

УДК 629.735-519:629.7.058.47

## РАЗРАБОТКА ПОЛУНАТУРНОГО МОДЕЛИРУЮЩЕГО СТЕНДА ДИНАМИКИ ПОЛЕТА МАЛОРАЗМЕРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА

*В.Н. Биш, А.И. Мельник, А.Н. Пальцев, В.Н. Рыльков*

При разработке структуры программно-математического модуля (ПММ) пространственного движения БЛА применялся модульный принцип его построения, предусматривающий широкое использование стандартных программ математического обеспечения MATLAB, что существенно облегчает процесс отладки и испытания ПММ, а главное, придает математической модели универсальность. Структура и функциональные связи ПММ представлены на рис. 1.

В ПММ должны быть рассчитаны следующие «идеальные» значения параметров, которые являются входными сигналами программных имитаторов датчиков [1]:

- температура ПНК  $t_{\text{ПНК}}^{\circ}$ ;
- линейные ускорения  $\dot{V}_x, \dot{V}_y, \dot{V}_z$  в связанной системе координат (СК);
- угловые скорости  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  в связанной СК;
- текущее местоположение БЛА: широта  $\varphi$ , долгота  $\lambda$ , высота  $h$ ;
- путевая скорость  $V_n$ ;
- воздушная скорость  $V_{\text{свс}}$ ;
- магнитный курс  $\psi_m$ ;
- температура за бортом  $t_{\text{атм}}^{\circ}$  и атмосферное давление  $p_{\text{атм}}$ .

Названные параметры, за исключением температуры ПНК, широты, долготы и магнитного курса традиционно рассчитываются в классических

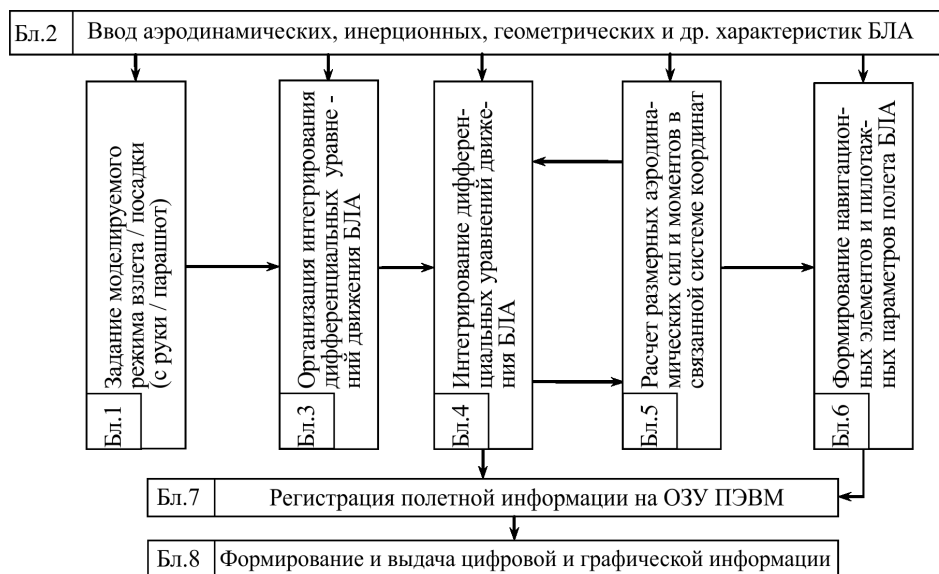


Рис. 1. Структура и функциональные связи ПММ

программно реализованных математических моделях пространственного движения ЛА [2, 3].

Широта и долгота могут быть вычислены в ПММ путем интегрирования выражений (1) и (2) в [1], а значения  $t^{\circ}_{\text{ПНК}}$  могут быть получены в результате моделирования с использованием телеметрии реальных полетов в различных метеословиях.

Определение магнитного курса  $\psi_m$  потребует создания математической модели магнитометра, позволяющей определить магнитный курс (МК) на основе известных значений магнитного склонения  $\Delta_m$ , которое определяет взаимное положение истинного ( $C_n$ ) и магнитного ( $C_m$ ) меридианов. Значения магнитного склонения  $\Delta_m$  снимаются с аэронавигационных карт или рассчитываются [4].

При решении задач навигации с использованием GPS-приемников может возникнуть необходимость пересчета геоцентрических координат в прямоугольные координаты  $OXYZ$  (рис. 2 в [1]) посредством формул [5]:

$$\begin{aligned} x &= a\rho \cos j \cos \lambda; \\ y &= a\rho \cos j \sin \lambda; \\ z &= a\rho \sin j, \end{aligned}$$

где  $a$  — экваториальный радиус,  $\rho$  — геоцентрический радиус в единицах экваториального радиуса (геоцентрический радиус — линия, соединяющая центр масс Земли с данной точкой).

Поскольку моделируемый БЛА относится к ограниченно маневренным аппаратам, а основным способом его применения является горизонтальный установившийся полет (реже — виражи и развороты с ограниченными углами крена), примем следующие допущения:

- конструкция БЛА считается жесткой;
- масса самолета в процессе моделирования постоянна и отсутствует жидкое наполнение;
- главные оси инерции ЛА совпадают с осями связанной СК, центробежные моменты инерции равны нулю;

$$\left. \begin{aligned} M_x &= \left[ m_x^{\beta}(\alpha)\beta + \frac{l}{2V}(m_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha)\omega_x + m_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha)\omega_y) + m_x^{\delta_3}(\alpha)\delta_3 + m_x^{\delta_H}(\alpha)\delta_H \right] qSl; \\ M_y &= \left[ m_y^{\beta}(\alpha)\beta + \frac{l}{2V}(m_y^{\bar{\omega}_x}(\alpha)\omega_x + m_y^{\bar{\omega}_y}(\alpha)\omega_y) + m_y^{\delta_3}(\alpha)\delta_3 + m_y^{\delta_H}(\alpha)\delta_H \right] qSl; \\ M_z &= \left[ m_z(\alpha) + \frac{b_a}{V}(m_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha)\omega_z + m_z^{\bar{\alpha}}(\alpha)\dot{\alpha}) + m_z^{\delta_B}(\alpha)\delta_B \right] qSb_a. \end{aligned} \right\} (2)$$

– вектор силы тяги силовой установки лежит в плоскости симметрии ЛА, проходит через центр масс ЛА и составляет с осью  $OX$  угол  $\varphi_{c.y.}$ ;

– внешние условия движения ЛА соответствуют термодинамическим параметрам стандартной атмосферы, флуктуации плотности и давления отсутствуют;

– турбулентная неоднородность атмосферы учитывается в виде ветровых порывов, а ввиду малости размеров БЛА по сравнению с масштабом турбулентности принимается, что все части БЛА одновременно входят в порыв ветра;

– изменением ускорения свободного падения  $g$  с высотой пренебрегается ввиду ограниченности высот применения БЛА;

– пренебрегается несимметрией БЛА, вносимой отклонением рулевых поверхностей;

– не учитывается влияние струи воздушного винта на эффективность органов управления и демпферные характеристики БЛА;

– нормальная земная СК  $O_o X_g Y_g Z_g$  считается инерциальной, а учет скорости вращения Земли осуществляется при расчете текущих географических координат интегрированием уравнений (1) и (2) в [1].

При расчете аэродинамических сил и моментов в качестве обобщенных органов управления приняты элероны, руль направления и руль высоты. В дальнейшем все обозначения, специально не оговоренные в тексте, являются общепринятыми и соответствуют [6].

Расчет аэродинамических сил и моментов осуществляется в связанной СК с использованием выражений

$$\left. \begin{aligned} X &= C_x qS, C_x = C_x(\alpha) + C_x^{\delta_B}(\alpha)\delta_B; \\ Y &= C_y qS, C_y = C_y(\alpha) + C_y^{\delta_B}(\alpha)\delta_B; \\ Z &= C_z qS, C_z = C_z^{\beta}(\alpha)\beta + C_z^{\delta_H}(\alpha)\delta_H; \end{aligned} \right\} (1)$$

Определение углового положения самолета осуществляется с использованием кинематических уравнений в направляющих косинусах

(уравнений Пуассона), которые получены дифференцированием в связанной СК единичных векторов нормальной СК.

Матричная запись уравнений Пуассона имеет вид [2]

$$\dot{D}_{CB}^H = [\Omega] D_{CB}^H, \quad D_{CB}^H(0) = D_{CB}^C, \quad (3)$$

где  $D_{CB}^H$  — матрица перехода от нормальной к связанной СК в соответствии с (7) в [1];  $\Omega$  — квадратная кососимметричная матрица, сформированная из компонент угловой скорости

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix}. \quad (4)$$

В начальный момент времени исследования движения ( $t_{\text{нпт}} = 0$ ) принимается, что ось  $Ox_a$  скоростной СК совпадает по направлению с осью  $O_o X_g$  нормальной земной, а сама скоростная система повернута относительно последней на скоростной угол крена

$$\gamma_a = \arcsin \left( \sin \gamma_0 \frac{\cos \vartheta}{\cos \beta_0} \right), \quad (5)$$

где

$$\begin{aligned} \cos \vartheta &= \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \vartheta}}; \quad \operatorname{tg} \vartheta = \\ &= \frac{\sin \alpha_0 \cos \beta_0 \cos \gamma_0 + \sin \beta_0 \sin \gamma_0}{\cos \alpha_0 \cos \beta_0}, \end{aligned}$$

$\alpha_0, \beta_0, \gamma_0$  — начальные углы атаки, скольжения и крена.

Первоначальная ориентация связанной СК относительно нормальной земной (нормальной) СК осуществляется с использованием матрицы перехода  $D_{CB}^C$  в соответствии с (9) в [1].

При эволюциях самолета в процессе движения ( $t_{\text{нпт}} > 0$ ) вычисленные значения направляющих косинусов матрицы  $D_{CB}^C$  используются в качестве начальных условий для интегрирования уравнений (3), т.е.  $D_{CB}^H(0) = D_{CB}^C$ .

Углы атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$  выражаются через проекции скорости самолета на оси связанной СК в соответствии с (8) в [1]. Скорость самолета в связанной СК определяется выражением

$$\vec{V} = D_{CB}^H (\vec{V}_k + \vec{W}), \quad (6)$$

где  $\vec{V} = [V_x \ V_y \ V_z]^T$  — вектор проекций скорости самолета;

$\vec{V}_k = [V_{kxg} \ V_{kyg} \ V_{kzg}]^T$  — вектор проекций земной скорости;

$\vec{W}_k = [W_{xg} \ W_{yg} \ W_{zg}]^T$  — вектор проекций скорости ветра.

Значения углов Эйлера  $\varphi, \vartheta, \gamma$  вычисляются с использованием элементов матрицы вращения  $D_H^{CB}$ . Учитывая, что между направляющими косинусами и углами Эйлера существует однозначная связь (табл. 1 в [1]), выражения для определения углов тангажа, рыскания и крена имеют вид [7]

$$\left. \begin{aligned} \sin \vartheta &= \varepsilon_{yx}; \quad \cos \vartheta = \sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}; \\ \sin \psi &= -\frac{\varepsilon_{zx}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}; \quad \cos \psi = \frac{\varepsilon_{xx}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}; \\ \sin \gamma &= -\frac{\varepsilon_{yz}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}; \quad \cos \gamma = \frac{\varepsilon_{yy}}{\sqrt{\varepsilon_{yy}^2 + \varepsilon_{yz}^2}}, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

а углы пути  $\Psi$  и наклона траектории  $\theta$  вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} \Psi &= \operatorname{arctg} \frac{V_{kzg}}{\sqrt{V_{kxg}^2 + V_{kyg}^2}}; \\ \theta &= \operatorname{arctg} \frac{V_{kyg}}{\sqrt{V_{kxg}^2 + V_{kzg}^2}}. \end{aligned} \quad (8)$$

Траекторные углы и углы Эйлера вычисляются в блоке обработки результатов интегрирования и выводятся на печать.

Уравнения динамики ЛА, как твердого тела постоянной массы, в произвольной СК, вращающейся с абсолютной угловой скоростью  $\Omega$ , записываются в виде

$$m \dot{\vec{V}}_k + m \vec{\Omega} \times \vec{V}_k = \vec{F}, \quad \dot{\vec{L}} + \vec{\Omega} \times \vec{L} = \vec{M}, \quad (9)$$

где первое уравнение соответствует поступательному движению, а второе — вращательному движению вокруг центра масс. Здесь:  $m$  — масса ЛА;  $\vec{V}_k$  — вектор земной скорости центра масс;  $\vec{F}$  — равнодействующий или главный вектор всех внешних сил, действующих на ЛА;  $\vec{L}$  — вектор момента количества движения ЛА;  $\vec{M}$  — главный вектор моментов, действующих на ЛА; точкой обозначена операция дифференцирования по времени в выбранной СК; знаком  $\times$  обозначена операция векторного умножения.

При описании поступательного движения ЛА используется нормальная земная СК, а движение самолета относительно центра масс рассматривается в проекциях на оси связанной СК. Данные системы координат описаны в [1] и представлены на соответствующих рисунках.

В соответствии с первым уравнением в (9) кинематические уравнения движения центра масс

самолета в нормальной земной СК имеют вид [7]

$$m\ddot{\vec{V}}_k = D_H^{CB} \vec{R} + g\vec{m}, \quad (10)$$

где  $D_H^{CB}$  — матрица вращения, вычисляемая в соответствии с (6) в [1];

$$g\vec{m} = [0 \quad -gm \quad 0]';$$

$$\vec{R} = [R_x \quad R_y \quad R_z]';$$

$$R_x = X + P_x, \quad R_y = Y + P_y, \quad R_z = Z.$$

Аэродинамическая продольная  $X$ , нормальная  $Y$  и поперечная  $Z$  силы определяются из выражения (1), тяга силовой установки  $P$  соответствует взлетному режиму, а отклонения рулей в начальный момент исследования движения ( $t_{\text{ннт}} = 0$ ) соответствуют балансировочным.

Перемещение центра масс относительно нормальной земной СК определяется уравнением

$$\dot{\vec{r}} = \vec{V}_k, \quad (11)$$

где  $\vec{r} = [r_{xg} \quad r_{yg} \quad r_{zg}]'$  — вектор положения центра масс ЛА.

Уравнения (10) и (11) решаются с начальными условиями:

$$V_{kxg}(0) = V(h_{\text{зад}}, M_{\text{зад}}); \quad V_{kyg}(0) = 0; \quad V_{kzg}(0) = 0;$$

$$r_{xg}(0) = 0; \quad r_{yg}(0) = h_{\text{зад}}; \quad r_{zg}(0) = 0,$$

где  $h_{\text{зад}}$  — заданная высота точки старта;  $M_{\text{зад}} = V_{\text{зад}}/a$  — заданное число  $M$  в момент начала исследования движения ЛА.

Изменение высоты учитывается уравнением

$$\dot{h} = V_{kyg}, \quad h(0) = h_{\text{зад}}, \quad (12)$$

а изменение плотности воздуха для высот полета  $h \leq 7000$  м описывается выражением

$$\rho_h = 1,225 \left( 1 - \frac{0,0065h}{288} \right)^{4,255}. \quad (13)$$

В соответствии со вторым уравнением в (9) уравнения движения самолета относительно центра масс в проекциях на оси связанной СК [7]

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = I_0^{-1} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y + M_y \\ M_z + M_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_y - I_z)\omega_y\omega_z \\ (I_z - I_x)\omega_x\omega_z \\ (I_x - I_y)\omega_x\omega_y \end{bmatrix}, \quad (14)$$

где  $I_0 = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$  — матрица главных моментов инерции;

$M_y^{\text{гир}}, M_z^{\text{гир}} = 0$  — гироскопические моменты рыскания и тангажа.

Уравнения (14) решаются с начальными условиями, соответствующими нулевым значениям угловых скоростей

$$(\omega)_{x,y,z}(0) = 0.$$

Как уже отмечалось, интегрирование уравнений движения центра масс ЛА осуществляется в

нормальной земной СК, а уравнений движения относительно центра масс — в связанной СК в предположении, что оси нормальной и нормальной земной СК параллельны. Переходы от одной системы координат к другой выполняются с использованием матриц  $D_H^H, D_H^{CB}$ .

Кроме рассмотренных параметров пространственного движения самолета, ПММ позволяет вычислить перегрузки как в связанной, так и в скоростной СК, а также другие параметры движения, необходимые при решении задач моделирования.

Для задания моделируемого режима взлета и посадки необходимы следующие исходные данные:

а) константы, переменные и характеристики аэродромов (площадок) взлета/посадки:

$\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$  — плотность воздуха на среднем уровне моря;

$g = 9,8 \text{ м/с}^2$  — ускорение свободного падения;

$Gr = 57,3$  — коэффициент пересчета «радиан-град.»;

$h_a$ , м — абсолютная высота аэродрома взлета/посадки (относительно среднего уровня моря): 155 м для аэродромов «Береза», «Доманово»;

$\rho_{h_a}$ ,  $\text{кг/м}^3$  — плотность воздуха на аэродроме взлета/посадки в стандартных атмосферных условиях, определяемая в соответствии с (13):  $1,20687 \text{ кг/м}^3$  для аэродромов «Береза», «Доманово»;

$h_{\text{БЕЗ}} = 60$  м — минимально допустимая безопасная высота при выпуске парашюта;

$W = 0 \dots 10$  м/с — встречная составляющая скорости ветра.

б) взлетно-посадочные данные и характеристики электродвигателя:

$\alpha_{\text{взл}} = 8^\circ \dots 12^\circ$  — угол атаки на взлете;

$C_{x \text{ взл}}(\alpha_{\text{взл}})$  — интерполируемое значение коэффициента лобового сопротивления (см. ниже, таблица 1);

$C_{y \text{ взл}}(\alpha_{\text{взл}})$  — интерполируемое значение коэффициента подъемной силы (табл. 1);

$S$ ,  $\text{м}^2$  — площадь крыла;

$m_0 = m_{\text{пос}}$ , кг — взлетная (посадочная) масса БЛА;

$\alpha_{\text{пос}} \approx 10^\circ$  — угол атаки перед выпуском парашюта;

$\text{Pr}[\text{Par}] = 0$  — признак «парашют убран»;

$\text{Pr}[\text{InPar}] = 0$  — признак отсутствия инициализации посадочной последовательности выпуска парашюта;

$P_1$ , Н — стендовая тяга одного двигателя на высоте среднего уровня моря  $h_0 = 0$ ;

$N_{\text{max}}$ , Вт — максимальная мощность одного двигателя на  $h_0$ ;

$N_1 = 0,9N_{\max}$ , Вт — мощность одного двигателя при нулевой скорости с учетом установочных потерь;

$N_n = 0,7N_{\max}$ , Вт — номинальная мощность одного двигателя на  $h_0$ ;

$n_{\max}$ , об/мин ( $\omega_{\max} = \pi n_{\max} / 30$ , 1/с) — максимальные обороты (частота вращения) двигателя;

$n_n$ , об/мин ( $\omega_n$ , 1/с) — номинальные обороты (частота вращения) двигателя;

$i = 2$  — число электродвигателей;

$d$ , м — диаметр винта.

Задание режима взлета БЛА заключается в определении скорости отрыва (скорости, гарантирующей благополучный взлет с руки)

$$V_{\text{omp}} = \sqrt{\frac{2mg}{C_{y_{\text{omp}}} S \rho_{h_a}}}, \text{ м/с}, \quad (15)$$

тяги (мощности) силовой установки и длины первоначального разгона [8]

$$L_{\text{раз}} = \frac{(V - W)^2}{\frac{2P_{p_{cp}}}{m} - \frac{C_x}{C_y} g}, \text{ м}, \quad (16)$$

где  $P_{p_{cp}}$  — среднее значение располагаемой тяги силовой установки при разгоне на взлетном режиме.

Располагаемая тяга  $P_{p_h}$  и мощность  $N_{p_h}$  силовой установки на высоте точки старта определяется в системе СИ по методике расчета располагаемой тяги и мощности с использованием эмпирической формулы [9]

$$\frac{P_1}{N_1} = 1,242 \left( \frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,333} \exp \left( -0,6076 \left( \frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,3632} V \right) \quad (17)$$

где скорость  $V$ , вычисленная по формуле (15), задана в км/ч.

Расчет включает следующие этапы.

1. Вычисляется отношение  $N_1/d^2$ .

2. По формуле (17) рассчитывается отношение  $P_1/N_1$  при  $V = 0$  на  $h_0$  и определяется тяга одного двигателя

$$P_0 = 1,242 \left( \frac{N_1}{d^2} \right)^{-0,333} N_1. \quad (18)$$

3. Рассчитывается поправочный коэффициент

$$K_p = P_1/P_0. \quad (19)$$

4. По формуле (17) рассчитывается зависимость  $P_1/N_1$  в функции скорости для одного двигателя с идеальным винтом на  $h_0$  и определяется располагаемая тяга силовой установки с учетом поправочного коэффициента  $k_p$  и отличия реального винта от идеального

$$P_{p_0} = k_p 0,8 i (P_1/N_1) N_1. \quad (20)$$

5. Вычисляется располагаемая мощность силовой установки в функции скорости на  $h_0$

$$N_{p_0} = P_{p_0} V. \quad (21)$$

6. Рассчитывается коэффициент падения тяги (мощности) при подъеме на высоту

$$k_h = \left( 1 - \frac{0,0065h}{288} \right)^{4,255}, \quad (22)$$

где  $h = h_a$  — высота аэродрома взлета (точки старта).

7. Рассчитывается располагаемая тяга и мощность на  $h_a$  по формулам

$$P_{p_h} = k_h P_{p_0}; \quad (23)$$

$$N_{p_h} = k_h N_{p_0}. \quad (24)$$

Среднее значение располагаемой тяги силовой установки в (16) можно приближенно определить по формуле

$$P_{p_{cp}} = (i k_h P_0 + P_{p_h})/2. \quad (25)$$

Рассчитанные значения скорости в соответствии с (15) и длины первоначального разгона, вычисленные по формуле (16), являются начальными условиями при организации процедуры интегрирования уравнений пространственного движения БЛА.

Задание режима посадки БЛА заключается в снижении скорости и высоты полета БЛА до требуемых значений, обеспечивающих надежный выпуск парашюта и посадку БЛА в указанную точку с учетом направления и силы ветра. Заход на посадку реализуется с проходом над заданной точкой посадки против ветра (рис. 2).

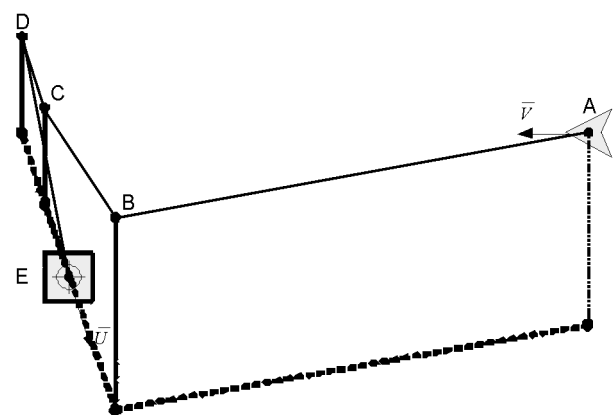


Рис. 2. Схема захода на посадку:

A — исходное положение БЛА; B — точка начала снижения высоты и скорости;

C — точка выключения двигателя;

D — точка выпуска парашюта; E — точка посадки;  $\vec{V}$  — вектор скорости БЛА;

$\vec{W}$  — вектор скорости ветра



Для выполнения посадки используется последовательность команд:

– предварительная по признаку инициализации посадочной последовательности ( $Pr[InPar] = 1$ ), приведенной на рис. 2;

– исполнительная по признаку выпуска парашюта ( $Pr[Par] = 1$ ), которая выполняется оператором при достижении высоты не менее  $h_{БЕЗ}$ .

Аэродинамические коэффициенты и геометрические данные в (1) и (2) задаются таблично, при функционировании ПММ осуществляется их интерполяция.

В качестве примера в табл. 1 и 2 приведены аэродинамические, инерционные и геометрические характеристики гипотетического БЛА.

Организация процесса функционирования ПММ осуществлялась на основе многолетнего опыта исследования динамических свойств пилотируемых ЛА, накопленного в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского и нашедшего отражение в [10].

Макроблокхема алгоритма функционирования ПММ представлена на рисунке 3. Процесс интегрирования дифференциальных уравнений движения БЛА прекращается при достижении времени интегрирования заданной длины реализации моделируемого полета.

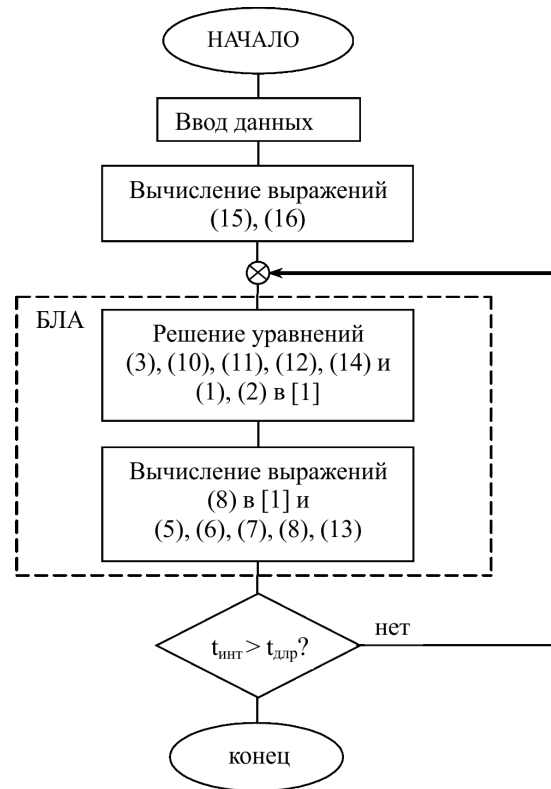


Рис. 3. Макроблокхема алгоритма функционирования ПММ

Табл. 1

Аэродинамические коэффициенты и главные моменты инерции БЛА в связанной системе координат

$\alpha$ , град	$C_y$	$C_y^{\delta v}$ , град <sup>-1</sup>	$C_x$	$C_x^{\delta v}$ , град <sup>-1</sup>	$m_z^{\delta v}$ ( $\delta v=0$ )	$m_z^{\bar{\omega}_z}$	$m_z^{\bar{\alpha}}$	$m_z^{\delta v}$ , град <sup>-1</sup>	$C_z^{\beta}$ , град <sup>-1</sup>	$C_z^{\delta n}$ , град <sup>-1</sup>	$m_x^{\beta}$ , град <sup>-1</sup>	$m_x^{\beta^2}$ , град <sup>-1</sup>
-1	0,06	0,016	0,027	-0,008	-0,015	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0005	-0,0025
0	0,13	0,015	0,028	-0,007	-0,065	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0018	-0,0024
4	0,38	0,016	0,037	-0,006	-0,11	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0025	-0,0021
8	0,63	0,015	0,052	-0,006	-0,16	-2,0	0,0	-0,009	-0,013	-0,002	-0,0019	-0,0012
10	0,76	0,014	0,062	-0,005	-0,17	-2,0	0,0	-0,009	-0,012	-0,002	-0,0011	-0,0004
12	0,88	0,013	0,073	-0,0045	-0,18	-2,0	0,0	-0,009	-0,009	-0,002	-0,0005	-0,00017
16	1,14	0,011	0,102	-0,004	-0,20	-2,0	0,0	-0,008	-0,004	-0,0019	0,0004	-0,00016
18	1,25	0,011	0,119	-0,004	-0,23	2,0	0,0	-0,007	-0,006	-0,0017	0,0009	-0,00015
20	1,20	0,010	0,137	-0,004	-0,26	-2,0	0,0	-0,005	-0,014	-0,0015	0,0006	-0,00014

$\alpha$ , град	$m_x^{\delta_n}$ , град <sup>-1</sup>	$m_x^{\bar{\omega}_x}$	$m_x^{\bar{\omega}_y}$	$m_y^{\beta}$ , град <sup>-1</sup>	$m_y^{\delta_n}$ , град <sup>-1</sup>	$m_y^{\delta_n}$ , град <sup>-1</sup>	$m_y^{\bar{\omega}_y}$	$m_y^{\bar{\omega}_z}$	Матрица моментов инерции			
									$I_x$	$I_y$	$I_z$	
-1	-0,00024	-0,72	-0,75	-0,0031	0,001	-0,00146	-0,9	0	$I_0$ , кг/м <sup>2</sup>	$I_x = 0,035$	0	0
0	-0,00025	-0,55	-0,15	-0,0031	0,00085	-0,00143	-0,92	0,02				
4	-0,00026	-0,26	-0,20	-0,0029	0,00045	-0,0014	-0,94	0,05				
8	-0,00026	-0,10	-0,30	-0,0022	0,0001	-0,0014	-0,98	0,09		$I_y = 0,206$	0	0
10	-0,00025	-0,11	-0,37	0,0026	-0,0008	-0,0013	-1,00	0,10				
12	-0,00019	-0,09	-0,45	0,0045	-0,002	-0,0012	-1,1	0,07				
16	-0,00007	-0,10	-0,5	0,005	-0,0025	-0,001	-0,95	0,02		$I_z = 0,175$	0	0
18	-0,00004	-0,30	-0,6	0,0035	-0,003	-0,0004	-0,75	-0,06				
20	-0,00006	-0,50	-0,7	0,0025	-0,0035	-0,0003	-0,5	-0,09				

Табл. 2

№ п.п	Геометрические характеристики БЛА			
	наименование	обозначение	размерность	значение
1	Размах крыла	$l$	м	2,55
2	Площадь крыла	$S$	м <sup>2</sup>	0,89
3	Средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла	$b_a$	м	0,37
4	Длина фюзеляжа	$l_{\phi}$	м	1,5
5	Плечо горизонтального оперения	$l_{го}$	м	0,9
6	Плечо вертикального оперения	$l_{во}$	м	0,9

### Литература

1. Разработка полунатурного моделирующего стенда динамики полета малоразмерного беспилотного летательного аппарата. Структура стенда и описание используемых систем координат / В.Н. Биш [и др.] // Инженер-механик: республиканский межотраслевой производственно-практический журнал. 2012. — № (3). — С. 37–42.
2. Буков, В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом / В.Н. Буков. — М.: Наука, 1987. — 232 с.
3. Красовский, А.А. Основы теории авиационных тренажеров / А.А. Красовский. — М.: Машиностроение, 1995. — 304 с.
4. Черный, М. А. Самолетовождение / М. А. Черный, В. И. Кораблин. — М.: Транспорт, 1977. — 350 с.
5. Жаров, В.Е. Сферическая астрономия [электронный ресурс] / В.Е. Жаров // Москва, 2002. — Режим доступа: <http://www.astronet.ru/db/msg/1190817>. — Дата доступа: 04.05.2012.
6. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения: ГОСТ 20058-80. — Москва, 1981.
7. Бюшгенс, Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Г.С. Бюшгенс; под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Наука, Физматлит, 1998. — 816 с.
8. Аэромеханика самолета / под ред. А.Ф. Бочкарева. — М.: Машиностроение, — 1977, — 416 с.
9. Беспилотные летательные аппараты. Методики приближенных расчетов основных параметров и характеристик / под общ. ред. В.И. Силкова. — Киев, 2009. — 302 с.
10. К вопросу построения программно-математического модуля пространственного движения летательного аппарата / А.Н. Акимов [и др.] // Научно-методические материалы по обеспечению безопасности полетов. — М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. — С. 34–41.