

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-ДИМ» [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 аппаратах (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 параметрам 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, в состав которой входят: блок сканирования (БС), определяющий пеленг цели (φ_y, φ_z) относительно связанной системы координат (СК); блок навигации и ориентации (БНО), измеряющий угловые скорости вращения МЛА $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ относительно связанной СК, и состоящий из трехосевого МЭМ-ДУСа ФГ-3О, разработанного МИЭТом, и датчика температуры; блок обработки сигналов и управления (БОСиУ) состоящий из высокоскоростного вычислителя, например, ПЛИС Xilinx, Altera и др.

На конечном участке траектории движения МЛА, когда проводится управление движением МЛА, АСУ работает по следующей схеме: БОСиУ 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 ($t_k = k \cdot \Delta t_k$) фильтрует и интегрирует их, а

из полученных углов рассчитывает матрицы перехода за время Δt_m ($t_m = m \cdot \Delta t_m$). Далее, по данным пеленга

(углы $\varphi_{y(m)}$ и $\varphi_{z(m)}$) и матрицы перехода, БОСиУ рассчитывает угловую скорость поворота линии визирования

цели ЛВЦ $(\dot{\varphi}_{y(m)}, \dot{\varphi}_{z(m)})$ с помощью фильтра Кал-

мана 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.

Свешников Виктор Константинович, профессор.
Базаркин Александр Федорович, аспирант.
Мордовский государственный педагогический институт им. М. Е. Евсевьева.
Россия, 430007, г. Саранск, ул. Студенческая, д. 11а.
Тел.: (8342) 33-92-81, Факс (8342) 33-92-67.
E-mail: systemhoster@yandex.ru

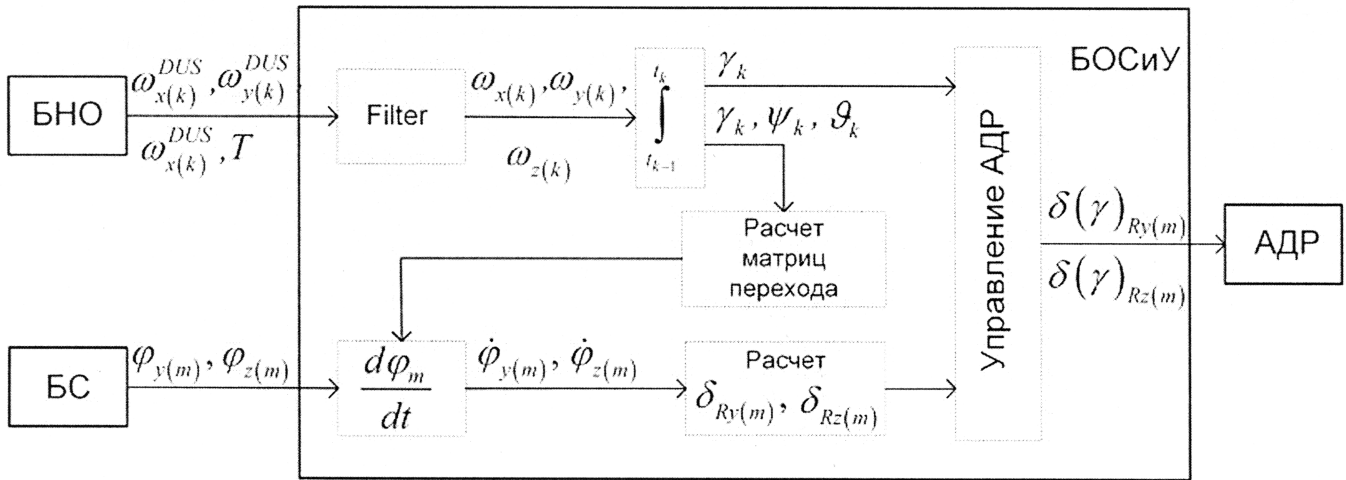


Рис. 1. Функциональная блок-схема работы АСУ на конечном участке траектории движения МЛА.

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]:

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

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

Формула (1) описывает движение центра массы МЛА, где \vec{V}_{MLA} – вектор скорости МЛА; \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 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].

Решения системы дифференциальных уравнений, составленную из уравнений (1) и (2), проводятся методом Рунге_Кутта 4-5 порядка функцией *ode45* за время Δt_p с шагом Δt_k , где $\Delta t_p < \Delta t_m$. При решении данной системы дифференциальных уравнений получаем «истинные» значения угловых скоростей собственных колебаний относительно скоростной СК, скорость МЛА и значения углов для компонентов кватернионов перехода из одной СК в другую.

Отображения векторов в земной, связанной и скоростной СК проводятся с помощью кватернионов [15] функцией *quatrotate*, умножения кватернионов – функций *quatmultiply*, а расчет координат МЛА (\vec{R}_{MLA-g}) проводятся интегрированием методом трапеций скорости движения МЛА в земной СК.

«Зашумление» исследуемых значений проводятся с использованием функции *randn*. Фильтрация значений угловых скоростей собственных колебаний МЛА проводится с помощью фильтра Калмана [16].

Математическое описание взаиморасположения МЛА и цели

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

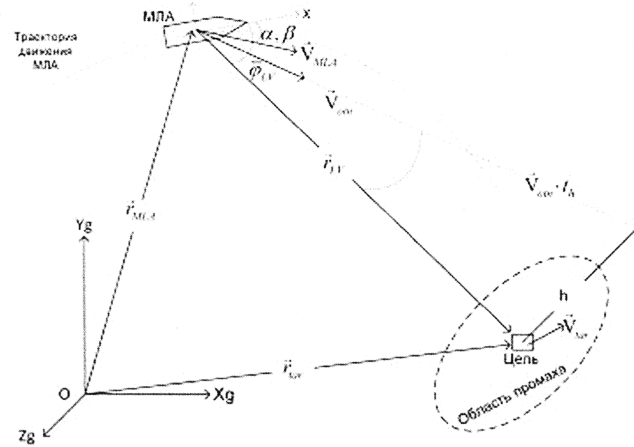


Рис. 2. Взаимное расположение МЛА и цели в земной СК.

Радиус-вектор \vec{r}_{MLA} , соединяющий начало системы координат $O_g X_g Y_g Z_g$ 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].

$$\vec{r}_{LV} = \vec{r}_{tar} - \vec{r}_{MLA}. \quad (3)$$

Дифференцируя полученное уравнение по времени, получим:

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

где \vec{V}_{LV} – скорость изменения линии визирования (скорость цели относительно МЛА), \vec{V}_{om} – 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:

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

где \dot{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 $\Phi_{m,p=p}$ рассчитываются углы пеленга цели. «Зашумление» углов пеленга $\Phi_y(m)$ и $\Phi_z(m)$ проводим с помощью функции *randn*.

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:

$$h_{(m)} = \left| \vec{r}_{LV_r(m)} + \vec{V}_{LV_r(m)} \cdot \frac{r_{LV_r-x(m)}}{V_{LV_r-x(m)}} \right|,$$

Заключение

Разработанная математическая модель с достаточной точностью имитирует работу АСУ МЛА, а именно, проводит фильтрацию значений ДУСов, рассчитывает угловую скорость поворота ЛВЦ, управляет АДР. С помощью разработанной математической модели возможно проводить исследования эффективности расчета угловой скорости поворота ЛВЦ, эффективности управления АДР, 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.teknol.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. Езоров К. // Зарубежное военное обозрение. 2009. № 9. С. 51.
10. Бабичев В., Рабинович В. // Обзорение 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.

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. Timoshenkov 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. Timoshenkov 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. Kolesnikov, *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. Timoshenkov and A. P. Kulchitsky, *Oboron. Kompl. – Nauchn. Tekhn. Progr. Russia*, No.1, 70 (2013).
17. S. P. Timoshenkov and A. P. Kulchitsky, *Oboron. Kompl. – Nauchn. Tekhn. Progr. Russia*, No.2, (2014).