Александров Е.Е., ***Украина***
Беляев С.Н., Кононенко В.А. ***Харьков***

Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт»

УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ НАВЕДЕНИЯ ОСНОВНОГО ВООРУЖЕНИЯ ЛЕГКОБРОНИРОВАННОЙ БОЕВОЙ МАШИНЫ

Современные объекты бронетанковой техники оснащаются стабилизаторами вооружения – специальными системами автоматического регулирования, позволяющими эффективно вести прицельный огонь с ходу. Ведение прицельного огня с ходу без системы стабилизации невозможно из-за значительных колебаний корпуса бронеобъекта. Устанавливаются стабилизаторы как на танки, так и на некоторые легкобронированные машины (ЛБМ) – БМП-2, БМП-3, БМД-2, БМД-3 и др. [1].

В стабилизаторах вооружения чувствительными элементами являются гироскопические датчики угла и угловой скорости, служащие для измерения угловых отклонений и угловых скоростей пушки (в вертикальной плоскости) и башни с пушкой (в горизонтальной плоскости). Электронный блок управления формирует сигнал, пропорциональный этим отклонениям, который подается на исполнительные приводы (гидроцилиндры, гидромоторы, электродвигатели постоянного тока) в качестве управляющего воздействия. Рассмотрим вариант, когда для наведения и стабилизации боевого модуля ЛБМ в вертикальной и горизонтальной плоскостях в качестве исполнительных приводов используется электродвигатель ЭДМ-500 с возбуждением от постоянных магнитов и номинальной мощностью 500 Вт, частотой вращения вала 2500 об/мин (261,8 рад/с), моментом на валу 1,93 Н·м. При этом одним из технических требований к стабилизатору является возможность разгона приводного двигателя до номинальной частоты и полного торможения за время не более 0,1 с.

Развитие датчиковой аппаратуры и микропроцессорной техники убеждает авторов в принципиальной возможности отказа от построения стабилизаторов вооружения на дорогостоящих гироскопических приборах. В данной работе предлагается использовать принципы бесплатформенных инерциальных систем (БИС) для управления электроприводами системы наведения и стабилизации вооружения ЛБМ. БИС широко применяются для управления космическими летательными аппаратами и навигации воздушных, морских и наземных транспортных средств [2, 3]. В таких системах задача определения ориентации объекта сводится к нахождению некоторых параметров, однозначно определяющих угловую ориентацию связанной с объектом ортогональной системы координат по отношению к некоторой принятой за инерциальную системе координат. В качестве параметров ориентации используют углы Эйлера – Крылова, параметры Родрига – Гамильтона (кватернионы), параметры Кейли – Клейна и ряд других. Исходной информацией для вычисления этих параметров являются составляющие вектора угловой скорости вращения связанной с объектом системы координат, измеряемые с помощью датчиков угловой скорости (ДУС). Параметры ориентации определяются путем численного интегрирования в бортовом вычислителе кинематических уравнений. Авторы для определения ориентации боевого модуля ЛБМ выбрали параметры Родрига – Гамильтона, основываясь на том, что интегрирование кинематических уравнений в этом случае требует меньшей производительности бортового вычислителя [2, 4].

В работе [5] приведена математическая модель совместного движения башенки и боевого модуля ЛБМ. В этой модели были приняты некоторые допущения и создана упрощенная модель стабилизатора вооружения в вертикальной плоскости. Рассмотрим режим наведения. Задаваемая ориентация модуля определяется величинами углов башенки $\varphi_{\text{б}}(0)$ и пушки $\varphi_{\text{п}}(0)$. Этой ориентации соответствует кватернион $\overline{M} = (\mu_0, \mu_1, \mu_2, \mu_3)$, где

$$\begin{aligned} &\mu_0 = \cos\frac{\varphi_{\text{б}}(0)}{2}\cos\frac{\varphi_{\text{п}}(0)}{2}; \quad \mu_1 = \sin\frac{\varphi_{\text{б}}(0)}{2}\sin\frac{\varphi_{\text{п}}(0)}{2}; \\ &\mu_2 = \sin\frac{\varphi_{\text{б}}(0)}{2}\cos\frac{\varphi_{\text{п}}(0)}{2}; \quad \mu_3 = \cos\frac{\varphi_{\text{б}}(0)}{2}\sin\frac{\varphi_{\text{п}}(0)}{2}. \end{aligned} \qquad (1)$$

Текущая ориентация модуля определяется численным интегрированием кинематических уравнений методом Эйлера с реверсом и нормировкой. Обозначим кватернион текущей ориентации модуля $\overline{\Lambda} = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$, причем $\lambda_0(0) = 1$; $\lambda_1(0) = 0$; $\lambda_2(0) = 0$; $\lambda_3(0) = 0$. Тогда на нечетном такте работы бортового вычислителя алгоритм определения параметров Родрига – Гамильтона имеет вид:

$$\begin{aligned} &\lambda_1(n) = \lambda_1(n-1) + \frac{T}{2}\left\{\lambda_0(n-1)\omega_{\text{б}x}(n) + \lambda_2(n-1)\omega_{\text{б}z}(n) - \lambda_3(n-1)\omega_{\text{б}y}(n)\right\}; \\ &\lambda_2(n) = \lambda_2(n-1) + \frac{T}{2}\left\{\lambda_0(n-1)\omega_{\text{б}y}(n) + \lambda_3(n-1)\omega_{\text{б}x}(n) - \lambda_1(n-1)\omega_{\text{б}z}(n)\right\}; \\ &\lambda_3(n) = \lambda_3(n-1) + \frac{T}{2}\left\{\lambda_0(n-1)\omega_{\text{б}z}(n) + \lambda_1(n-1)\omega_{\text{б}y}(n) - \lambda_2(n-1)\omega_{\text{б}x}(n)\right\}; \\ &\lambda_0(n) = \sqrt{1 - \lambda_1^2(n) - \lambda_2^2(n) - \lambda_3^2(n)}, \end{aligned} \qquad (2)$$

а на четном такте составляющие кватерниона вычисляются в обратной последовательности:

$$
\begin{aligned}
&\lambda_3(n)=\lambda_3(n-1)+\frac{T}{2}\left\{\lambda_0(n-1)\omega_{fz}(n)+\lambda_1(n-1)\omega_{fy}(n)-\lambda_2(n-1)\omega_{fx}(n)\right\};\\
&\lambda_2(n)=\lambda_2(n-1)+\frac{T}{2}\left\{\lambda_0(n-1)\omega_{fy}(n)+\lambda_3(n)\omega_{fx}(n)-\lambda_1(n-1)\omega_{fz}(n)\right\};\\
&\lambda_1(n)=\lambda_1(n-1)+\frac{T}{2}\left\{\lambda_0(n-1)\omega_{fx}(n)+\lambda_2(n)\omega_{fz}(n)-\lambda_3(n-1)\omega_{fy}(n)\right\};\\
&\lambda_0(n)=\sqrt{1-\lambda_1^2(n)-\lambda_2^2(n)-\lambda_3^2(n)},
\end{aligned}
\tag{3}
$$

где n – номер такта работы бортового вычислителя; T – величина такта (принималась равной 0,005 с); $\omega_{fx}, \omega_{fy}, \omega_{fz}$ – сигналы с ДУС после преобразования в цифровую форму и фильтрации.

Кватернион рассогласований $\delta\overline{\Lambda}=(\delta\lambda_0, \delta\lambda_1, \delta\lambda_2, \delta\lambda_3)$ определяется следующим образом:

$$
\begin{aligned}
&\delta\lambda_0(n)=\mu_0(n)\lambda_0(n)+\mu_1(n)\lambda_1(n)+\mu_2(n)\lambda_2(n)+\mu_3(n)\lambda_3(n);\\
&\delta\lambda_1(n)=\mu_0(n)\lambda_1(n)-\mu_1(n)\lambda_0(n)-\mu_2(n)\lambda_3(n)+\mu_3(n)\lambda_2(n);\\
&\delta\lambda_2(n)=\mu_0(n)\lambda_2(n)-\mu_2(n)\lambda_0(n)+\mu_1(n)\lambda_3(n)-\mu_3(n)\lambda_1(n);\\
&\delta\lambda_3(n)=\mu_0(n)\lambda_3(n)-\mu_3(n)\lambda_0(n)-\mu_1(n)\lambda_2(n)+\mu_2(n)\lambda_1(n).
\end{aligned}
\tag{4}
$$

Управляющий сигнал формируется по такому закону:

$$
U_я(n)=-k_\vartheta\left[2\delta\lambda_0(n)\delta\lambda_3(n)\right]+k_{\dot\vartheta}\omega_{fz}(n);\quad |U_я|\le 27\text{ В}.
\tag{5}
$$

Уравнения динамики электродвигателя записываются в виде [6]:

$$
\begin{aligned}
&I_э\frac{d\omega_д}{dt}=M_э-M_н;\\
&L_я\frac{di_я}{dt}=U_я-r_я i_я-K_E\omega_д,
\end{aligned}
\tag{6}
$$

где $I_э$ – момент инерции якоря электродвигателя, равный $2{,}7\cdot 10^{-4}$ кг·м^2; $\omega_д$ – угловая скорость якоря, рад/с; $M_э$ – крутящий момент двигателя, приведенный к якорю, Н·м; $M_н$ – момент нагрузки на валу якоря; $L_я$ – индуктивность якоря, равная 0,33 мГн; $i_я$ – ток якоря, А; $r_я$ – сопротивление цепи якоря, составляющее 0,076 Ом; K_E – постоянная электродвигателя по противо-э.д.с., равная 0,0675 В·с.

Крутящий момент $M_э$ электродвигателя определяется по формуле

$$
M_э=K_M i_я,
\tag{7}
$$

где K_M – постоянная двигателя по вращающему моменту, равная 0,0675 Н·м/А.

На рис. 1 приведены графики напряжения и тока якоря электродвигателя ЭДМ-500, а на рис. 2 – графики угловой скорости $\omega_д$ якоря двигателя, угла $\varphi_п$ и угловой скорости $\omega_п$ пушки боевого модуля ЛБМ при отработке стабилизатором заданного угла наведения 0,1 рад для коэффициентов усиления $k_\vartheta=250$ и $k_{\dot\vartheta}=7$. Видно, что разгон электродвигателя до номинальной частоты и полное торможение происходят за промежутки времени, приблизительно равные 0,1 с. Участок графика величины $\omega_д$ на интервале от 0 до 0,015 с соответствует работе люфтовыбирающего устройства.

Результаты имитационного моделирования убеждают авторов в необходимости дальнейшей работы по синтезу стабилизатора вооружения ЛБМ на основе БИС.

ЛИТЕРАТУРА

1. Карпенко А.В. Обозрение отечественной бронетанковой техники (1905–1955 гг.). – СПб: Невский бастион, 1996. – 480 с.

2. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О. Н. Анучин, Г. И. Емельянцев / Под общ. ред. чл.-кор. РАН В .Г. Пешехонова. – СПб., 1999. – 357 с.

3. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука, 1992. – 280 с.

4. Успенский В.Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата: Монография. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2006. – 328 с.

5. Александров Е.Е., Кононенко В.А., Беляев С.Н., Чайковский Р.И., Якименко О.Н. Об особенностях построения математической модели совместного движения башенки и боевого модуля как объектов регулирования в комплексах управления вооружением для легкобронированных боевых машин // Механіка та машинобудування. – 2007. – № 2. – С. 3–26.

6. Чиликин М.Г. Основы автоматизированного электропривода. Учебное пособие для вузов / [М. Г. Чиликин, М. М. Соколов, В. М. Терехов и др.]. – М.: Энергия, 1974. – 568 с.

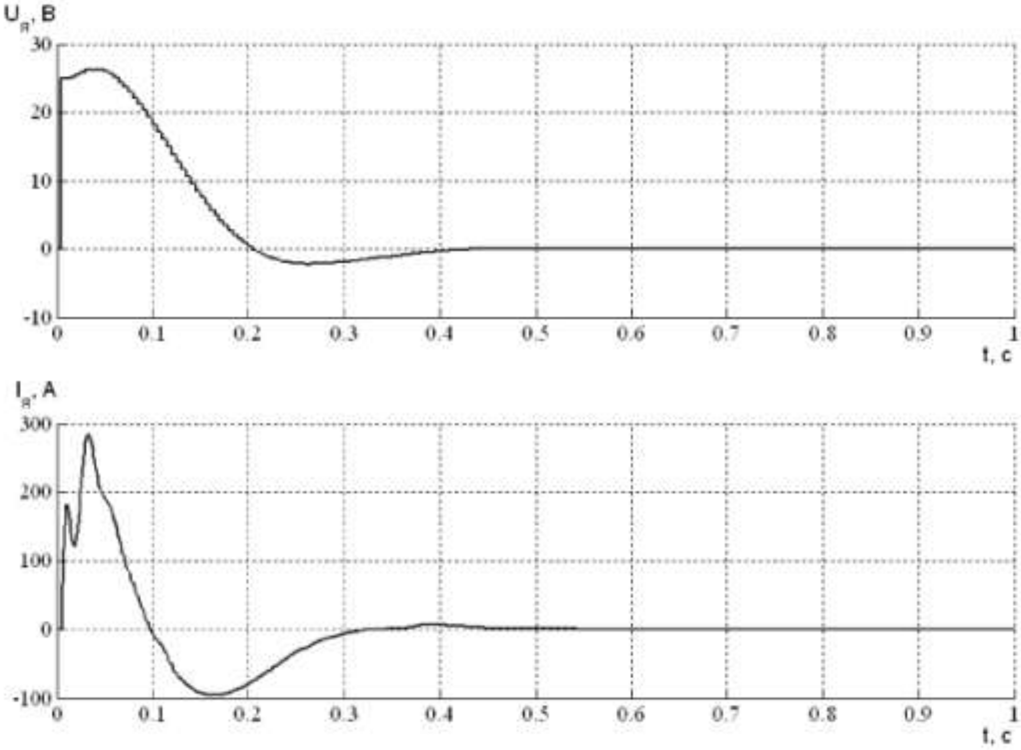

Рис. 1. Напряжение и ток якоря электродвигателя ЭДМ-500 при отработке стабилизатором угла наведения 0,1 рад для коэффициентов закона управления (5) $k_\vartheta = 250$ и $k_{\dot{\vartheta}} = 7$

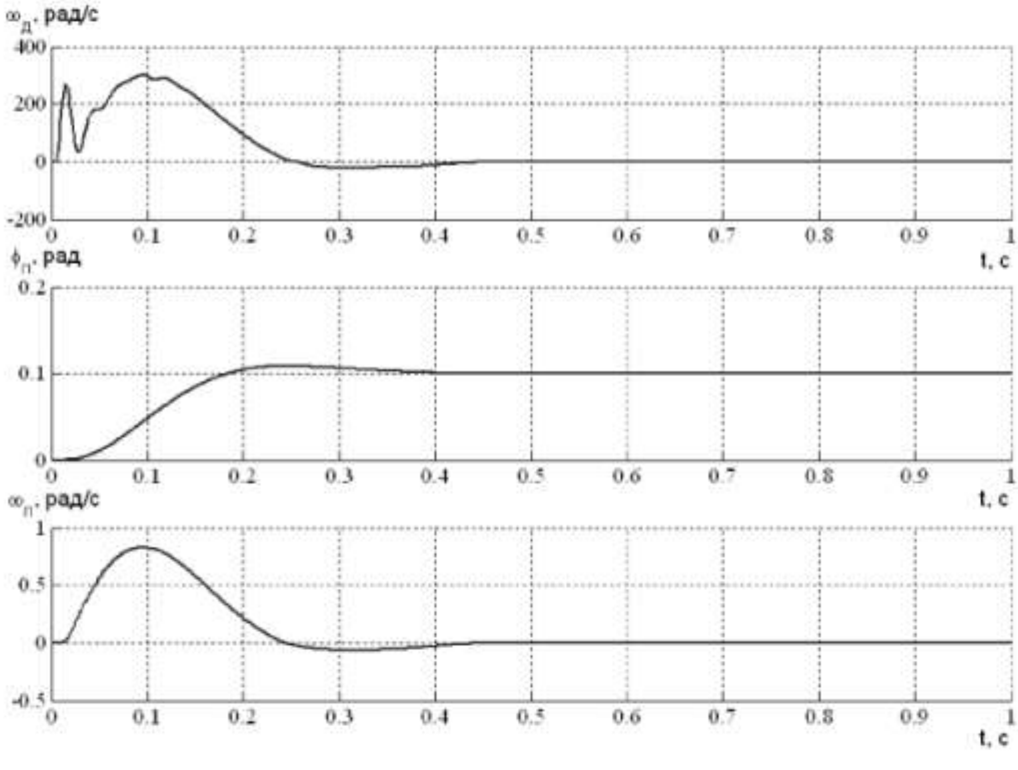

Рис. 2. Переходные процессы в стабилизаторе