

**С.Н. БЕЛЯЕВ** (г. Харьков)

## **МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ СТАБИЛИЗАТОРА ВООРУЖЕНИЯ ЛЕГКОБРОНИРОВАННОЙ БОЕВОЙ МАШИНЫ, ПОСТРОЕННОГО НА ОСНОВЕ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ**

У статті наведено результати комп'ютерного моделювання спрощеної моделі стабілізатора озброєння легкоброньованої бойової машини, побудованого на основі безплатформеної інерціальної системи. Виконано аналіз одержаних перехідних процесів.

In the article the simulation results of the simplified model of the light-armored fighting vehicle armament stabilizer are considered. Analysis of the transients obtained is made.

**Постановка задачі.** Об'єкти бронетехніки оснащуються стабілізаторами озброєння – спеціальними системами автоматичного регулювання, позволяющими ефективно вести прицельний огонь с ходу. Ефективне ведення огня с ходу без стабілізатора неможливо из-за значительных колебаний корпуса бронееобъекта [1]. Стабілізатори устанавлюються на танки и на легкобронированные боевые машины (ЛБМ) БМП-3, БМД-3 и др. [2].

В стабілізаторах озброєння чутливими елементами являються гіроскопічні датчики угла и углової швидкості, служачі для вимірювання кутових відхилень и кутових швидкостей пушки (в вертикальній площині) и башні с пушкою (в горизонтальній площині). Електронний блок формує сигнал, пропорційний цим відхиленням, який подається на виконавчі приводи (гідроциліндри, електродвигачі) в якості управляючого впливу. Рівень розвитку сучасної датчикової апаратури и мікропроцесорної техніки дозволяє відмовитися від побудови стабілізаторів озброєння на дорогостоящих гіроскопічних приладах, які мають достатньо великі габарити и масу, а також вимагають суттєвого часу готовності к роботі. В даній статті пропонується використовувати принципи безплатформених інерціальних систем (БИС) для синтезу стабілізатора озброєння ЛБМ. БИС широко використовуються для управління космічними летальними апаратами и навігації транспортних засобів [3, 4]. В таких системах задача визначення орієнтації об'єкта зводиться к знаходженню деяких параметрів, однозначно визначаючих кутову орієнтацію зв'язаної с об'єктом ортогональної системи координат по відношенню к деякій прийнятій за інерціальну систему координат. В якості параметрів орієнтації використовують кути Ейлера – Крылова, параметри Родрига – Гамильтона (кватерніони), параметри Кейлі – Клейна и ряд інших. Исходной інформацією для визначення цих параметрів являються складові вектора кулової швидкості вращення зв'язаної с об'єктом системи координат, вимірюємі с допомогою датчиків кулової швидкості.

сти. Параметры ориентации определяются численным интегрированием в бортовом вычислителе кинематических уравнений. Автор предлагает для определения ориентации боевого модуля ЛБМ применять параметры Родрига – Гамильтона, поскольку интегрирование кинематических уравнений в этом случае требует меньшей производительности бортового вычислителя [3].

К стабилизаторам вооружения современных ЛБМ предъявляются жесткие технические требования. Так, к стабилизатору с исполнительным электродвигателем ЭДМ-500 одним из требований является возможность отработки в режиме наведения угла  $(3,0 \pm 0,5)^\circ$  за время не более 0,1 с.

**Анализ последних исследований и публикаций.** Пути усовершенствования стабилизаторов основного вооружения бронетехники проанализированы в работах [5, 6]. Возможность отказа от применения механических гироскопов также является объектом исследований отечественных ученых. Так, в работе [7] предлагается использовать микрогироскопы для измерения угловых скоростей в системах стабилизации вооружения ЛБМ взамен обычных гириахметров.

**Формулировка цели статьи.** Целью данной работы является анализ принципиальной возможности построения стабилизатора вооружения ЛБМ на основе БИС путем имитационного моделирования.

**Исходные допущения.** В работе [8] приведена математическая модель совместного движения башенки и боевого модуля ЛБМ, схема взаимного расположения которых на корпусе машины представлена на рис. 1. С целью анализа принципиальной возможности синтеза стабилизатора на основе БИС в этой модели были приняты следующие допущения:

- положение центра масс модуля относительно осей координат, связанных с модулем, характеризуется вектором  $\bar{X}_M = col(x_M, 0, 0)$ ;
- положение полюса поворота башенки относительно центра масс машины определяется вектором  $\bar{r}_1 = col(0, r_{1y}, 0)$ ;
- положение полюса системы координат, связанной с модулем, относительно полюса системы координат, связанной с башенкой, характеризуется вектором  $\bar{r}_L = col(0, r_{ly}, 0)$ ;
- при движении машины по пересеченной местности ее подрессоренный корпус колеблется в поперечной и продольной плоскостях с угловыми скоростями и ускорениями, задаваемыми по гармоническим законам таким образом, чтобы моделируемые угловые скорости и ускорения приблизительно соответствовали реальным при движении ЛБМ по пересеченной местности;
- башенка не вращается, т.е.  $j_b = \dot{j}_b = 0$ , но повернута на некоторый заданный угол  $j_b$  ( $-2p \leq j_b \leq 2p$ );
- модуль вооружения вращается вокруг оси цапф, угол поворота  $-20^\circ \leq j_p \leq 60^\circ$ ;
- линейные ускорения корпуса ЛБМ не учитываются;

- оси системы координат, связанные с модулем, не являются главными и центральными; тензор инерции модуля задан своими компонентами:

$$I_M = \begin{pmatrix} I_{xx}^M & -I_{xy}^M & -I_{xz}^M \\ -I_{yx}^M & I_{yy}^M & -I_{yz}^M \\ -I_{zx}^M & -I_{zy}^M & I_{zz}^M \end{pmatrix}.$$

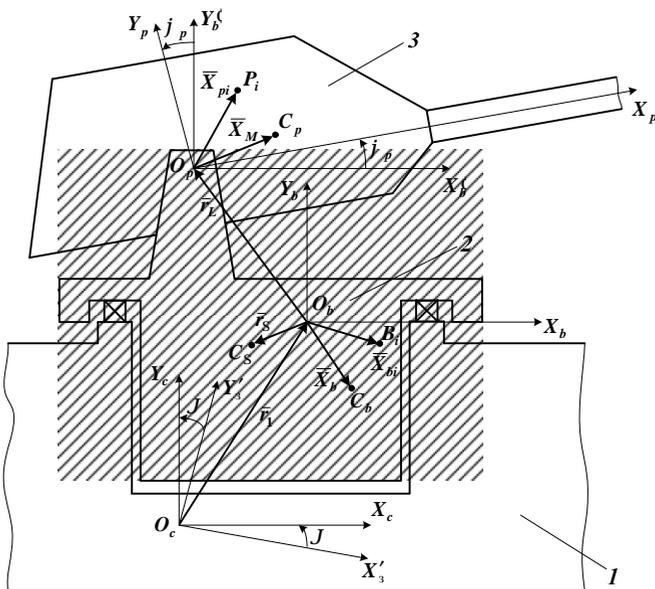


Рис. 1 – Схема расположения модуля вооружения и башенки на корпусе ЛБМ:  
 1 – корпус ЛБМ; 2 – башенка; 3 – модуль вооружения;  $O_c$  – центр масс машины;  
 $O_c X'_3 Y'_3 Z'_3$  – земная система координат, приведенная к полюсу  $O_c$ ;  $O_c X_c Y_c Z_c$  – система координат, связанная с корпусом машины (ССК);  $C_b$  – центр масс башенки;  
 $\bar{X}_b$  – радиус-вектор положения центра масс башенки;  $C_p$  – центр масс модуля;  
 $\bar{X}_M$  – радиус-вектор положения центра масс модуля;  $O_b X_b Y_b Z_b$  – система координат, связанная с подвижной относительно корпуса башенкой;  $\bar{r}_1$  – радиус-вектор положения полюса  $O_b$  относительно полюса  $O_c$  ССК;  $\bar{r}_L$  – радиус-вектор положения полюса  $O_p$  системы координат  $O_p X_p Y_p Z_p$ , связанной с поворачивающимся относительно оси  $O_p Z_p$  модулем;  $C_\Sigma, r_\Sigma$  – соответственно центр масс и радиус-вектор положения центра масс системы «башенка – модуль»;  $\bar{X}_{pi}$  и  $\bar{X}_{bi}$  – радиус-векторы положения материальных точек  $P_i$  и  $B_i$  соответственно модуля и башенки

**Моделирование датчиковой аппаратуры.** При имитационном моделировании стабилизатора вооружения ЛБМ учитывалось квантование сигналов с датчиков угловой скорости модуля вооружения по уровню. Принималось, что в дискретные моменты времени значения этих сигналы определяются следующим образом:

$$w_{fi}(nT) = E \left( \frac{w_{pi}(nT)}{e_p} \right) \cdot e_p; i = x, y, z, \quad (1)$$

где  $\langle E(\dots) \rangle$  – целая часть выражения в скобках;  $n$  – номер такта работы вычислителя;  $T$  – величина такта (принималась равной 0,005 с);  $w_{pi}(nT)$  – проекции угловой скорости модуля в моменты времени  $nT$ ;  $e_p$  – цена разряда аналого-цифрового преобразователя (АЦП) (принималось, что АЦП 11-ти разрядное).

**Алгоритм вычисления параметров Родрига – Гамильтона.** Заданная ориентация модуля определяется соответствующими углами башенки и модуля  $j_{b3}$  и  $j_{p3}$ . Этой ориентации соответствует заданный кватернион  $\overline{M} = (m_0, m_1, m_2, m_3)$ , компоненты которого определяются по формулам

$$m_0 = \cos \frac{j_{b3}}{2} \cos \frac{j_{p3}}{2}; m_1 = \sin \frac{j_{b3}}{2} \sin \frac{j_{p3}}{2} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix};$$

$$m_2 = \sin \frac{j_{b3}}{2} \cos \frac{j_{p3}}{2}; m_3 = \cos \frac{j_{b3}}{2} \sin \frac{j_{p3}}{2} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}.$$

Текущая ориентация модуля определяется численным интегрированием кинематических уравнений методом Эйлера с реверсом и нормировкой.

Обозначим кватернион текущей ориентации модуля  $\overline{\Lambda} = (I_0, I_1, I_2, I_3)$ , причем  $I_0(0) = 1; I_1(0) = 0; I_2(0) = 0; I_3(0) = 0$ .

Тогда на нечетном такте работы бортового вычислителя алгоритм определения параметров Родрига – Гамильтона имеет вид:

$$I_1(n) = I_1(n-1) + \frac{T}{2} \{ I_0(n-1)w_{fx}(n) + I_2(n-1)w_{fz}(n) - I_3(n-1)w_{fy}(n) \};$$

$$I_2(n) = I_2(n-1) + \frac{T}{2} \{ I_0(n-1)w_{fy}(n) + I_3(n-1)w_{fx}(n) - I_1(n)w_{fz}(n) \};$$

$$I_3(n) = I_3(n-1) + \frac{T}{2} \{ I_0(n-1)w_{fz}(n) + I_1(n)w_{fy}(n) - I_2(n)w_{fx}(n) \};$$

$$I_0(n) = \sqrt{1 - I_1^2(n) - I_2^2(n) - I_3^2(n)},$$

а на четном такте составляющие кватерниона вычисляются в обратной последовательности:

$$I_3(n) = I_3(n-1) + \frac{T}{2} \{I_0(n-1)w_{fz}(n) + I_1(n-1)w_{fy}(n) - I_2(n-1)w_{fx}(n)\};$$

$$I_2(n) = I_2(n-1) + \frac{T}{2} \{I_0(n-1)w_{fy}(n) + I_3(n)w_{fx}(n) - I_1(n-1)w_{fz}(n)\};$$

$$I_1(n) = I_1(n-1) + \frac{T}{2} \{I_0(n-1)w_{fx}(n) + I_2(n)w_{fz}(n) - I_3(n)w_{fy}(n)\};$$

$$I_0(n) = \sqrt{1 - I_1^2(n) - I_2^2(n) - I_3^2(n)},$$

где  $w_{fx}$ ,  $w_{fy}$ ,  $w_{fz}$  – сигналы с датчиков угловой скорости, определяемые по формуле (1).

**Формирование управляющего воздействия.** Составляющие кватерниона рассогласований  $\overline{d\Lambda} = (dI_0, dI_1, dI_2, dI_3)$  определяется следующим образом:

$$dI_0(n) = m_0(n)I_0(n) + m_1(n)I_1(n) + m_2(n)I_2(n) + m_3(n)I_3(n);$$

$$dI_1(n) = m_0(n)I_1(n) - m_1(n)I_0(n) - m_2(n)I_3(n) + m_3(n)I_2(n);$$

$$dI_2(n) = m_0(n)I_2(n) - m_2(n)I_0(n) + m_1(n)I_3(n) - m_3(n)I_1(n);$$

$$dI_3(n) = m_0(n)I_3(n) - m_3(n)I_0(n) - m_1(n)I_2(n) + m_2(n)I_1(n).$$

Управляющий сигнал формируется по такому закону:

$$U_{\text{я}}(n) = -k_J [2dI_0(n)dI_3(n)] + k_{\text{ж}} w_{fz}(n); |U_{\text{я}}| \leq 27 \text{ В}. \quad (2)$$

Управляющий сигнал (2) поступает на обмотку якоря приводного электродвигателя ЭДМ-500, который обрабатывает угловое рассогласование между заданным углом наведения и текущим угловым положением модуля вооружения ЛБМ.

На рис. 2 приведены переходные процессы в стабилизаторе при значениях коэффициентов усиления закона управления (2)  $k_J = 250$  и  $k_{\text{ж}} = 7$  в режиме наведения, полученные в результате имитационного моделирования.

**Выводы.** Как видно из графиков на рис. 2, время обработки угла наведения величиной  $3^\circ$  (0,052 рад) не удовлетворяет предъявляемым к стабилизатору вооружения ЛБМ техническим требованиям. На основании полученных результатов моделирования можно сделать вывод о необходимости исследований по выбору оптимальных коэффициентов закона управления (2) и

применению других законов управления для повышения быстродействия разрабатываемой системы. В целом возможность синтеза стабилизатора вооружения ЛБМ на основе БИС представляется автору вполне реальной, что убеждает в необходимости продолжать исследования.

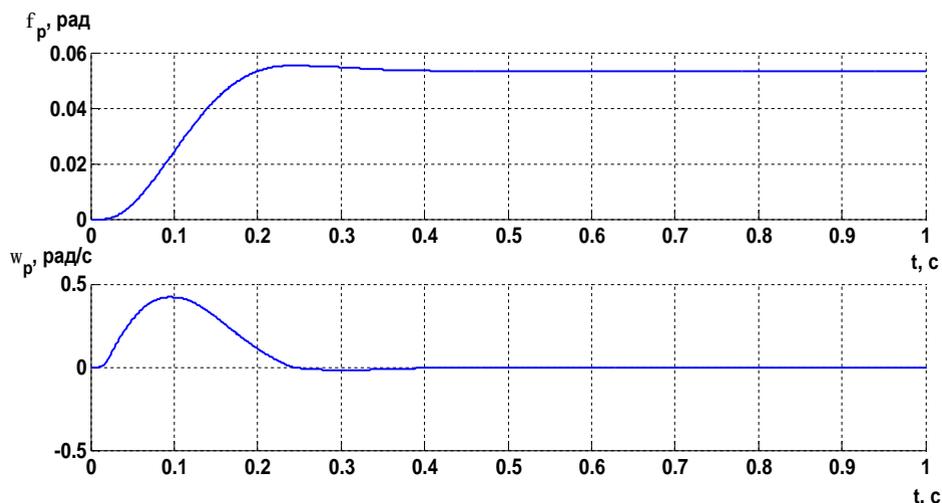


Рис. 2 – Переходные процессы в стабилизаторе при отработке заданного угла наведения величиной  $3^\circ$  (0,052 рад)

**Список литературы:** 1. Корнеев В.В., Кузнецов М.И., Кузьмин Л.П. и др. Основы автоматики и танковые автоматические системы. – М.: АБВТ, 1976. – 546 с. 2. Карпенко А.В. Обзорение отечественной бронетанковой техники (1905–1955 гг.). – СПб: Невский бастион, 1996. – 480 с. 3. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О. Н. Анучин, Г. И. Емельянцеv / Под общ. ред. чл.-кор. РАН В.Г. Пешехонова. – СПб., 1999. – 357 с. 4. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. – М.: Наука, 1992. – 280 с. 5. Оліярник Б.О., Чайковський Р.І., Бондарук А.Б. Шляхи модернізації системи наведення і стабілізації серійних танків // Механіка та машинобудування. – 2006. – № 2. – С. 183–189. 6. Александров Е.Е., Богатыренко К.И., Истомина А.Е. Физическое моделирование нейросетевой микропроцессорной системы наведения танковой пушки // Артиллерийское и стрелковое вооружение. – 2007. – № 1. – С. 27–30. 7. Оліярник Б.О., Чайковський Р.І., Бондарук А.Б. Застосування мікрогроскопів у стабілізаторах основного озброєння легкоброньованої техніки // Механіка та машинобудування. – 2007. – № 2. – С. 87–92. 8. 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.

Поступила в редколлегию 29.09.08