз В.Т. Некоторые задачи анализа и выбора динамических характеристик нелинейных систем. - М.: Изд-во МАИ, 1992. - 182 с.
- [8] Грумондз В.Т., Осипова В.А. Применение методов дискретной оптимизации в динамическом проектировании// Тезисы докладов III Всесоюзной конференции «Проблемы и методы принятия решений в организационных системах управления» - М.: ВНИИСИ, 1988. С. 51-52.
- [9] Дейч А.М. Методы идентификации динамических объектов. М.: Энергия, 1979.
- [10] Подиновский В.В., Ногин В.Д. Паретно-оптимальные решения многокритериальных задач. М.: Наука, 1982.
- [11] Светлицкий В.А. Динамика старта летательных аппаратов. - Наука, 1986. - 279 с.
- [12] Байдаков В.Б., Клумов А.С. Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов: Учебник. - М.: Машиностроение, 1979. - 344 с.
- [13] Тимнат И. Ракетные двигатели на химическом топливе: Пер. с англ. - М.: Мир, 1990. - 294 с.