

УДК [531.768+62.752.4]: [629.1+629.7.05]

Математическая модель управления МЛА с использованием метода пропорциональной навигации в программе МАТЛАБ

С.П. Тимошенко, А.П. Кульчицкий.

Рассмотрен вариант построения автономной системы управления на МЭМ-ДУСах, для вращающихся по крену МЛА. Разработана математическая модель управления МЛА с использованием метода пропорциональной навигации.

PACS: 02.60.CВ

Ключевые слова: микромеханика, МЭМС, датчик угловой скорости, угловая скорость, навигация, ориентация, фильтр Калмана.

Введение

В настоящее время весьма широко востребованными приборами являются бесплатформенные инерциальные системы навигации (ИНС) и ориентации на основе МЭМС (микроэлектромеханические системы). Данные системы, куда входят микроэлектромеханические (МЭМ) датчики угловой скорости (ДУС), применяются в мобильных телефонах, различных видах навигаторах, роботах, беспилотных летательных аппаратах и т. д. [1–3].

В числе российских разработчиков инерциальных систем навигации и ориентации являются такие организации как, например, ООО «ТеКнол», который разработал навигационные системы «КомпаНав» для наземного транспорта и беспилотных летательных аппаратов [4], НПО «ПРОГРЕСС» — бортовую информационно-управляющую систему «ГАЛС-Д1М» [5], в состав которой входит ИНС на основе МЭМС, ИКИ РАН — прибор астронавигации БОКЗ-М с системой ориентации на МЭМ-ДУС [6, 7] и т. п.

Одно из перспективных направлений использования систем ориентации на основе МЭМС — автономные системы управления (АСУ), размещенные на борту вращающихся по крену малых летательных аппаратов (МЛА), задача которых состоит в обеспечении сближения МЛА с объектом встречи (цели), управляя движением МЛА, по какому-либо информационному сигналу, идущего от объекта, а также по навигационным па-

раметрам МЛА [8–10]. АСУ с системами ориентации, построенными на МЭМ-ДУС, позволяют использовать метод пропорциональной навигации в МЛА, имеющих меньшие массогабаритные параметры по сравнению с существующими [10–12].

Для проведения теоретического анализа любой сложной системы необходимо построить ее математическую модель. В данной работе рассмотрен вариант построения математической модели работы АСУ и движения МЛА.

Формирование бортовой АСУ МЛА

Рассмотрим осесимметричный МЛА с аэродинамической схемой управления «утка» с АСУ, сформированной из следующих основных узлов: блока сканирования, блока навигации и ориентации и блока обработки сигналов и управления.

Блок сканирования (БС) определяет пеленг цели (φ_y, φ_z) относительно осей ОУ и ОZ связанной системы координат (СК) и имеет следующие параметры:

- диапазон измерения углов пеленга $\varphi_y, \varphi_z = \pm 20^\circ$;
- среднеквадратичное отклонением (СКО) углов пеленга $\sigma_{\varphi_y, \varphi_z} = 0,1^\circ$;
- диапазон дальности сканирования 60–1000 м;
- частота выдачи данных $\nu = 30$ Гц.

Блок навигации и ориентации (БНО) измеряет угловые скорости вращения МЛА ($\omega_x, \omega_y, \omega_z$) относительно связанной СК и состоит из трехосевого МЭМ-ДУСа ФГ-30, разработанного в МИЭТ, чувствительные оси которого совпадают с осями связанной системы координат (СК), и датчика температуры, необходимого для коррекции нуля, со следующими параметрами:

- диапазон измерения угловой скорости по оси ОХ $\omega_x = 5000$ град/с;

Тимошенко Сергей Петрович, зав. кафедрой, профессор. Национальный исследовательский университет «МИЭТ». Россия, 124498, Москва, Зеленоград, пр. 4806, 5. Тел: 8-499-720-87-68. E-mail: spt@miee.ru

Кульчицкий Андрей Петрович, вед. инженер. ООО «Микропроект». Россия, Москва, Варшавское шоссе, 125. E-mail: ankkap@mail.ru

Статья поступила в редакцию 10 февраля 2014 г.

© Тимошенко С.П., Кульчицкий А.Л., 2014

- диапазон измерения угловой скорости по осям ОУ и ОZ $\omega_y, \omega_z = \pm 400$ град/с;
- СКО угловой скорости $\sigma_{\omega_x, \omega_y, \omega_z} = 1$ град/с;
- диапазон измерения температуры $T = -50 \dots +125$ °С.

Блок обработки сигналов и управления (БО-СиУ) состоит из высокоскоростного вычислителя, например, ПЛИС Xilinx, Altera и др. и выполняет следующие задачи: фильтрует угловые скорости $\omega_x, \omega_y, \omega_z$; рассчитывает угловую скорость поворота линии визирования цели (ЛВЦ); управляет движением МЛА с помощью аэродинамических рулей (АДР).

На конечном участке траектории движения МЛА, когда проводится управление движением МЛА, АСУ работает по следующей схеме: БО-СиУ снимает с БНО значения угловых скоростей перемещения МЛА $\omega_{x(k)}^{DUS}, \omega_{y(k)}^{DUS}, \omega_{z(k)}^{DUS}$ через равные промежутки времени Δt_k , фильтрует и интегрирует их, а из полученных углов рассчитывает матрицы перехода за время Δt_k . Далее, по данным пеленга и матрицы перехода, БОСиУ рассчитывает угловую скорость поворота ЛВЦ $(\dot{\varphi}_{y(m)}, \dot{\varphi}_{z(m)})$ с помощью фильтра Калмана и, на основе полученных результатов, рассчитываются углы отклонения пар аэродинамических рулей в зависимости от угла поворота МЛА вокруг оси ОХ $(\delta(\gamma)_{Ry(m)}, \delta(\gamma)_{Rz(m)})$.

На рис. 1 приведена функциональная блок-схема работы АСУ на данном участке траектории.

Математическое описание движения МЛА

В математической модели МЛА рассматривается как абсолютно твердое тело, причем считается, что перегрузки, испытываемые МЛА при коррекции движения, находятся в рамках допустимых значений, и деформацией МЛА. Другими словами, в процессе движения и управления ими можно пренебречь.

Рассмотрим движение МЛА в пространстве. Положение МЛА в пространстве определяется изменением координат центра массы МЛА с течением времени (поступательное перемещение) и движением МЛА относительно центра массы (вращение относительно этой точки) [13, 14]. Движение центра массы МЛА будет рассматриваться относительно земной прямоугольной СК — $O_g X_g Y_g Z_g$, где ось $O_g Y_g$ противоположна по направлению вектору ускорения свободного падения \vec{g} , ось $O_g X_g$ направлена в сторону движения МЛА в начальный момент времени, ось $O_g Z_g$ достраивается до правой тройки векторов. Движение МЛА относительно центра массы, т.е. исследование угловых перемещений, рассматривается относительно связанной СК $OXYZ$, где ось OX совпадает с продольной осью МЛА, оси OY и OZ совпадают с осями пар АДР. Кроме того, учитывая, что аэродинамические силы зависят от направления вектора скорости центра массы МЛА, вводится скоростная прямоугольная СК — $OX_v Y_v Z_v$ — где ось OX_v направлена по вектору скорости МЛА.

Для описания движения МЛА в пространстве воспользуемся уравнениями Бура и Эйлера [13, 14]:

$$m(\ddot{\vec{V}}_{MLA} + \vec{\omega} \times \dot{\vec{V}}_{MLA}) = \vec{F} \quad (1)$$

$$\dot{\vec{L}} + \vec{\omega} \times \vec{L} = \vec{M} \quad (2)$$

Формула (1) описывает движение центра массы МЛА, где \vec{V}_{MLA} — вектор скорости МЛА; $\dot{\vec{V}}_{MLA}$ — изменение модуля вектора скорости; $\vec{\omega}$ — угловая скорость поворота вектора скорости; m — масса МЛА (не изменяется); $\vec{F} = \vec{F}_A + \vec{F}_R + \vec{G}$ — силы действующие на центр массы: \vec{F}_A и \vec{F}_R — аэродинамические силы создаваемые корпусом (зависящие от углов атаки α скольжения β) и АДР (зависящие от углов $\delta(\gamma)_{Ry(m)}$ и $\delta(\gamma)_{Rz(m)}$); \vec{G} — сила тяжести ($\vec{G} = m\vec{g}$). Остальные силы не учитываем, так как они не оказывают существенного влияния

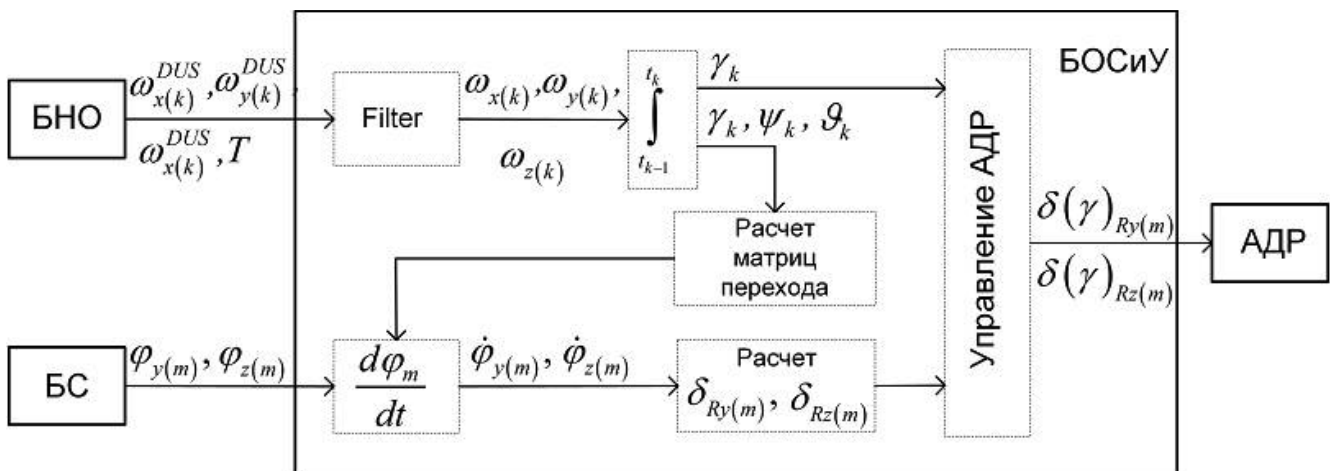


Рис. 1. Функциональная блок-схема работы АСУ на конечном участке траектории движения МЛА.

на МЛА на рассматриваемом участке траектории движения (сила Кориолиса и др.), либо их отсутствия (сила тяги двигателя — $\vec{P}=0$, ветер)) [14]. Решение данного уравнения проводится относительно скоростной СК.

Формула (2) описывает вращательные перемещения МЛА относительно центра массы, где \vec{L} — момент импульса и $\vec{L} = I_x \omega_x \cdot \vec{i} + I_y \omega_y \cdot \vec{j} + I_z \omega_z \cdot \vec{k}$; $\vec{\omega}$ — угловая скорость вращательных перемещений МЛА относительно связанной СК; \mathbf{I} — момент инерции; $\vec{M} = \vec{M}_A + \vec{M}_R + \vec{M}_D$ — сумма моментов сил действующих на МЛА: \vec{M}_A и \vec{M}_R — аэродинамические моменты создаваемые корпусом МЛА (зависящие от углов α и β) и АДР (зависящие от углов $\delta(\gamma)_{Ry(m)}$ и $\delta(\gamma)_{Rz(m)}$); \vec{M}_D — демпфирующий, зависящий от угловой скорости поворота МЛА [14]. Решение данного уравнения проводится относительно связанной СК.

Для решения поставленной задачи вводятся четыре временных интервала: $\Delta t_k = 1$ мкс — шаг решения дифференциальных уравнений и, $t_k = \Delta t_k \cdot k$, где $k = 0, 1, 2 \dots k_p = 100$; $\Delta t_p = 100$ мкс — шаг расчетов кватернионов перехода из земной СК в подвижные СК и $\Delta t_p = \Delta t_k \cdot k_p$, $t_p = \Delta t_p \cdot p$, $p = 1, 2, 3 \dots p_m = 333$; $\Delta t_m = 33,3$ мс — шаг расчетов угловых скоростей поворота ЛВЦ и выдачи данных для управления МЛА и $\Delta t_m = \Delta t_p \cdot p_m$, $t_m = \Delta t_m \cdot m$, $m = 1, 2, 3 \dots m_{ism} = \left[\frac{t_{ism}}{\Delta t_m} \right] + 1$, t_{ism} — полный временной интервал расчетов (максимально допустимое время полета МЛА до цели плюс некоторое дополнительное время), $\left[\frac{t_{ism}}{\Delta t_m} \right]$ — неполное частное.

Тогда из уравнений (1) и (2) составим систему дифференциальных уравнений в проекциях на оси связанной и скоростной СК (с индексами S — относительно связанной СК, V — относительно скоростной СК), описывающих движение МЛА в промежутке времени Δt_p , с шагом Δt_k :

$$\begin{cases} \vec{L}_{S(k)} + \vec{\omega}_{S(k)} \times \vec{L}_{S(k)} = \vec{M}_{A_{-}(k)} + \vec{M}_{D_{-}x(k)} + \vec{M}_{R_{-}x(k)} \\ \vec{\omega}_{V(k)} = \mathbf{H} \cdot \vec{\omega}_{S(k)} \\ \vec{V}_{MLA_{-}V(k)} + \vec{\omega}_{V(k)} \times \vec{V}_{MLA_{-}V(k)} = \frac{\vec{F}_{A_V(k)} + \vec{F}_{R_V(k)} + \vec{F}_{V(k)}}{m} \end{cases} \quad (3)$$

где $\vec{\omega}_{V(k)}$ — отображение вектора $\vec{\omega}$ в скоростной СК, \mathbf{H} — вспомогательная матрица перехода из связанной СК в скоростную через углы Эйлера-Крылова.

Решения системы дифференциальных уравнений проводилось методом Рунге_Кутта 4–5 порядка функцией *ode45*.

Отображения векторов в земной, связанной и скоростной СК проводятся с помощью кватернионов [15]:

$\Phi_{m,p}$ — кватернион перехода из земной СК в скоростную;

$\Gamma_{m,p}$ — кватернион перехода из земной СК в связанную;

$\Gamma_{m,p} = \tilde{\Phi}_{m,p} \circ \Gamma_{m,p}$ — кватернион перехода из связанной СК в скоростную (волнистая линия над кватернионом обозначает сопряженный кватернион).

Умножение кватернионов и отображение векторов проводятся с помощью функций *quantmultiply* и *quatrotate*.

Координаты МЛА в земной СК рассчитываются по формуле:

$$\vec{R}_{MLA_{-}g(m,p)} = \vec{R}_{MLA_{-}g(m,p-1)} + \frac{\left(\vec{V}_{MLA_{-}g(m,p-1)} + \vec{V}_{MLA_{-}g(m,p)} \right) \cdot \Delta t_p}{2}$$

где $\vec{V}_{MLA_{-}g(m,p)}$ — скорость МЛА в земной СК, и

$$\vec{V}_{MLA_{-}g(m,p)} = \Phi_{m,p} \circ \vec{V}_{MLA(m,p)} \circ \tilde{\Phi}_{m,p}$$

а отображение силы тяжести в скоростной СК, на момент $t_1 = 0$, будет иметь вид:

$$\vec{G}_{V(k=0)} = \tilde{\Phi}_{m,p} \circ \vec{G}_g \circ \Phi_{m,p}$$

При решении системы дифференциальных уравнений (3) получаем «истинные» значения угловых скоростей собственных колебаний относительно скоростной СК, угловой скорости поворота вектора скорости МЛА, и значения углов для компонентов кватернионов Φ и Γ , а так же углы α и β . В работе [16] рассмотрен вариант фильтрации значений угловых скоростей собственных колебаний МЛА, а в работе [17] приведен расчет угловой скорости поворота ЛВЦ с помощью фильтра Калмана.

Суть метода пропорциональной навигации заключается в том, что угловая скорость поворота вектора скорости МЛА ($\vec{\omega}_{MLA}$) пропорциональна угловой скорости поворота ЛВЦ ($\vec{\omega}_{LV}$), согласно формуле:

$$\vec{\omega}_{MLA} = c \cdot \vec{\omega}_{LV}$$

где c — навигационный коэффициент.

Рассматривая формулу (1) относительно скоростной СК видно, что угловая скорость поворота МЛА пропорциональна силе перпендикулярной вектору скорости, а сила, в случае управления МЛА, можно считать пропорциональной углу отклонения рулей. Тогда, с учетом малости углов собственных колебаний, сила, создаваемая АДР в течении времени Δt_m , имеет вид:

$$\begin{cases} F_{R_V_{-}zV} = F_R^0 \cdot \delta_{y(m)_{-}u}^R(\tilde{t}_u) \\ F_{R_V_{-}yV} = F_R^0 \cdot \delta_{z(m)_{-}u}^R(\tilde{t}_u) \end{cases}$$

$$\delta_{y(m)_u}^R(\tilde{t}_u) = c \cdot k_{\omega}^{\delta} \cdot \left| \vec{\omega}_{LV(m)} \right| \cdot \sin(\gamma_{m_u} + \arctg(\zeta_m)),$$

$$\delta_{z(m)_u}^R(\tilde{t}_u) = c \cdot k_{\omega}^{\delta} \cdot \left| \vec{\omega}_{LV(m)} \right| \cdot \cos(\gamma_{m_u} + q_{LV(m)} \cdot \arctg(\zeta_m)),$$

$$\zeta_m = \frac{\omega_{LV_y(m)}}{\omega_{LV_z(m)}},$$

$$\gamma_{m_u} = \gamma_{m_{u-1}} + \gamma_{sk(k)},$$

где F_R^0 — коэффициент определяющий аэродинамические свойства рулей; $\delta_{y(m)_u}^R(\tilde{t}_u)$ и $\delta_{z(m)_u}^R(\tilde{t}_u)$ — углы отклонения АДР при $0 \leq \tilde{t}_u \leq \Delta t_m$ и $\tilde{t}_u = m_u \cdot \Delta t_k$, $0 \leq m_u \leq \frac{\Delta t_m}{\Delta t_k} - 1$; γ_{m_u} — угол поворота МЛА во круг оси OX за время \tilde{t}_u ; $q_{LV(m)}$ — *signum*-функция.

Математическое описание взаиморасположения МЛА и цели

Рассмотрим положение МЛА и цели в земной СК, как показано на рис. 2.

Радиус-вектор \vec{r}_{MLA} , соединяющий начало системы координат $O_{g_g} X_g Y_g Z_g$ и центр массы МЛА, определяет положение МЛА в земной СК, вектор \vec{r}_{tar} — положение цели. Вектор дальности \vec{r}_{LV} , лежащий на ЛВЦ и соединяющий центр массы МЛА и цель, является естественной мерой расстояния между МЛА и целью [13].

$$\vec{r}_{LV} = \vec{r}_{tar} - \vec{r}_{MLA}.$$

Дифференцируя полученное уравнение по времени, получим:

$$\vec{V}_{LV} = -\vec{V}_{otn} = \vec{V}_{tar} - \vec{V}_{MLA},$$

где \vec{V}_{LV} — скорость изменения линии визирования (скорость цели относительно МЛА), \vec{V}_{otn} — скорость МЛА относительно цели, \vec{V}_{tar} — скорость цели.

Представив вектор \vec{r}_{LV} в виде произведения модуля вектора r_{LV} и единичного вектора \vec{e}_r :

$$\vec{r}_{LV} = r_{LV} \cdot \vec{e}_r,$$

продифференцировав по времени, и проведя преобразования, как рассмотрено в [18], получим:

$$\vec{V}_{LV} = \vec{V}_r + \vec{\omega}_r \times \vec{r}_{LV} \quad (4)$$

где \vec{V}_r — скорость изменения длины вектора \vec{r}_{LV} , $\vec{\omega}_r$ — угловая скорость поворота ЛВЦ.

С помощью уравнения (4) рассчитывается «истинная» угловая скорость поворота ЛВЦ, с которой проводятся сравнения.

Отобразив вектор дальности \vec{r}_{LV} в связанной СК, с помощью кватерниона $T_{m,p=p}$ рассчитываются углы пеленга цели. «Зашумление» углов пеленга $\varphi_{y(m)}$ и $\varphi_{z(m)}$ проводим с помощью функции *randn*.

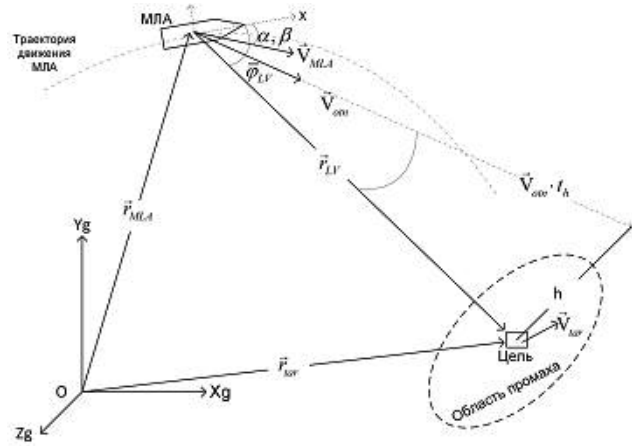


Рис. 2. Взаимное расположение МЛА и цели в земной СК.

Расчет мгновенного промаха — промаха, который был бы, если, начиная с рассматриваемого момента времени, МЛА и цель двигались бы равномерно и прямолинейно [13], проводится, для удобства расчетов, относительно скоростной СК по формулам:

$$h_{V_y(m,p)} = r_{LV_y(m,p)} + \frac{V_{LV_y(m,p)} \cdot r_{LV_x(m,p)}}{V_{LV_x(m,p)}},$$

$$h_{V_z(m,p)} = r_{LV_z(m,p)} + \frac{V_{LV_z(m,p)} \cdot r_{LV_x(m,p)}}{V_{LV_x(m,p)}},$$

$$h_{(m,p)} = \sqrt{(h_{V_y(m,p)})^2 + (h_{V_z(m,p)})^2},$$

а фактический промах h_{min} , в процессе проведения пропорциональной навигации, это минимальное значение модуля вектора дальности:

$$h_{min} = r_{LV_min} = \min(|r_{LV}|).$$

На рис. 3 приведена блок-схема алгоритма математической модели АСУ МЛА.

Оконные приложение ввода-вывода данных математической модели АСУ МЛА

Для удобства ввода-вывода данных математической модели АСУ МЛА и проведенных исследований были созданы оконные приложения с помощью утилиты GUIDE. На рис. 4 приведено рабочее окно для ввода основных параметров МЛА и цели.

В выделенной области «**Параметры МЛА**» вводятся начальные параметры движения МЛА: скорость (V_0), угол тангажа (Θ_0) и начальные координаты (X_0, Z_0) в земной СК (обычно $[0, Y_0, 0]$), а в окно (Y_0) выводится начальная высота МЛА, после расчетов углов пеленга ($\varphi_{Y_0}, \varphi_{Z_0}$), относительно скоростной СК.

В выделенной области «**Доп. параметры**» вводятся временные параметры необходимые для расчетов: $\Delta t(n)$ — шаг времени расчета систем

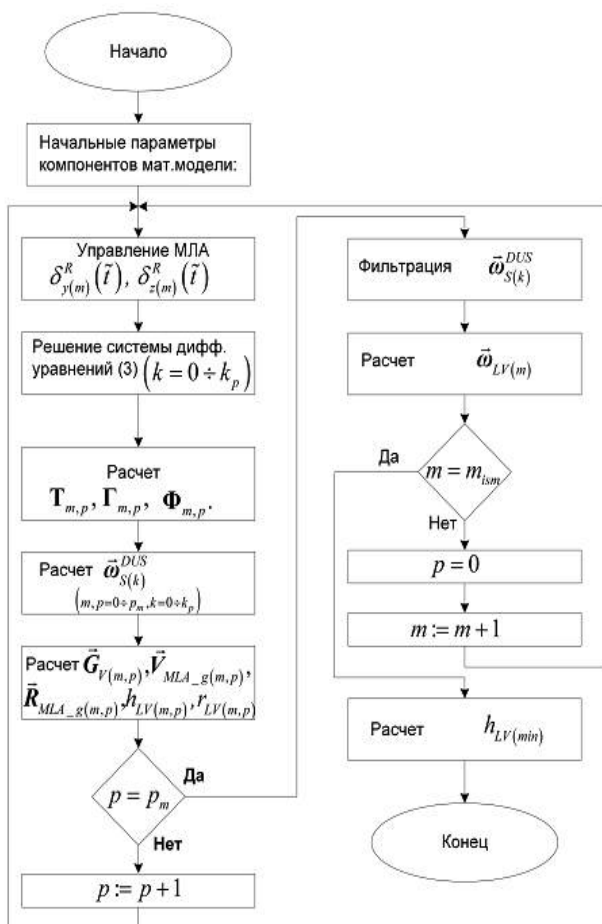


Рис. 3. Блок-схема алгоритма управления МЛА АСУ.

дифференциальных уравнений; $\Delta t(k)$ — шаг времени расчета величин системы дифференциальных уравнений и фильтрации угловой скорости собственных колебаний МЛА; t_{ism} — общее время одного расчета; ν — частота данных о положении цели; N — количество расчетов с заданными параметрами МЛА и цели; R_{LV_ras} — расстояние между МЛА и целью, с которого начинается расчет угловой скорости поворота линии визирования цели.

В выделенной области «**Параметры Цели**» выводятся начальные параметры движения цели, координат и пеленга цели относительно скоростной СК: $V0_t$ — модуль постоянной скорости движения цели; χ_x — угол между вектором скорости и осью $O_g X_g$ земной СК; R_{LV_max} — расстояние между МЛА и целью, с которого начинают проводиться исследования движения МЛА, ϕ_{y0}, ϕ_{z0} — углы пеленга относительно скоростной СК при R_{LV_max} ; $X0_t, Z0_t$ — координаты цели относительно земной СК (рассчитываются при выборе углов пеленга); h_{LV_0} — начальный мгновенный промах.

При нажатии кнопки «**Выбор параметров**» выводится диалоговое окно для ввода величин: $V0_t, \chi_x, \phi_{y0}, \phi_{z0}, R_{LV_max}$.

При нажатии кнопки «**Расчет аэродинамических параметров**» выводится диалоговое окно для ввода аэродинамических параметров МЛА.

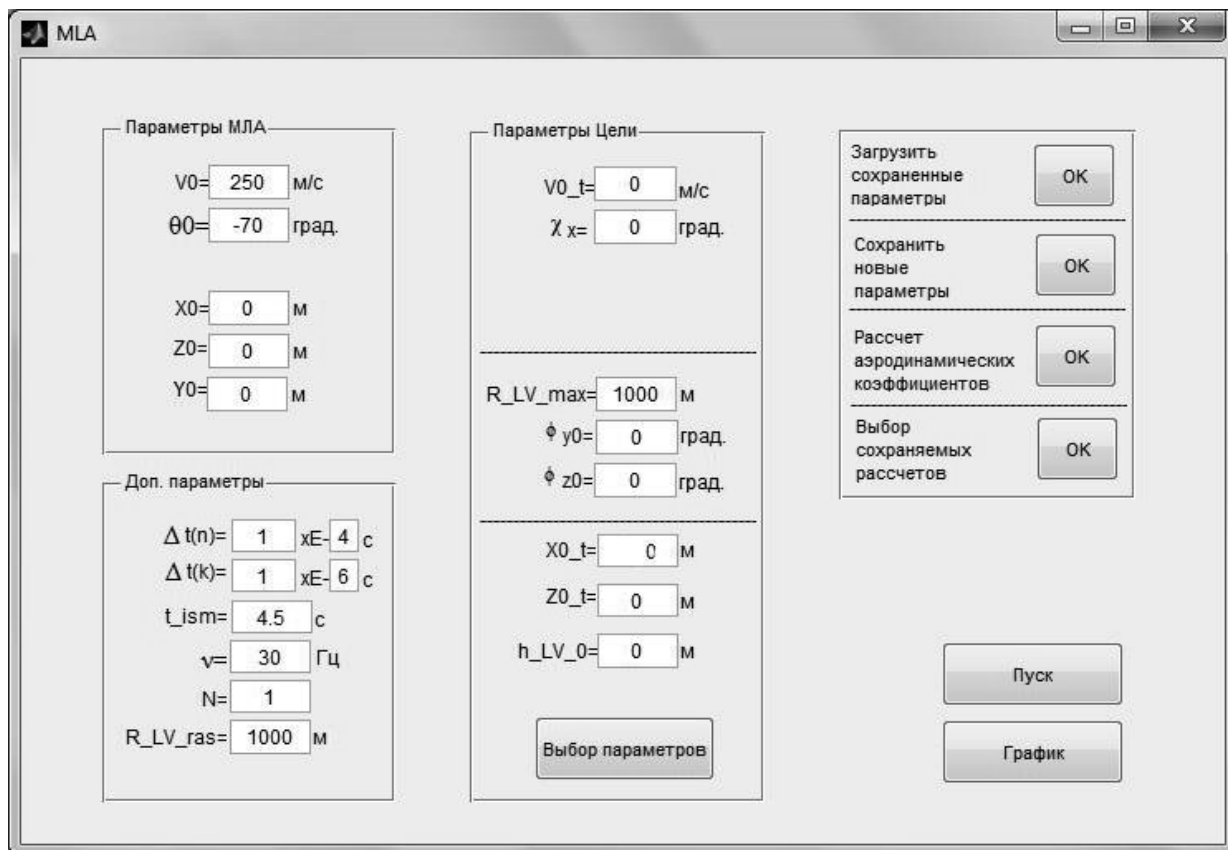


Рис. 4. Рабочее окно для ввода параметров МЛА и цели.

При нажатии кнопки «**Пуск**» производится запуск работы программы математической модели АСУ МЛА.

При нажатии кнопки «**График**» выводится диалоговое окно с возможностью выбора запуска

необходимого диалогового окна «**Исследование параметров движения МЛА**» или «**Анализ промаха МЛА**», для проведения необходимых исследований. При выборе диалогового окна «**Исследование параметров движения МЛА**» запустится

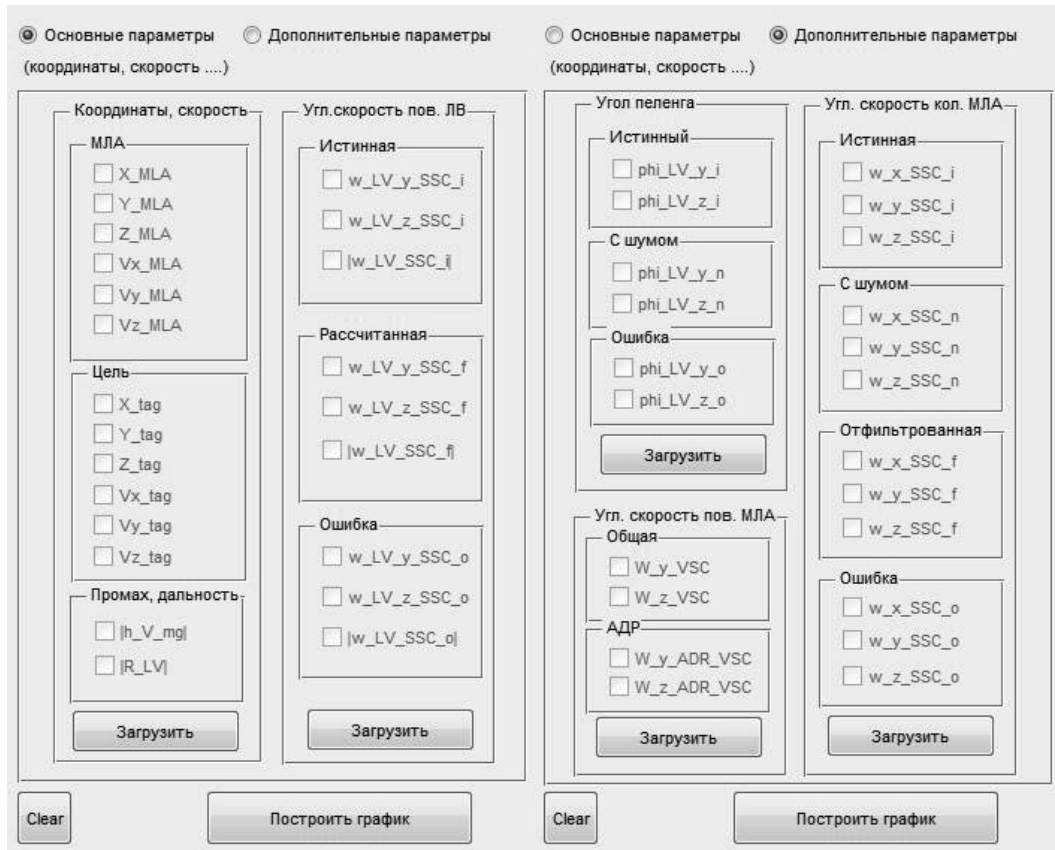


Рис. 5. Диалоговое окно «Исследование параметров движения МЛА».

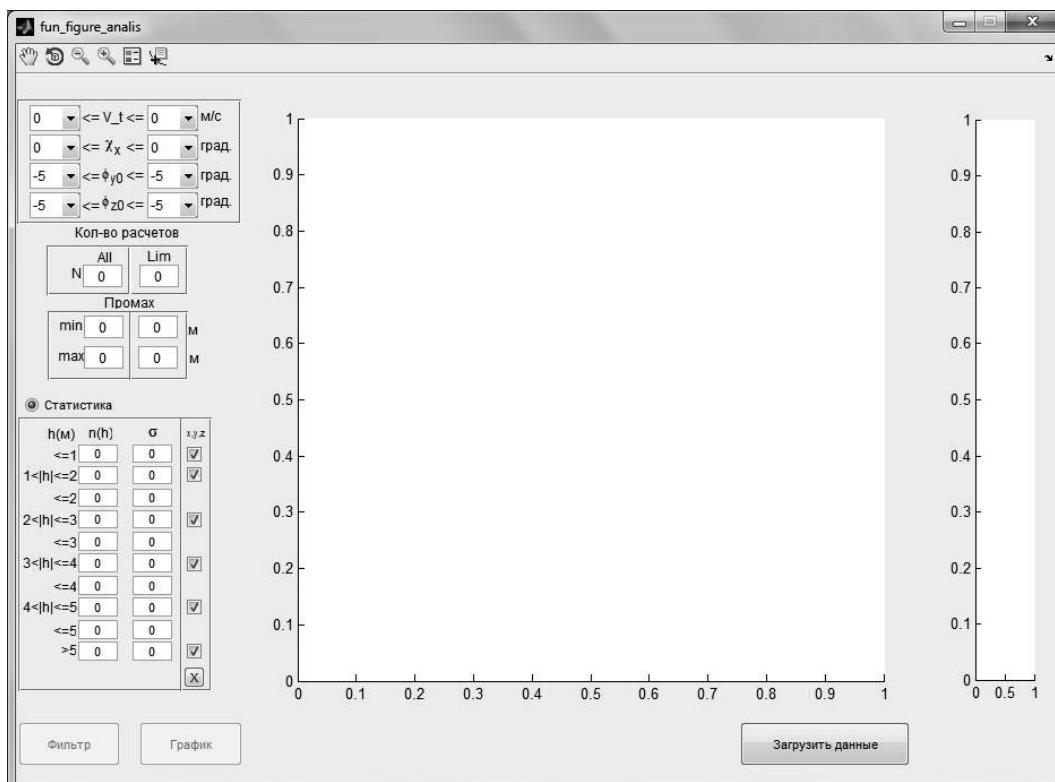


Рис. 6. Диалоговое окно «Анализ промаха МЛА».

приложение, приведенное на рис. 5. При выборе диалогового окна «Анализ промаха МЛА» запустится приложение, приведенное на рис. 6.

Заключение

Разработанная математическая модель с достаточной точностью имитирует работу АСУ МЛА, а именно, проводит фильтрацию значений ДУСов, рассчитывает угловую скорость поворота ЛВЦ, управляет АDR. С помощью разработанной математической модели возможно проводить исследования эффективности расчета угловой скорости поворота ЛВЦ, эффективности управления АDR, углов пеленга, траектории движения МЛА, мгновенный и фактический промахи, а также статистический анализ промахов.

Литература

1. Тимошенко С.П., Кульчицкий А.П. // Известия вузов. Электроника. 2012. № 6. С. 51
2. Гольцова М. М., Юдинцев В. А. // Нано- и Микросистемная техника. 2008. № 4. С. 9
3. Kraft Michael and White Neil M. MEMS for automotive and aerospace applications.— Cambridge.: Woodhead Publishing Limited, 2013.
4. <http://www.tekno.ru> / Официальный сайт ООО «ТеКнол». Дата обращения 04.12.2013.
5. <http://www.mriprogress.ru> / Официальный сайт НПО «ПРОГРЕСС». Дата обращения 04.12.2013.
6. Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Дятлов С. А. Интегрированные приборы определения параметров движения космического аппарата // 2-я Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Тезисы.— Таруса: ИКИ РАН, 2010.— С. 6–7.
7. Аванесов Г. А., Бессонов Р. В., Куркина А.Н. Опыт использования микромеханических датчиков угловой скорости в составе приборов звездной ориентации // Третья Всероссийская научно-техническая конференция «Современные проблемы ориентации и навигации космических аппаратов». Тезисы.— Таруса: ИКИ РАН, 2012.— С. 10–11.
8. Тимошенко С.П., Кульчицкий А.П. // Оборонный комплекс — научно-техническому прогрессу России. 2012. № 3. С. 93.
9. Егоров К. // Зарубежное военное обозрение. 2009. № 9. С. 51
10. Бабичев В., Рабинович В. // Обозрение армии и флота. 2007. № 4. С. 18
11. Зубов В. // Зарубежное военное обозрение. 2009. № 11. С. 41
12. Энциклопедия «Оружие и технологии России. XXI век». Боеприпасы и средства поражения.— М.: Оружие и технологии, 2006.— Т. 12.
13. Кринецкий Е.И. Системы самонаведения.— М.: Машиностроение, 1970.
14. Колесников К.С. Динамика ракет.— М.: Машиностроение, 2003.
15. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем.— М.: Наука. 1992.
16. Тимошенко С.П., Кульчицкий А.П. // Оборонный комплекс — научно-техническому прогрессу России. 2013. № 1. С. 70
17. Тимошенко С.П., Кульчицкий А.П. // Оборонный комплекс — научно-техническому прогрессу России. 2014. № 2.
18. Маркеев А. П. Теоретическая механика: Учебник для университетов.— М.: ЧеРо, 1999.

Mathematical model of the small aircraft management using the proportionate navigation by MATLAB program

S. P. Timoshenkov¹ and A. P. Kulchitsky²

¹National Research University of Electronic Technology
5 passage 4806, Zelenograd, Moscow, 124498, Russia.

E-mail: spt@miee.ru

²Microproject, Ltd.

125 Varshavskoe shosse, Moscow, Russia.

E-mail: ankkap@mail.ru

Received February 10, 2014

A variant of a stand-alone control system for MEMS gyroscopes for rotating roll small aircraft. The mathematical model of control small aircraft using proportionate navigation.

PACS: 02.60.CB

Keywords: micromechanics; MEMS; gyroscope; angular velocity; navigation; orientation; self-guidance system; Kalman filter.

References

1. S. P. Timoshenko and A. P. Kulchitsky, *Izv. Vyssh, Uchebn. Zaved., Elektronika*, No. 6, 51 (2012).
2. M. M. Goltsova and V. A. Yudinsev, *Nano- I Mikrosist. Tekhn.*, No. 4, 9 (2008).
3. Michael Kraft and Neil M. White, *MEMS for automotive and aerospace applications*. (Cambridge.: Woodhead Publishing Limited, 2013).
4. Teknol, Ltd. (<http://www.teknol.ru>. Cited December, 23, 2013).
5. NPO PROGRESS (<http://www.mriprogress.ru>. Cited December, 04, 2013).
6. G. A. Avanesov, R. V. Bessonov, and S. A. Dyatlov, in *Proceedings of the II All-Russian Conference on Spacecraft Navigation* (Tarusa, IKI RAN, 2010), pp. 6–7.
7. G. A. Avanesov, R. V. Bessonov, and A. N. Kurkina, in *Proceedings of the III All-Russian Conference on Spacecraft Navigation* (Tarusa, IKI RAN, 2012), pp. 10–11.
8. S. P. Timoshenko and A. P. Kulchitsky, *Oboron. Kompl.— Nauchn. Tekhn. Progr. Russia*, No.3, 93 (2012).
9. K. Egorov, *Zarubezh. Voen. Obozr.*, No. 9, 51 (2009).
10. V. Babichev and V. Rabinovich, *Obozr. Arm. Flot.*, No. 4, 18 (2007).
11. V. Zubov, *Zarubezh. Voen. Obozr.*, No. 11, 41 (2009).
12. Encyclopaedia. *Weapon and Technology of Russia. XXI Century*. (Moscow, 2006). Vol. 12.
13. E. I. Krinetsky, *Homing Guidance Systems* (Mashinostroenie, Moscow, 1970) [in Russian].
14. K. S. Kolesnilov, *Rocket Dynamics* (Mashinostroenie, Moscow, 2003) [in Russian].
15. V. N. Branets and I. P. Shmygaevsky, *Introduction to Theory of Navigation Systems* (nauka, Moscow, 1992) [in Russian].
16. S. P. Timoshenko and A. P. Kulchitsky, *Oboron. Kompl.— Nauchn. Tekhn. Progr. Russia*, No.1, 70 (2013).
17. S. P. Timoshenko and A. P. Kulchitsky, *Oboron. Kompl.— Nauchn. Tekhn. Progr. Russia*, No.2, (2014).
18. A. P. Markeev, *Theoretical Mechanics CheRo*, Moscow, 1999) [in Russian].