

ТРАНСПОРТНЕ МАШИНОБУДУВАННЯ

УДК 621.77

Беляев С. Н., Истомин А. Е., канд. техн. наук

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХПЛОСКОСТНОГО БЕСПЛАТФОРМЕННОГО СТАБИЛИЗАТОРА ВООРУЖЕНИЯ ЛЕГКОБРОНИРОВАННОЙ БОЕВОЙ МАШИНЫ

Постановка задачи. Современные отечественные легкобронированные боевые машины (далее ЛБМ) оснащаются вынесенным вооружением – боевыми модулями, позволяющими вести прицельный огонь с места и с ходу по неподвижным, движущимся, наземным и воздушным целям. За счет применения вынесенного вооружения обеспечивается повышение защищенности экипажа, снижена масса боевого модуля и улучшаются условия обитаемости в боевом отделении (отсутствие загазованности при стрельбе). Боевые модули стабилизируются в двух плоскостях. При этом конструкция и принцип действия стабилизаторов вооружения ЛБМ аналогичны стабилизаторам вооружения танков. В работе [1] указаны недостатки классических систем стабилизации вооружения на механических гироскопах и предложен стабилизатор на основе бесплатформенной инерциальной системы (БИС). Исследованы точность и быстродействие системы, а также выбраны оптимальные параметры закона управления стабилизатором для режима наведения в вертикальной плоскости [3, 4]. Однако, как показано в работе [2], особенности конструкции системы вооружения ЛБМ приводят к взаимовлиянию каналов управления при одновременном наведении модуля в горизонтальной и вертикальной плоскостях; влиянию углового положения модуля на инерционно-массовые характеристики системы «башенка – блок вооружения», а значительные скорости наведения при колебательном движении перемещающейся по местности ЛБМ требуют оценки влияния возникающего при этом кориолисового ускорения на величину возмущающих моментов в каналах наведения.

Указанные обстоятельства свидетельствуют о необходимости продолжения исследований стабилизатора вооружения ЛБМ на основе БИС. При этом следует оценить точность стабилизации одновременно в двух плоскостях при движении ЛБМ по пересеченной местности.

Цель работы. Целью данной статьи является оценка точности стабилизации боевого модуля ЛБМ в двух плоскостях и анализ полученных результатов с точки зрения удовлетворения техническим требованиям.

Модель динамики боевого модуля ЛБМ. В работе [2] с участием автора разработана математическая модель движения боевого модуля ЛБМ. Данная модель позволяет учесть ряд особенностей конструкции вооружения ЛБМ, а именно:

- смещение центра вращения башенки относительно осей связанной с корпусом ЛБМ системы координат;
- смещение центра масс системы «башенка – блок вооружения» относительно центра вращения башенки;

- центр масс блока вооружения смещен относительно осей связанной с ним системы координат;
- центр вращения блока вооружения смещен относительно центра вращения башенки по продольной и вертикальной координатам.

Указанные особенности конструкции боевого модуля и его расположение на корпусе отображено на рис. 1, где показана расчетная схема принятых систем координат корпуса ЛБМ, башенки и блока вооружения.

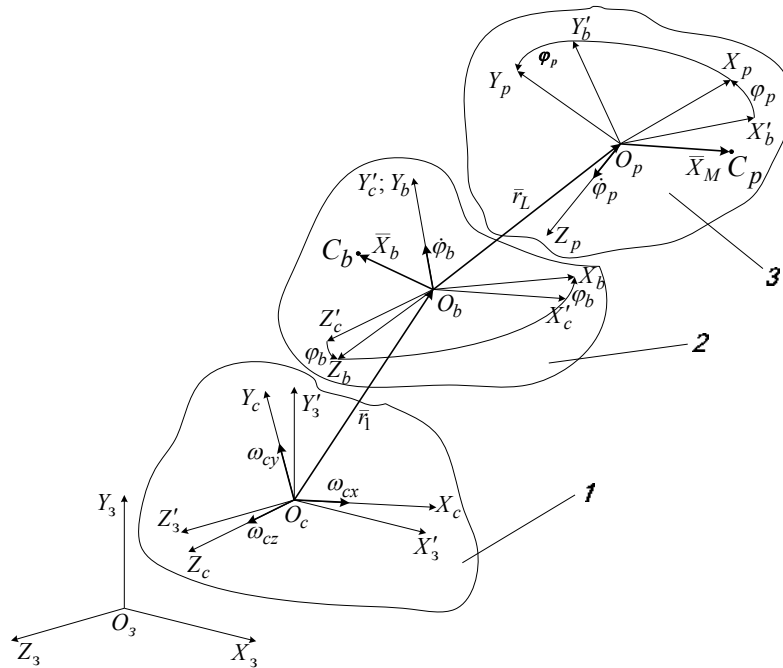


Рис. 1. Расчетная схема расположения систем координат:
1 – корпус; 2 – башенка; 3 – блок вооружения

$O_c X_3 Y_3 Z_3$ – неподвижная земная система координат; 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 блока вооружения; \bar{X}_M – радиус-вектор центра масс блока вооружения; $O_b X_b Y_b Z_b$ – 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 $O_p Z_p$ блоком вооружения; $\omega_{cx}, \omega_{cy}, \omega_{cz}$ – проекции вектора угловой скорости корпуса ЛБМ в проекциях на оси ССК; $\dot{\varphi}_b, \dot{\varphi}_p$ – угловые скорости поворота соответственно башенки и блока вооружения относительно соответствующих осей

Возмущающими воздействиями для стабилизатора боевого модуля являются угловые скорости и угловые ускорения подрессоренного корпуса ЛБМ, а также линейные ускорения.

В представленной в [2] математической модели уравнения динамики боевого модуля имеют следующий вид:

$$\begin{cases} B_{yb}(t)\ddot{\varphi}_b + B_{yp}(t)\ddot{\varphi}_p + D_y(t) = M_{\Sigma_{yc}}(t); \\ B_{zb}(t)\ddot{\varphi}_b + J_{zz}^M \ddot{\varphi}_p + D_z(t) = M_{Mz}(t), \end{cases} \quad (1)$$

где переменные коэффициенты $B_{yb}(t)$, $B_{yp}(t)$, $D_y(t)$, $B_{zb}(t)$ и $D_z(t)$ являются функциями массово-геометрических характеристик боевого модуля, его расположения относительно центра масс машины, угловых скоростей и ускорений корпуса, углов и угловых скоростей поворота башенки и блока вооружения.

Решение системы дифференциальных уравнений (1) дает угловые ускорения и скорости, а также углы поворота системы «башенка – блок вооружения» и блока вооружения относительно соответствующих осей.

Абсолютная угловая скорость блока вооружения в проекциях на связанные с ним оси координат может быть представлена в виде:

$$\begin{cases} \omega_{px} = \omega_{cx} \cos \varphi_b \cos \varphi_p + \omega_{cy} \sin \varphi_p - \omega_{cx} \sin \varphi_b \cos \varphi_p + \dot{\varphi}_b \sin \varphi_p; \\ \omega_{py} = -\omega_{cx} \cos \varphi_b \sin \varphi_p + \omega_{cy} \cos \varphi_p + \omega_{cz} \sin \varphi_b \sin \varphi_p + \dot{\varphi}_b \cos \varphi_p; \\ \omega_{pz} = \omega_{cx} \sin \varphi_b + \omega_{cz} \cos \varphi_b + \dot{\varphi}_p. \end{cases} \quad (2)$$

В системе наведения и стабилизации боевого модуля на основе БИС проекции абсолютной угловой скорости модуля, измеренные датчиками угловых скоростей, являются входной информацией для алгоритмов вычисления параметров ориентации модуля, которые рассмотрены далее.

Алгоритмы вычисления параметров ориентации боевого модуля ЛБМ. Наиболее предпочтительными с точки зрения реализации в бортовом вычислителе параметрами ориентации в бесплатформенных системах являются параметры Родрига – Гамильтона (кватернионы) [3]. Для оценки текущей ориентации боевого модуля введем кватернион

$$\bar{\Lambda} = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3),$$

компоненты которого связаны с проекциями абсолютной угловой скорости модуля следующими кинематическими уравнениями:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda}_0 &= -\frac{1}{2}(\lambda_1 \omega_{px} + \lambda_2 \omega_{py} + \lambda_3 \omega_{pz}); \\ \dot{\lambda}_1 &= \frac{1}{2}(\lambda_0 \omega_{px} + \lambda_2 \omega_{pz} + \lambda_3 \omega_{py}); \\ \dot{\lambda}_2 &= \frac{1}{2}(\lambda_0 \omega_{py} + \lambda_3 \omega_{px} + \lambda_1 \omega_{pz}); \\ \dot{\lambda}_3 &= \frac{1}{2}(\lambda_0 \omega_{pz} + \lambda_1 \omega_{py} + \lambda_2 \omega_{px}) \end{aligned} \quad (3)$$

с начальными условиями

$$\bar{\Lambda}(0) = (1, 0, 0, 0).$$

Заданному наводчиком угловому положению боевого модуля соответствует кватернион

$$\bar{M} = (\mu_0, \mu_1, \mu_2, \mu_3),$$

компоненты которого вычисляются в соответствии с выражениями:

$$\begin{aligned} \mu_0 &= \cos \frac{\psi_{p3}}{2} \cos \frac{\vartheta_{p3}}{2}; \\ \mu_1 &= \sin \frac{\psi_{p3}}{2} \sin \frac{\vartheta_{p3}}{2}; \\ \mu_2 &= \sin \frac{\psi_{p3}}{2} \cos \frac{\vartheta_{p3}}{2}; \\ \mu_3 &= \cos \frac{\psi_{p3}}{2} \sin \frac{\vartheta_{p3}}{2}, \end{aligned} \tag{4}$$

где ψ_{p3} , ϑ_{p3} – заданные углы наведения боевого модуля в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно.

Для численного интегрирования кинематических уравнений (3) в бортовом вычислителе можно использовать реверсивный алгоритм с нормировкой на каждом такте, который заключается в следующем. Пусть n – такт работы бортового вычислителя. На каждом такте определяется величина нормирующего множителя:

$$S[n] = 1 - \{\lambda_0^2[n-1] + \lambda_1^2[n-1] + \lambda_2^2[n-1] + \lambda_3^2[n-1]\} \tag{5}$$

На нечетном шаге работы параметры кватерниона $\bar{\Lambda}$ вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} \lambda_0[n] &= \lambda_0[n-1] - \frac{T}{2} \{\lambda_1[n-1]\omega_{fx}[n] + \lambda_2[n-1]\omega_{fy}[n] + \lambda_3[n-1]\omega_{fz}\} + \lambda_0[n-1]S[n]/2; \\ \lambda_1[n] &= \lambda_1[n-1] + \frac{T}{2} \{\lambda_0[n-1]\omega_{fx}[n] + \lambda_2[n-1]\omega_{fz}[n] - \lambda_3[n-1]\omega_{fy}\} + \lambda_1[n-1]S[n]/2; \\ \lambda_2[n] &= \lambda_2[n-1] + \frac{T}{2} \{\lambda_0[n-1]\omega_{fy}[n] + \lambda_3[n-1]\omega_{fx}[n] - \lambda_1[n-1]\omega_{fz}[n]\} + \lambda_2[n-1]S[n]/2; \\ \lambda_3[n] &= \lambda_3[n-1] + \frac{T}{2} \{\lambda_0[n-1]\omega_{fz}[n] + \lambda_1[n-1]\omega_{fy}[n] - \lambda_2[n-1]\omega_{fx}[n]\} + \lambda_3[n-1]S[n]/2; \end{aligned} \tag{6}$$

На четном шаге последовательность вычисления параметров текущей ориентации модуля обратная:

$$\begin{aligned} \lambda_3[n] &= \lambda_3[n-1] + \frac{T}{2} \{\lambda_0[n-1]\omega_{fz}[n] + \lambda_1[n-1]\omega_{fy}[n] - \lambda_2[n-1]\omega_{fx}[n]\} + \lambda_3[n-1]S[n]/2; \\ \lambda_2[n] &= \lambda_2[n-1] + \frac{T}{2} \{\lambda_0[n-1]\omega_{fy}[n] + \lambda_3[n-1]\omega_{fx}[n] - \lambda_1[n-1]\omega_{fz}[n]\} + \lambda_2[n-1]S[n]/2; \\ \lambda_1[n] &= \lambda_1[n-1] + \frac{T}{2} \{\lambda_0[n-1]\omega_{fx}[n] + \lambda_2[n-1]\omega_{fz}[n] - \lambda_3[n-1]\omega_{fy}[n]\} + \lambda_1[n-1]S[n]/2; \\ \lambda_0[n] &= \lambda_0[n-1] - \frac{T}{2} \{\lambda_1[n-1]\omega_{fx}[n] + \lambda_2[n-1]\omega_{fy}[n] + \lambda_3[n-1]\omega_{fz}[n]\} + \lambda_0[n-1]S[n]/2, \end{aligned} \tag{7}$$

где $\omega_{fx}[n]$, $\omega_{fy}[n]$, $\omega_{fz}[n]$ – проекции абсолютной угловой скорости (2) блока вооружения, измеряемые ДУС.

Введем в рассмотрение кватернион рассогласования между текущей и заданной ориентацией модуля $\delta\bar{\Lambda} = (\delta\lambda_0, \delta\lambda_1, \delta\lambda_2, \delta\lambda_3)$.

В соответствии с формулой сложения поворотов [4] кватернион рассогласования определяется по формуле

$$\delta\Lambda = \tilde{M} \circ \Lambda,$$

где \tilde{M} – сопряженное значение кватерниона M ; « \circ » – знак операции кватернионного умножения.

Тогда компоненты кватерниона $\delta\Lambda$ будут вычисляться по формулам:

$$\begin{aligned} \delta\lambda_0[n] &= \mu_0[n]\lambda_0[n] + \mu_1[n]\lambda_1[n] + \mu_2[n]\lambda_2[n] + \mu_3[n]\lambda_3[n]; \\ \delta\lambda_1[n] &= \mu_0[n]\lambda_1[n] - \lambda_0[n]\mu_1[n] - \mu_2[n]\lambda_3[n] + \lambda_2[n]\mu_3[n]; \\ \delta\lambda_2[n] &= \mu_0[n]\lambda_2[n] - \lambda_0[n]\mu_2[n] + \mu_1[n]\lambda_3[n] + \lambda_1[n]\mu_3[n]; \\ \delta\lambda_3[n] &= \mu_0[n]\lambda_3[n] - \lambda_0[n]\mu_3[n] - \mu_1[n]\lambda_2[n] + \lambda_1[n]\mu_2[n]. \end{aligned} \quad (8)$$

С достаточной степенью точности углы рассогласования боевого модуля в горизонтальной и вертикальной плоскостях можно вычислить следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta\psi_p &= 2\delta\lambda_0[n]\delta\lambda_2[n]; \\ \Delta\vartheta_p &= 2\delta\lambda_0[n]\delta\lambda_3[n]. \end{aligned} \quad (9)$$

Формирование управляющих сигналов в каналах горизонтального и вертикального наведения будем осуществлять по пропорционально-дифференциальному закону:

$$\begin{aligned} U_b[n] &= -K_\psi \Delta\psi_p[n] - K_{\dot{\psi}} \omega_{fy}[n]; \\ U_p[n] &= -K_\vartheta \Delta\vartheta_p[n] - K_{\dot{\vartheta}} \omega_{fz}[n]. \end{aligned} \quad (10)$$

Сигналы (10) являются управляющими напряжениями для исполнительных электроприводов каналов горизонтального и вертикального наведения.

Результаты моделирования стабилизатора. Для оценки точности стабилизации боевого модуля были проведены вычислительные эксперименты, в которых моделировалась работа стабилизатора при движении ЛБМ по неровностям. При этом использовались результаты расчета комплексной математической модели динамики колесной ЛБМ, представленной в работе [5]. Моделировалось движение ЛБМ по неровностям синусоидального профиля со скоростью 6,94 м/с (25 км/ч). Двойная амплитуда неровностей составляла 0,2 м, а длина – $2L$, где L – колесная база ЛБМ, причем неровности под бортами ЛБМ были смещены друг относительно друга на 2 м. На рис. 2 представлены процессы продольно-угловых и поперечно-угловых колебаний корпуса ЛБМ, полученные в результате моделирования.

Угловые отклонения боевого модуля в горизонтальной и вертикальной плоскостях при использовании алгоритмов стабилизации на основе БИС, определяемых выражениями (4)–(10), представлены на рис. 3.

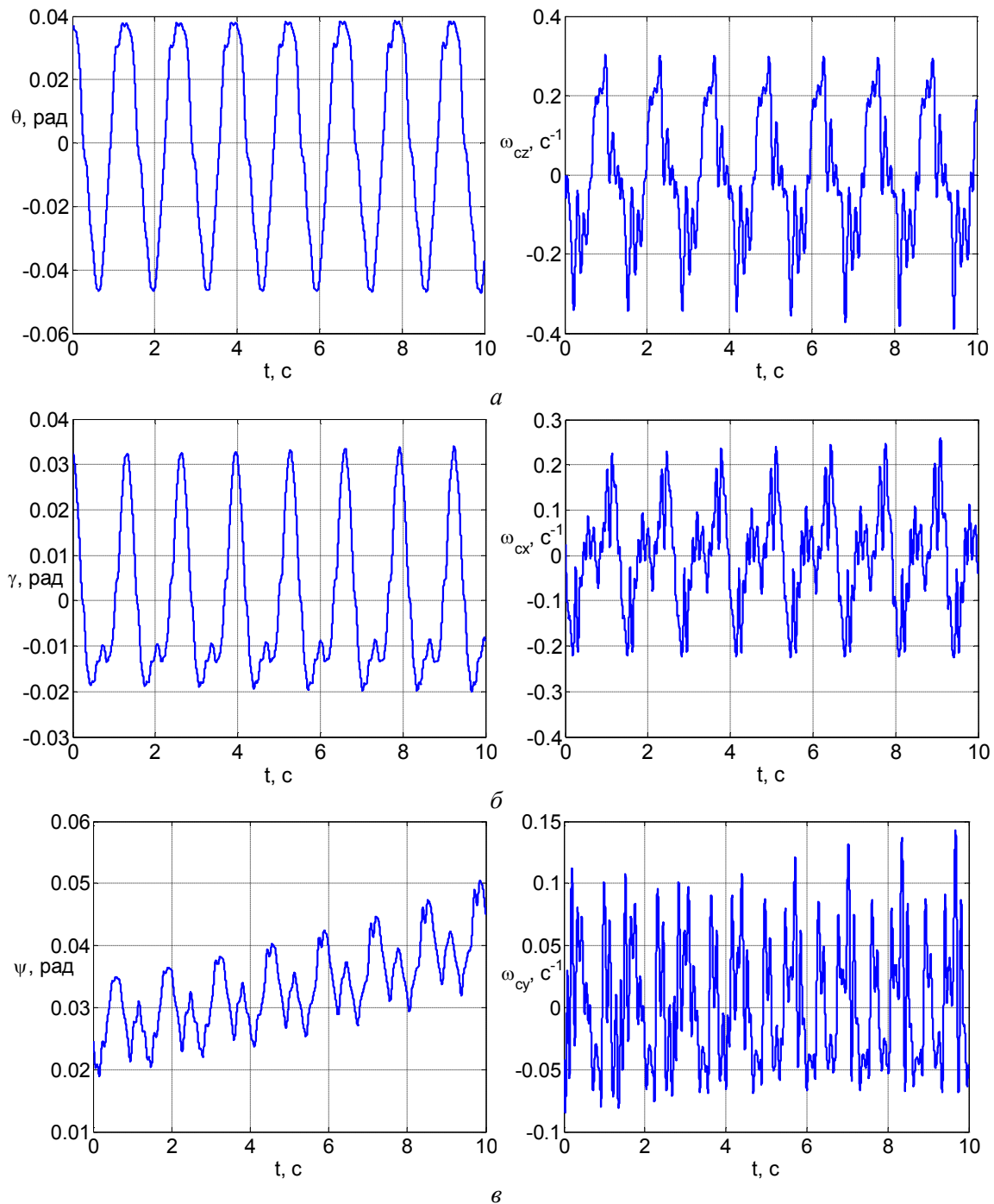


Рис. 2. Продольные (а), поперечные (б) и горизонтальные (в) угловые колебания корпуса ЛБМ

При этом были выбраны следующие значения коэффициентов законов управления стабилизатором: $K_{\psi} = 19432$; $K_{\dot{\psi}} = 1033$; $K_{\vartheta} = 19180$; $K_{\dot{\vartheta}} = 281$.

Анализ кривых, приведенных на рис. 3 показывает, что среднеквадратичное отклонение боевого модуля ЛБМ от заданного направления в вертикальной плоскости составило $2,93 \cdot 10^{-4}$ рад, а в горизонтальной – $1,5 \cdot 10^{-4}$ рад. Данные отклонения удовлетворяют техническим требованиям к стабилизатору вооружения ЛБМ.

Выводы. Алгоритмы управления стабилизатором боевого модуля легкобронированной боевой машины, построенные по принципам бесплатформенных инерциаль-

ных систем, позволяют получать точность стабилизации модуля в обеих плоскостях, удовлетворяющую техническим требованиям.

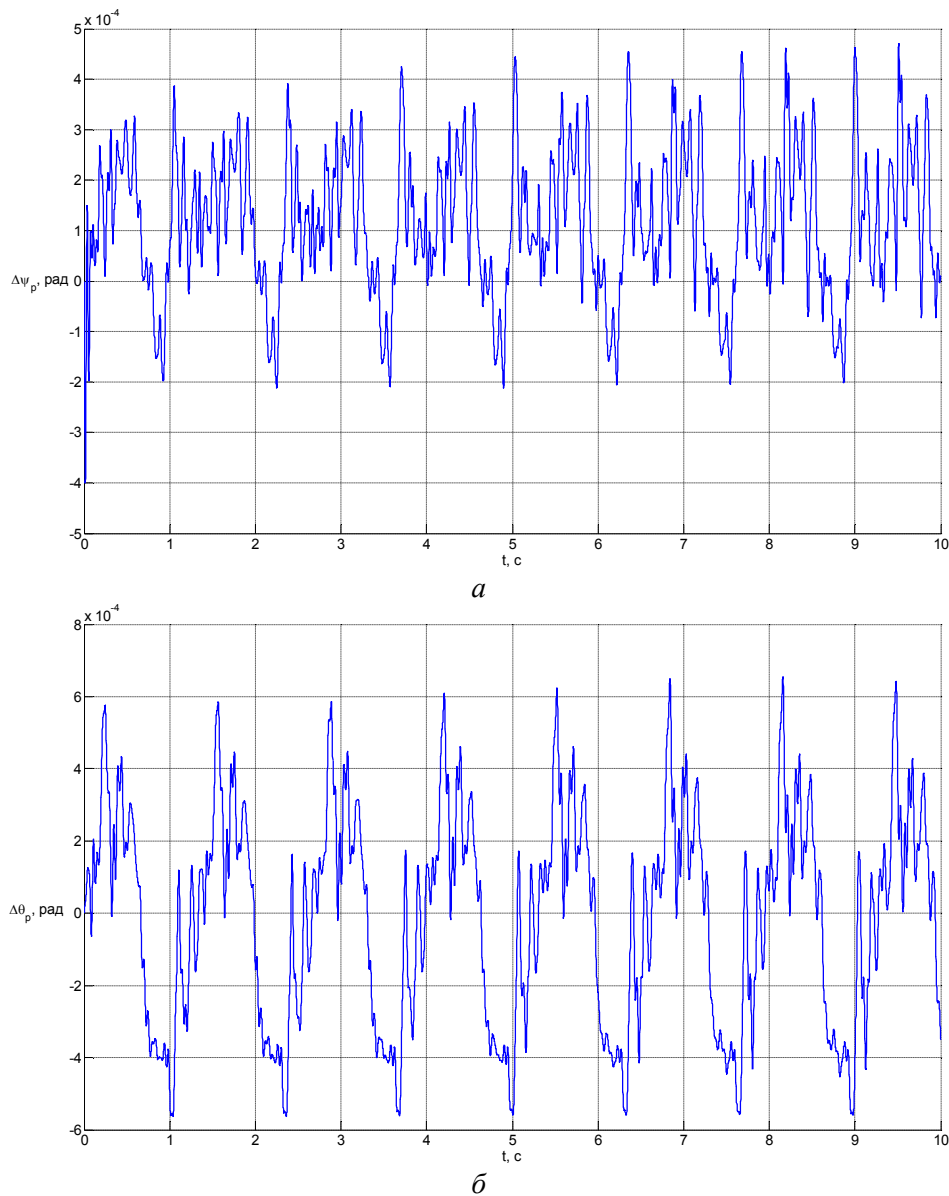


Рис. 3. Отклонения боевого модуля от заданного направления в горизонтальной (а) и вертикальной (б) плоскостях

Литература: 1. Беляев С. Н. Моделирование работы стабилизатора вооружения легкобронированной боевой машины, построенного на основе бесплатформенной инерциальной системы / С. Н. Беляев // Вісник Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут». – Харків: НТУ «ХПИ». – 2008. – № 46. – С. 40–45. 2. Об особенностях построения математической модели совместного движения башенки и боевого модуля как объектов регулирования в комплексах управления вооружением для легкобронированных боевых машин / Е. Е. Александров, В. А. Кононенко, С. Н. Беляев [и др.] // Механіка та машинобудування // Науково-технічний журнал. – Харків: НТУ «ХПИ», 2007. – № 2. – С. 3–27. 3. Успенский В. Б. Теоретические основы гиросилового управления ориентацией космического летательного аппарата: Монография. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2006. – 328 с. 4. Бранец В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с. 5. Александров Е. Е., Динамика транспортно-тяговых колёсных и гусеничных машин / Александров Е. Е., Волонцевич Д. О., Лебедев А. Т. – Харьков: ХАДИ, 2001. – 642 с.

Bibliography (transliterated): 1. Beljaev S. N. Modelirovanie raboty stabilizatora vooruzhenija legkobronirovannoj boevoj mashiny, postroennogo na osnove besplatformennoj inercial'noj sistemy / S. N. Beljaev // *Visnik Nacional'nogo tehničnogo universitetu «Harkiv'skij politehničnij institut»*. – Harkiv: NTU «HPI». – 2008. – № 46. – S. 40–45. 2. Ob osobennostjah postroenija matematičeskoj modeli sovmestnogo dvizenija bashenki i boevogo modulja kak ob#ektov regulirovanija v kompleksah upravlenija vooruzheniem dlja legkobronirovannyh boevyh mashin / E. E. Aleksandrov, V. A. Kononenko, S. N. Beljaev [i dr.] // *Mehanika ta mashinobuduvannja // Naukovo-tehničnij zhurnal*. – Harkiv: NTU «HPI», 2007. – № 2. – S. 3–27. 3. Uspenskij V. B. Teoreticheskie osnovy girosilovogo upravlenija orientaciej kosmicheskogo letatel'nogo ap-parata: Monografija. – Har'kov: NTU «HPI», 2006. – 328 s. 4. Branec V. N. Primenenie kva-ternionov v zadachah orientacii tverdogo tela / V. N. Branec, I. P. Shmyglevskij. – M.: Nauka, 1973. – 320 s. 5. Aleksandrov E. E., Dinamika transportno–tjagovyh koljosnyh i gusenichnyh mashin / Aleksandrov E. E., Voloncevich D. O., Lebedev A. T. – Har'kov: HADI, 2001. – 642 s.

Біляєв С. М., Істомін О. Є.

МОДЕЛЮВАННЯ ДВОПЛОЩИННОГО БЕЗПЛАТФОРМЕНОГО СТАБІЛІЗАТОРА ОЗБРОЄННЯ ЛЕГКОБРОНЬОВАНОЇ БОЙОВОЇ МАШИНИ

Наведено алгоритми стабілізації бойового модуля ЛБМ, розроблені за принципами безплатформених систем. Проаналізовано результати моделювання стабілізатора.

Belyaev S. N., Istomin A. E.

MODELING OF DUAL-AXIS ARMAMENT STABILIZER OF LIGHT-ARMORED FIGHTING VEHICLE

Algorithms of stabilization of the LAFV combat module developed on principles of strapdown systems are presented. The results of the simulation of the stabilizer are analyzed.

УДК 629.113.001.1

*Волонцевич Д.О., д-р техн. наук; Костяник І.В., канд. техн. наук;
Камфенкель Д.І.*

СПОСІБ ПІДВИЩЕННЯ ДОПУСТИМОЇ ШВИДКОСТІ ВЕДЕННЯ ВОГНЮ З ХОДУ ПРИ РУСІ БОЙОВИХ МАШИН ПО ПЕРЕСІЧЕНІЙ МІСЦЕВОСТІ

Постановка проблеми. Постійно зростаюча питома потужність приводить до збільшення середніх швидкостей руху машин, що навіть у випадку застосування керованих гідропневматичних підвісок і сучасного стабілізованого озброєння на пересіченій місцевості часто викликає блокування пострілу через неможливість приводів наведення встигати безупинно відпрацьовувати компенсацію великих швидкостей і амплітуд рухів.

Можливості класичних підвісок на основі металевих пружних елементів і гідравлічних або фрикційних амортизаторів досягли граничних величин, у першу чергу, у зв'язку з обмеженнями по теплонапруженості амортизуючих пристроїв.

Одночасно в системах керування подачею палива у двигун усе ширше впроваджуються електронні всережимні регулятори, які значно простіше дозволяють якщо буде потреба, змінювати за необхідним законом подачу палива в автоматичному режимі без участі механіка-водія.

Аналіз останніх публікацій. В науково-технічній літературі широко представлені роботи, пов'язані з вдосконаленням характеристик стабілізаторів озброєння і підвісок гусеничних та колісних машин. Публікацій з питання зменшення амплітуд подовжньо-кутових коливань за рахунок зміни сили тяги в літературі знайдено не було.