УДК 621
DOI: https://doi.org/10.26642/tn-2018-1(81)-169-172

В.Г. Цірук, к.т.н., головний інженер
ПАТ «НВО «Київський завод автоматики»

Компенсація похибок та коригування положення гармати відносно цілі при сумісному швидкому русі башти та машини.

Приладові комплекси стабілізаторів озброєння використовуються при модернізації дійсних та при розробці нових легких броньованих бойових машин БТР, БМП, БМД та інших модифікацій. Вони призначені для стабілізованого наведення і супроводу у горизонтальній та вертикальній площинах наземних, повітряних і надводних цілей для ефективної стрільби з міста, на ходу і на плаву. Використання сучасної елементної бази дозволило значно покращити характеристики всього комплексу стабілізатора озброєння. По технічним характеристикам стабілізатора озброєння розширює бойові можливості бронетехніки за рахунок більш точного наведення і стабілізації на ціль, полегшує можливості екіпажу по управлінню баштою, а також не вимагає перенаведеня на ту ж ціль після пострілу.

У роботі розглянуто алгоритм, що застосовується при коригуванні положення гармати відносно цілі при швидкому сумісному русі башти та машини. Алгоритм обраховується у математичному блоці системи стабілізації. Виведено формулу в аналітичному вигляді для подальшого її застосування в математичних блоках системи стабілізації та наведено розрахунки в результаті яких отримано математичну модель, що дозволяє підвищити точність стабілізації, якщо дану математичну модель буде введено в алгоритмічний блок системи стабілізації.

У висновках проаналізовані результати та надані рекомендації щодо застосування алгоритму.

Ключові слова: *стабілізатор озброєння; положення об'єкту; точність позиціонування.*

Постановка проблеми. Системи стабілізації різних видів застосовуються сьогодні у навігаційних пристроях і системах управління кораблів, літальних апаратів, автомобілів, а також у системах орієнтації антен, телескопів та інших приладів, встановлених на рухомих об'єктах. У зв'язку з тим, що необхідна точність подібних пристроїв безперервно підвищується, ростуть і вимоги по точності, що пред'являються до комплексів стабілізації. В умовах проведення антитерористичної операції на сході України надзвичайно актуальними є роботи, присвячені підвищенню обороноздатності держави.

Одним із способів поліпшення точнісних характеристик стабілізатора озброєння легкоброньованої техніки під час швидкого руху башти та самого бронетранспортеру є метод математичного коригування положення гармати відносно вказаної цілі. Стабілізатор озброєння являє собою пристрій, що здійснює стабілізацію прицілювання зброї при переміщенні платформи, на якій цю зброю встановлено. Стабілізатор озброєння призначений для спрощення прицілювання при русі легкої броньованої техніки і підвищення точності вогню з ходу. Є частиною Система керування вогнем. Технічно стабілізатор являє собою набір датчиків і обчислювальний комплекс, з'єднаний з приводом гармати.

Існуючі системи стабілізації не можуть сьогодні достатньо ефективно виконувати поставлені перед ними завдання. За досвідом воєнних конфліктів, найбільша частина втрат парку броньових машин є наслідком використання малоефективних систем стабілізації озброєння. Тому забезпечення покращення експлуатаційних характеристик комплексу стабілізації озброєння ЛБТ є найважливішою проблемою сучасності, вирішення якої забезпечує навігаційну безпеку України.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Завдання керування вирішуються шляхом створення теорії систем наведення та стабілізації. Теорія проектування програмних систем наведення та стабілізації розроблена видатними вченими А.А. Бабаевим, В.А. Бесекерским, Б.А. Булгаковим; теорія лінійних і нелінійних систем наведення розроблена В.І. Костюком, А.А. Вороновим, В.В. Солодовниковим, Б.К. Чемодановим, Н.А. Лакотой.

Досягнення високої точності комплексів стабілізації (КС) стало можливим сьогодні завдяки високій якості сучасних елементів гіроскопічної техніки і значного розвитку теорії гіроскопічних пристроїв працями найвизначніших вчених-математиків і механіків: А.Н. Крипова, О.Ю. Ішлінського, Я.М. Ройтенберга, С.С. Рівкіна, В.О. Павлова [1], Е.Г. Попова, А.І. Лур'є, В.В. Солодовнікова та інших. Провідну роль мають і досягнення у галузі інерціальних систем навігації (ІНС) та чутливих елементів ІНС, висвітлених у наукових працях школи видатних вчених НТУУ КПГ А.А. Юдинцова, М.А. Павловського, О.В. Збруцького, Б.Б. Самотокіна, В.В. Карачуна [2], Л.М. Рижкова та інших. Питання метрології, корисні при дослідженнях похибок чутливих елементів комплексів стабілізації, широко висвітлені у роботах В.П. Короткова, П.В. Новицького, Р.В. Бичківського та інших іноземних авторів, таких як S.Tadano [3], D.Xia [4].

Мета дослідження. Необхідність введення математичного коригування положення в електронний блок стабілізатора є те, що під час різких рухів йде затримка під час перекодування аналогового сигналу в цифровий а введення математичного коригування скоротить час запізнення обробки сигналу.

Викладення основного матеріалу. Розглянемо методику обчислення координат x(t), y(t), z(t) об'єкту по вимірам $s_n^*, n = 1,2,3,4$, здійснюваним за допомогою чотирьохканального приймача навігаційних сигналів

$$s_n^*(t) = c\tau_n^* = c(\tau_n + \Delta\tau_n + \Delta\tau) = s_n + \Delta s_n + \Delta s; \quad (1)$$

де, n=1,2,3,4. $s_n = c\tau_n, \Delta s_n = c\Delta\tau_n, \Delta s = c\Delta\tau$.

де $\tau_n(t)$ – істинний час розповсюдження сигналу від гіросокпу до об'єкту, $\Delta\tau_n$ – сумарна похибка n-го каналу в вимірі часу розповсюдження сигналу, зумовлена всілякими причинами, окрім похибки $\Delta\tau$ бортових гіроскопів, $\Delta\tau$ – похибка бортових гіроскопів, стосовно до всіх каналів.

Помітимо, що величину $s_n + \Delta s = \tilde{s}$ прийнято називати псевдовідстанню. Таким чином, тут розглядається задача обчислення прямокутних координат об'єкту по чотирьом псевдовідстанням, обуреним додатковими похибками Δs_n, n=1,2,3,4.

Час $\tau_n\,(t)$ проходження сигналу від n-го гіросокпу, що знаходиться в точці $M_s^{`}$ до об'єкту, що знаходиться в точці М, зв'язане з координатами гіроскопу і об'єкту співвідношенням:

$$c\tau_n(t) = s_n(t) = |\bar{r}_n(t - \tau_n) - \bar{R}(t)|; \quad (2)$$

де $\bar{r}(t - \tau_n) = ix_{sn}(t - \tau_n) + jy_{sn}(t - \tau_n) + kz_{sn}(t - \tau_n)$ – вектор положення n-го гіроскопу в момент випромінювання сигналу, $\bar{R}(t) = ix(t) + jy(t) + kz(t)$ – вектор положення об'єкту в момент прийому сигналу.

Співвідношення (2) для чотирьох гіроскопів, можуть бути записані в скалярному вигляді. Якщо припустити, що шумові похибки $\Delta\tau_n$ в каналах будуть відсутні (відповідні значення не перевищують 3 м), то означений скалярний запис має вигляд:

$$\tau_n = \tau_n^* - \Delta\tau;$$
$$[x_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - x(t)]^2 + [y_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - y(t)]^2 + [z_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - z(t)]^2 = \quad (3)$$
$$= c^2\tau_n^2 = (s_n^* - \Delta s)^2$$

Система з чотирьох нелінійних рівнянь (3) включає в себе чотири невідомих x(t), y(t), z(t) і $\Delta s = c\Delta\tau$, кі необхідно знайти, вважаючи, що виміри $s_n^* = c\tau_n^*$, n=1,2,3,4 є відомими.

Віднімимо з перших трьох рівнянь системи (3) четверте рівняння. В цьому випадку будемо мати:

$$2x(x_{sn} - x_{s4}) + 2y(y_{sn} - y_{s4}) + 2z(z_{sn} - z_{s4}) = |r_n|^2 - |r_4|^2 - s_n^{*2} + s_4^{*2} + 2\Delta s(s_n^* - s_4^*)$$
$$= |r_n|^2 - |r_4|^2 + (s_4^* + s_n^* - 2\Delta s)(s_n^* - s_4^*) = b_n, n = 1,2,3,4.$$

Складемо тепер всі чотири рівняння, що входять в (3), тоді отримаємо квадратне (відносно Δs) рівняння вигляду:

$$\Delta s^2 + p\Delta s + q = 0; \quad (4)$$

де, $p = -\frac{1}{2}(s_1^* + s_2^* + s_3^* + s_4^*)$; $q = \frac{1}{4}\sum_{n=1}^{4}[s_n^{*2} - s_n^2(t - \tau_n^* + \Delta\tau)]$;

$s_n^2(t - \tau_n^* + \Delta\tau) = [x_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - x(t)]^2 + [y_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - y(t)]^2 + [z_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - z(t)]^2$,

що має рішення (з двох тут приводиться тільки те, що відповідає сенсу задачі):

$$\Delta s = -\frac{p}{2} - \sqrt{\left(\frac{p}{2}\right)^2 - q}; \quad (5)$$

Співвідношення 4 і 5 об'єднані разом, можна розглядати як систему нелінійних рівнянь, еквівалентну вхідній системі.

Система 4 і 5 припускає наступне ітеративне рішення. Нехай на початку чергової ітерації $\Delta s = c\Delta\tau$ відома з певною точністю (при першій ітерації Δs можна прийняти рівною 0). Тоді система (2) з трьох лінійних рівнянь дозволяє отримати рішення (x, y, z). Для знов обчислених (x, y, z) підраховується відповідне їм значення q і далі нове значення $\Delta s = c\Delta\tau$. Далі процес повторюється.

В тих випадках, коли похибка $\Delta\tau$ бортових годинників відносно невелика (або достатньо точно відома, наприклад, в результаті попереднього ітеративного процесу), нелінійну систему (2), (3) можна вирішити в кінцевому вигляді. Така можливість виникає, якщо похибка $\Delta\tau$ настільки мала, що шлях, який проходить псевдосупутник за час $\Delta\tau$, малий в рамках заданої точності.

Якщо переміщенням навігаційних гіроскопів за час $\Delta\tau$ нехтувати, то $x_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau), y_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - y(t), z_{sn}(t - \tau_n^* + \Delta\tau) - z(t)$ можна вважати постійними і незалежними від $\Delta\tau$. Якщо ж означені параметри вважати постиними, то система нелінійних рівнянь (2) і (3) припускає кінцеве рішення.

Рівняння (2) можна записати у вигляді:

$$a_{n1}x + a_{n2}y + a_{n3}z = b_n + c_n\Delta s, n = 1,2,3,4.$$

де, $a_{n1} = x_{sn} - x_{s4}$; $a_{n2} = y_{sn} - y_{s4}$; $a_{n3} = z_{sn} - z_{s4}$

$$b_n = \frac{1}{2}[|r_n|^2 - |r_4|^2 - s_n^{*2} + s_4^{*2}]$$

$$c_n = s_n^* - s_4^*; \quad (6)$$

Рівняння (6) мають рішення вигляду:

$$x = x_0 + d_x\Delta s; y = y_0 + d_y\Delta s; z = z_0 + d_z\Delta s;$$

де $x_0 = \Delta^{-1}\Delta_x^{`}$; $y_0 = \Delta^{-1}\Delta_y^{`}$; $z_0 = \Delta^{-1}\Delta_z^{`}$;

Розв'язок системи (5) за методом Крамера при правій частині $(b_1, b_2, b_3)^T$, d_x, d_y, d_z – розв'язок тієї ж системи (5) при правій частині $(c_1, c_2, c_3)^T$.

Підставимо тепер значення x, y, я у вигляді (6) в рівняння (1) і складемо їх.

В такому випадку ми отримаємо квадратне рівняння відносно Δs. Воно буде мати вигляд:

$$\sum_{n=1}^{4}\left[(x_{sn} - x_0 - d_{x\Delta s})^2 + \left(y_{sn} - y_0 - d_{y\Delta s}\right)^2 + (z_{sn} - z - d_{z\Delta s})^2\right] = \sum_{n=1}^{4}[s_n^{*2} - 2\Delta s s_n^* + \Delta s^2] \tag{7}$$

$$\textstyle\sum_{n=1}^{4}\left[(x_{sn} - x_0 - d_{x\Delta s})^2 + \left(y_{sn} - y_0 - d_{y\Delta s}\right)^2 + (z_{sn} - z - d_{z\Delta s})^2\right] = \sum_{n=1}^{4}[s_n^{*2} - 2\Delta s s_n^* + \Delta s^2]$$

що зводиться до стандартної форми

$$a\Delta s^2 + b\Delta s + c = 0$$

де $a = (1 - d_x^2 - d_y^2 - d_z^2)$

$$b = -\frac{1}{2}\sum_{n=1}^{4}[s_n^* - d_x(x_{sn} - x_0) - d_y(y_{sn} - y_0) - d_z(z_{sn} - z_0)]$$

$$c = \tfrac{1}{4}\textstyle\sum_{n=1}^{4}[s_n^* - (x_{sn} - x_0)^2 - (y_{sn} - y_0)^2 - (z_{sn} - z_0)^2].$$

Отримане квадратне рівняння має корінь:

$$\Delta s = -\frac{b}{2a} - sign\left(-\frac{b}{2a}\right)\sqrt{\left(\frac{b}{2a}\right)^2 - \frac{c}{a}} \tag{8}$$

Співвідношення (7) і (8) визначають це рішення в кінцевому вигляді.

Будемо вважати, що обчислення координат *x(t), y(t), z(t)* і поправки Δτ на борту об'єкту вже проведене в відповідності з алгоритмом закладеним при розробці електронних блоків.

По чотирьом вимірам псевдошвидкостей зближення $\ddot{s}_n = \dot{s}_n + \Delta\dot{s}$, n=1,2,3,4 рухомих частин бронемашини вимагається обчислити проекції V_x, V_y, V_z вектору $\bar{V}_t$ абсолютної швидкості об'єкту на осі XYZ прямокутної системи координат, а також знайти похибку $\Delta\dot{s}_n + \Delta\dot{s}$ швидкості дрейфу бортових гіроскопів.

Величина $\dot{s}_n$ являє собою проекцію відносної швидкості між баштою і корпусом $\bar{V}_n(t - \tau_n) - \bar{V}(t)$, на направлення «башта-корпус» в момент прицілювання. Це направлення задається одиничним вектором $\bar{e}_n$: $\bar{e}_n(t) = s_n^{-1}[\bar{r}_n(t - \tau_n) - \bar{R}(t)]$. Звідси випливає співвідношення:

$$c\dot{\tau}_n(t) = \dot{s}_n(t) = \dot{s}_n^*(t) - \Delta\dot{s} = \bar{e}_n[\bar{V}_n(t - \tau_n) - \bar{V}(t)]; \tag{9}$$

Якщо в отриманому співвідношенні абсолютну швидкість V(t) об'єкта уявити в вигляді суми шляхової W(t) і переносної швидкостей $\bar{\Omega} \times \bar{R}$ то будемо мати:

$$\bar{V}(t) = \bar{W}(t) + \bar{\Omega} \times \bar{R}(t); \tag{10}$$

$$\begin{aligned}\dot{s}_n(t) = s_n^*(t) - \Delta\dot{s} = \bar{e}_n[\bar{V}_n(t - \tau_n) - \bar{W}(t) - \bar{\Omega} \times \bar{R}(t)] = \\ = s_n^{-1}(t)\{[\bar{r}_n(t - \tau_n) - \bar{R}(t)] \cdot [\bar{V}_n(t - \tau_n) - \bar{W}(t)] - \bar{r}_n(\bar{\Omega} \times \bar{R})\};\end{aligned} \tag{11}$$

Переходячи від векторного співвідношення до скалярного, отримаємо:

$$\begin{gathered}(\dot{s}_n^* - \Delta\dot{s})s_n = [x_{sn}(t - \tau_n) - x(t)] \cdot [V_{xsn}(t - \tau_n) - V_x] + \\ +[y_{sn}(t - \tau_n) - y(t)]\left[V_{ysn}(t - \tau_n) - V_y\right] + [z_{sn}(t - \tau_n) - z(t)] \cdot [V_{zsn}(t - \tau_n)], \\ \text{де } n = 1,2,3,4.\end{gathered} \tag{12}$$

В співвідношенні (12) значення $s_n = s_n^* - c\Delta\tau, x(t), y(t), z(t), t - \tau_n, V_{xsn}\,(t - \tau_n), V_{ysn}\,(t - \tau_n), V_{zsn}\,(t - \tau_n)$ є відомими. Якщо (12) розглядати як систему лінійних рівнянь відносно невідомих *Vx, Vy, Vz*, $\Delta\dot{s}$ то її розв'язок і забезпечить знаходження означених змінних.

В тих випадках, коли треба обчислити вектор земної швидкості $\bar{W}(Wx, Wy, Wz)$ об'єкта, необхідно використати співвідношення (11). Записуючи їх в скалярному вигляді, отримаємо систему лінійних рівнянь відносно невідомих *Wx, Wy, Wz*, $\Delta\dot{s}$:

$$\begin{aligned}(\dot{s}_n^* - \Delta\dot{s})s_n = [x_{sn}(t - \tau_n) - x(t)][V_{xsn}(t - \tau_n) - W_x] \\ + [y_{sn}(t - \tau_n) - y(t)]\left[V_{ysn}(t - \tau_n) - W_y\right] \\ + [z_{sn}(t - \tau_n) - z(t)][V_{zsn}(t - \tau_n) - W_z] + \Omega_{xsn}(t - \tau_n)y(t) \\ - \Omega_{ysn}(t - \tau_n)x(t); n = 1,2,3,4.\end{aligned} \tag{13}$$

Рішення цієї системи рівнянь призведе до знаходження проекції вектору різниці швидкості елементів машини.

Висновки. У результаті аналізу вітчизняних і закордонних джерел побудови стабілізованих платформ, простежується тенденція збільшення дальності виявлення та розпізнавання об'єктів як на земній поверхні, так і у повітрі. Це вимагає значного підвищення технічних характеристик: помилка наведення не більше 1` (помилка існуючих систем наведення не менш 3`) і точності стабілізації лінії візування (помилка не більше 20`` (відомі системи стабілізації забезпечують помилку стабілізації не менш 40``); збільшення максимальних швидкостей наведення до 30 °/с (відомі – до 3,5 °/с); забезпечення мінімальних швидкостей не вище 0,025 °/с (існуючі – 0,05 °/с), що приводить до розширення діапазону швидкостей до 3000 (існуючі системи забезпечують – 100).

З метою забезпечення характеристик,, що вимагаються необхідно:

– забезпечити точне відтворення межових умов існування розробленої моделі – геометричних розмірів елементів;
– отримати уточнену математичну модель, яка має додаткові елементи, що враховують вплив складових частин машини на точність позиціонування;
– описати методику щодо проведення модернізації системи стабілізації.

Всі ці вимоги виконано, та в статті наведено розрахунки в результаті яких отримано математичну модель, що дозволяє підвищити точність стабілізації, якщо дану математичну модель буде введено в алгоритмічний блок системи стабілізації. Дана методика забезпечить підвищення точності наведення при швидкому русі об'єкта і цілі.

Список використаної літератури:

1. *Павлов В.О.* Гироскопический эффект, его проявления и использование / *В.О. Павлов*. – Ленинград : Судостроение, 1985. – 256 с.
2. *Karachun V.V.* Determining Gyroscopic Integrator Errors Due to Diffraction of Sound Waves / V.V. Karachun, V.N. Mel'nik // International Applied Mechanics. – 2004. – № 3. – С. 328–336.
3. *Tadano S.* Three Dimensional Gait Analysis Using Wearable Acceleration and Gyro Sensors Based on Quaternion Calculations / *S.Tadano*, *R.Takeda*, *H.Miyagawa* // Sensors. – 2013. – Vol. 13, № 7. – P. 9321–9343.
4. *Xia D.* The Development of Micromachined Gyroscope Structure and Circuitry Technology / *D.Xia*, *C.Yu*, *L.Kong* // Sensors. – 2014. – Vol. 14. – № 1. – P. 1394–1473.
5. *Квасніков В.П.* Проектування вимірювальної системи на нейронних мережах / *В.П. Квасніков, О.В. Кочеткова* // Автоматика. Автоматизація. Електротехнічні комплекси і системи. – 2005. – № 2. – С. 138–141.
6. *Квасніков В.П.* Підвищення динамічної точності слідкуючих систем з обмеженою лінійною зоною датчика відхилення / *В.П. Квасніков, О.І. Осмоловський* // Електроніка та системи управління. – 2005. – № 2. – С. 128–131.
7. *Безвесільна О.М.* Вимірювання лінійних прискорень на основі штучної нейтронної мережі / *О.М. Безвесільна*, *М.Д. Кошовий* // Вісник Інженерної академії України. – 2012. – № 3. – С. 80–84.
8. *Безвесільна О.М.* Аналіз закордонних систем наведення та стабілізації / *О.М. Безвесільна*, *В.Г. Цірук*, *В.П. Квасніков* // Вісник Інженерної академії України. – 2014. – № 2. – С. 155–159.

References:

1. Pavlov, V.O. (1985), *Gyroscopic effect, its manifestation and use*, Shipbuilding, Leningrad, 256 p.
2. Karachun, V.V. and Mel'nik, V.N. (2004), «Determining Gyroscopic Integrator Errors Due to Diffraction of Sound Waves», *International Applied Mechanics*, No. 3, pp. 328–336.
3. Tadano, S., Takeda, R. and Miyagawa, H. (2013), «Three-Dimensional Gait Analysis Using Wearable Acceleration and Gyro Sensors Based on Quaternion Calculations», *Sensors*, Vol. 13, No. 7, pp. 9321–9343.
4. Xia, D., Yu, C. and Kong, L. (2014), The Development of Micromachined Gyroscope Structure and Circuitry Technology, *Sensors*, Vol. 14, No. 1, pp. 1394–1473.
5. Kvasnikov, V.P. and Kochetkova, O.V. (2005), «Development of measuring system on neural networks», Automation. Automation. electrical complexes and systems, No. 2, pp. 138–141.
6. Kvasnikov, V.P. and Osmolovsky, O.I. (2005), «Increasing the Dynamic Accuracy of Monitoring Systems with a Limited Linear Zone of the Deviation Sensor», *Electronics and control systems*, No. 2, pp. 128–131.
7. Bezvesslyna, O.M. and Koshovaya, M.D. (2012), «Measurement of linear accelerations on the basis of an artificial neutron network», *Bulletin of the Engineering Academy of Ukraine*, No. 3, pp. 80–84.
8. Bezvesslyna, O.M., Tsyruk, V.G. and Kvasnikov, V.P. (2014), «Analysis of foreign systems of guidance and stabilization», Bulletin of the Engineering Academy of Ukraine, No. 2, pp. 155–159.

Цірук Віктор Григорович – кандидат технічних наук, лауреат державної премії в галузі науки і техніки, головний інженер ПАТ «НВО «Київський завод автоматики».

Наукові інтереси:
– теорія систем стабілізації;
– навігаційне обладнання.

E-mail: tsiruk@ukr.net.

Стаття надійшла до редакції 10.04.2018.