

УДК 681.2.083

DOI: 10.15587/2312-8372.2018.140519

## РОЗРОБКА МЕТОДУ ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВИМІРЮВАННЯ КУТОВОЇ ШВИДКОСТІ ТА ПРИСКОРЕННЯ ГІРОСТАБІЛІЗОВАНОЇ ПЛАТФОРМИ

Цірук В. Г.

Сучасні рухомі об'єкти мають значно більші швидкості, на них діють значно більші перевантаження та неконтрольовані механічні збурення (удари, вібрації). Тому вимоги до точності засобів та методів вимірювання визначених вище механічних величин приладового навігаційного комплексу стали значно вищими. Однак недосконалість елементної бази, відсутність нових сучасних чутливих елементів, відсутність використання нової удосконаленої системи ударо-віброзахисту, відсутність використання сучасних алгоритмічних методів не дозволяють суттєво підвищити точність, покращити тактико-технічні характеристики.

Об'єктом дослідження в даній роботі є процес вимірювання куткової швидкості та прискорення гіростабілізованої платформи.

Забезпечення підвищення точності стабілізатора озброєння є найважливішою проблемою сучасності, вирішення якої забезпечує безпеку України. По тактичним характеристикам новий стабілізатор озброєння розширює бойові можливості бронетехніки за рахунок більш точного наведення і стабілізації на ціль, полегшує можливості екіпажу по управлінню баштою.

Приладові комплекси стабілізаторів озброєння призначені для стабілізованого наведення і супроводу у горизонтальній та вертикальній площинах наземних, повітряних і надводних цілей. 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 перенаведення 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. Алгоритм базується на математичному аналізі теорії руху гіроскопів та покращений від попередніх за рахунок доповнення рівняння руху. Виведено формулу в аналітичному вигляді для подальшого її застосування в математичних блоках системи стабілізації та наведено розрахунки, в результаті яких отримано математичну модель. Якщо дану математичну модель буде введено в алгоритмічний блок системи стабілізації, це дозволить підвищити точність стабілізації.

У висновках проаналізовані результати та надані рекомендації щодо застосування алгоритму.

**Ключові слова:** стабілізатор озброєння, гіростабілізована платформа, вимірювання кутової швидкості, вимірювання прискорення.

## **1. Вступ**

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. Одна з таких – новий приладовий комплекс стабілізатора озброєння легкої броньованої техніки СВУ-500, розроблений на ПАТ «НВО «Київський завод автоматики» (Україна). Цей комплекс призначений для стабілізованого наведення і супроводу в горизонтальній та вертикальній площинах наземних, повітряних і надводних цілей для ефективної стрільби з місця, на ходу і на плаву.

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. А також є частиною системи 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 легкої броньованої техніки (ЛБТ) є найважливішою проблемою сучасності, вирішення якої забезпечує навігаційну безпеку України.

## **2. Об'єкт дослідження та його технологічний аудит**

Об'єктом дослідження є процес вимірювання механічних величин сучасного приладового комплексу стабілізатора (КС) озброєння ЛБТ шляхом використання запропонованих прецизійних приладів на нових фізичних принципах, обладнанні та методах.

Стабілізатор озброєння – технічний пристрій, що здійснює стабілізацію прицілювання зброї при переміщенні платформи, на якій цю зброю встановлено. Стабілізатор озброєння призначений для спрощення прицілювання при русі платформи і підвищення точності вогню з ходу. Широко поширений в сучасній бронетехніці і корабельній артилерії. Технічно стабілізатор являє собою набір датчиків і обчислювальний комплекс, з'єднаний з приводом гармати. На підставі показників датчиків визначаються параметри

переміщення платформи і видаються керуючі команди приводу гармати, який компенсує відхилення.

На сучасному етапі розвитку техніки одним із ключових недоліків, над усуненням якого працюють конструкторські та технологічні бюро, є точність наведення на ціль.

### **3. Мета та задачі дослідження**

*Мета дослідження* – розробка стабілізатора озброєння легкої броньованої техніки з використанням малогабаритного датчика кута та системи вібро- та ударозахисту для нього.

Для досягнення поставленої мети необхідно виконати такі завдання:

1. Проаналізувати рівняння теорії руху гіроскопів.
2. Доповнити рівняння теорії руху гіроскопів новим компонентом, виходячи з технічних можливостей сучасного приладобудування.

### **4. Дослідження існуючих рішень проблеми**

Стабілізатор озброєння – це технічний пристрій, що здійснює стабілізацію прицілювання зброї при переміщенні платформи, на якій цю зброю встановлено. Стабілізатор озброєння призначений для спрощення прицілювання під час руху і підвищення точності вогню, є частиною системи керування вогнем. Широко поширений у сучасній бронетехніці і корабельній артилерії.

Технічно стабілізатор являє собою набір датчиків і обчислювальний комплекс, з'єднаний з приводом гармати. На підставі показників датчиків визначаються параметри переміщення платформи і видаються керуючі команди приводу гармати, який компенсує відхилення [1].

Як система стабілізації у роботі розглядається система автоматичного регулювання [2], що забезпечує на об'єкті, що рухається, збереження певної кутової орієнтації башти відносно системи координат, осі якої певним чином орієнтовані у просторі. Ця система координат є опорною або нерухомою. Залежно від конкретного завдання це може бути, наприклад, інерціальна система координат або система, осі якої спрямовані по вертикалі місця, де знаходиться об'єкт, що рухається [3].

Система стабілізації забезпечує сталість кутів між осями нерухомої системи координат і осями, жорстко зв'язаними з об'єктом стабілізації, який в подальшому буде називатися стабілізуючою платформою [4, 5].

До стабілізуючих моментів, окрім моментів виконавчих двигунів або інших виконавчих пристроїв, можуть відноситись також моменти гіроскопічної реакції гіроскопів, встановлених на платформі. Системи, в яких моменти гіроскопічної реакції безпосередньо впливають на стабілізовану платформу, мають силові гіроскопічні стабілізатори.

Системи стабілізації, в яких стабілізуючі моменти створюються тільки виконавчими двигунами або іншими виконавчими пристроями, а моменти гіроскопічної реакції гіроскопів не використовуються для безпосередньої компенсації моментів, що збурюють платформу, називатимуться системами непрямой стабілізації. Гіроскопічні елементи в системах непрямой стабілізації

можуть використовуватися лише для виявлення відхилень платформи від заданого положення і для формування керуючих сигналів [6, 7].

Окремий вид являють собою багатоступінчасті стабілізатори [8], серед яких практичне значення мають системи двоступеневої стабілізації. У такій системі розглянута вище платформа є елементом першого ступеня стабілізації. На ній додатково встановлюється в окремому кардановому підвісі друга платформа. Це другий ступінь стабілізації, з'являється похибка стабілізації (спричинена «залишками качання») першої платформи. Друга платформа стабілізується у просторі з вищою точністю, ніж перша [9, 10].

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

## 5. Методи дослідження

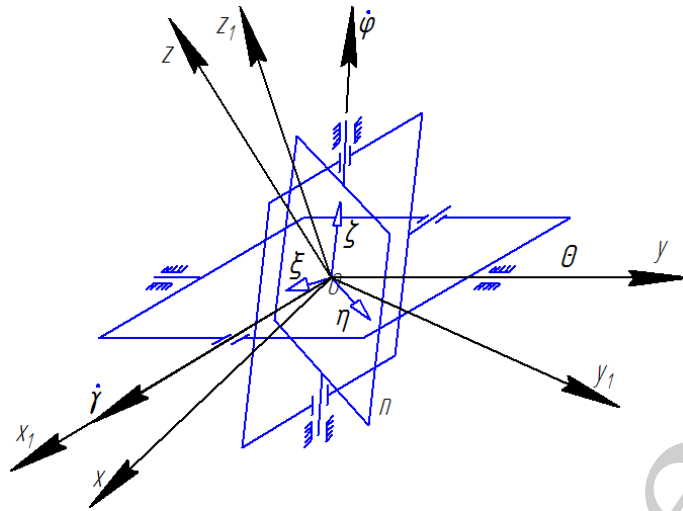
У результаті дослідження були використані:

- теорія гіроскопів для виведення доповненого рівняння руху платформи;
- теорія лінійних систем автоматичного керування для детермінованих та випадкових впливів для оцінки величини підвищення точності;
- метод логарифмічних частотних характеристик;
- математична статистика для обробки статистичних даних;
- експериментальні лабораторні випробовування для отримання статистичних даних, оброблення та аналіз отриманих результатів.

## 6. Результати досліджень

Кутові швидкості і прискорення, які повинна відпрацьовувати система стабілізації, значною мірою визначають досягнуту точність стабілізації. Збільшення швидкостей і прискорень веде до ускладнення структури системи, збільшення її габаритів. З іншого боку, найбільші швидкості і прискорення системи стабілізації виходять різними при одних і тих же параметрах качання у залежності від числа і розташування осей і кілець підвісу платформи.

Стабілізована платформа у тривісному підвісі. Завдяки стабілізації платформа  $\Pi$  (рис. 1) і пов'язана з нею система координат  $O\xi\eta\zeta$  нерухомі у просторі. Рухома система координат  $Oxyz$  (пов'язана з ЛБТ) при відсутності качання збігається з нерухомою системою координат  $O\xi\eta\zeta$ ; вісь  $Oy$  зовнішнього кільця спрямована по поздовжній осі ЛБТ. При качанні башти ЛБТ перехід від нерухомої системи координат до рухомої визначається трьома ейлеревими кутами  $\varphi, \gamma, \theta$ .



**Рис. 1.** Стабілізуюча платформа у тривісному підвісі

Перехід від нерухомої координатної системи (стабілізуючої платформи) до рухомої (система координат ЛБТ) визначається матрицею, записаною у вигляді (1):

$$A = \begin{vmatrix} \cos \theta \cos \varphi - \sin \theta \sin \gamma \sin \varphi & \cos \theta \sin \varphi + \sin \theta \sin \gamma \cos \varphi & -\sin \theta \cos \varphi \\ -\cos \gamma \sin \varphi & \cos \gamma \cos \varphi & \sin \gamma \\ \sin \theta \cos \varphi + \cos \theta \sin \gamma \sin \varphi & \sin \theta \cos \varphi - \cos \theta \sin \gamma \cos \varphi & \cos \theta \sin \gamma \end{vmatrix}. \quad (1)$$

Швидкості обкатки кілець підвісу, тобто швидкості  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\gamma}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\varphi}$ ,  $\dot{\gamma}$ ,  $\dot{\theta}$  які повинні забезпечуватися системою стабілізації, визначаються умовою: сума проєкцій швидкостей обкатки кілець і швидкостей качання об'єкта на кожен з осей нерухомої системи координат повинна дорівнювати нулю [7].

Ця умова дає систему трьох рівнянь:

$$\Omega_{0\xi} + \Omega_{k\xi} = 0; \quad \Omega_{0\eta} + \Omega_{k\eta} = 0; \quad \Omega_{0\zeta} + \Omega_{k\zeta} = 0, \quad (2)$$

де  $\Omega_{0\xi}$ ,  $\Omega_{0\eta}$ ,  $\Omega_{0\zeta}$  – проєкції швидкостей обкатки на осі системи координат  $O\xi\eta\zeta$ , а  $\Omega_{k\xi}$ ,  $\Omega_{k\eta}$ ,  $\Omega_{k\zeta}$  – проєкції швидкостей качання на ті ж осі.

Проєкції швидкостей обкатки рівні:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_{0\xi} &= \dot{\varphi} \cos(\xi, \zeta) + \dot{\gamma} \cos(\xi, x_1) + \dot{\theta} \cos(\xi, y) \\ \Omega_{0\eta} &= \dot{\varphi} \cos(\eta, \zeta) + \dot{\gamma} \cos(\eta, x_1) + \dot{\theta} \cos(\eta, y) \\ \Omega_{0\zeta} &= \dot{\varphi} \cos(\zeta, \zeta) + \dot{\gamma} \cos(\zeta, x_1) + \dot{\theta} \cos(\zeta, y) \end{aligned} \right\}. \quad (3)$$

Проєкції швидкостей качання башти ЛБТ  $\Omega_x$ ,  $\Omega_y$ ,  $\Omega_z$  навколо осей  $Ox$ ,  $Oz$ ,  $Oy$  на осі нерухомої системи координат рівні:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_{k\xi} &= \Omega_x \cos(\xi, x) + \Omega_y \cos(\xi, y) + \Omega_z \cos(\xi, z) \\ \Omega_{k\eta} &= \Omega_x \cos(\eta, x) + \Omega_y \cos(\eta, y) + \Omega_z \cos(\eta, z) \\ \Omega_{k\zeta} &= \Omega_x \cos(\zeta, x) + \Omega_y \cos(\zeta, y) + \Omega_z \cos(\zeta, z) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Косинуси кутів між осями нерухомої і рухомої систем, що входять в рівняння (4), рівні відповідним елементам матриці (1). Направляючі косинуси осі  $Ox$  в нерухомій системі координат, що входять у рівняння (3), визначаються елементами першого рядка матриці (1).

У розв'язку рівнянь (2)–(4) знайдемо швидкості обкатки підвісу навколо його внутрішньої, середньої і зовнішньої осей:

$$\dot{\varphi} = \frac{1}{\cos \gamma} (\Omega_x \sin \theta - \Omega_z \cos \theta), \quad (5)$$

$$\dot{\gamma} = -\Omega_x \cos \theta - \Omega_z \sin \theta, \quad (6)$$

$$\dot{\theta} = -\Omega_x \sin \theta \operatorname{tg} \gamma - \Omega_y + \Omega_z \cos \theta \operatorname{tg} \gamma. \quad (7)$$

Звідси наближено визначаються також прискорення обкатки:

$$\dot{\varphi} = \frac{1}{\cos \gamma} (\dot{\Omega}_x \sin \theta - \dot{\Omega}_z \cos \theta), \quad (8)$$

$$\dot{\gamma} = -\dot{\Omega}_x \cos \theta - \dot{\Omega}_z \sin \theta, \quad (9)$$

$$\dot{\theta} = -\dot{\Omega}_x \sin \theta \operatorname{tg} \gamma - \dot{\Omega}_y + \dot{\Omega}_z \cos \theta \operatorname{tg} \gamma. \quad (10)$$

Швидкість і прискорення обкатки по осі (6) і (9) не перевищують швидкості і прискорення качання. Швидкості і прискорення обкатки по осях крену (5), (7), (8) і (10) прямують до нескінченності при  $\gamma \rightarrow 90^\circ$ .

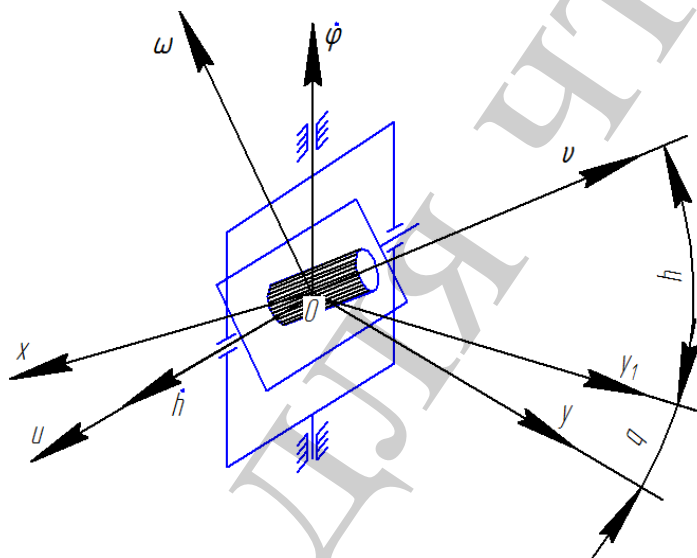
При заданих найбільших швидкостях і прискореннях обкатки, досяжних в системі стабілізації, співвідношення (5), (7), (8) і (10) дозволяють знайти найбільше допустиме значення кута  $\gamma$ . Кути  $\varphi$  і  $\theta$  при розглянутому розташуванні осей підвісу не обмежені з точки зору отримання кінцевих швидкостей і прискорень обкатки (5)–(7).

Для отримання необмежених значень кута в трьохвісному підвісі необхідно змінити розташування його осей, одночасно обмеживши будь-який інший з кутів качання. У цьому випадку вісь внутрішнього кільця повинна бути перпендикулярна до осі никання. Якщо, наприклад, може бути обмежений кут крену  $\theta$ , то вісь внутрішнього кільця повинна бути спрямована по осі крену. В цьому випадку отримаємо тривісний підвіс, повернений в горизонтальній площині на  $90^\circ$  щодо підвісу, показаного на рис. 2. Швидкості і прискорення

обкатки кілець у такому підвісі визначаються з співвідношень (5)–(10) після зміни в них місцями кутів  $\varphi$  і  $\theta$ .

Телескоп у двовісному підвісі з вертикальним розташуванням осі зовнішнього кільця. Телескоп, що стежить за ціллю, пов'язаний з об'єктом за допомогою двовісного підвісу (рис. 2), що має горизонтальне (вісь  $Oz$  зовнішнього кільця) і вертикальне (вісь  $Ou$  внутрішнього кільця, жорстко пов'язаного з телескопом) наведення. Осі рухомої системи координат  $Oxyz$  при відсутності качання нерухомі у просторі. У цьому випадку положення цілі визначається в даній системі координат курсовим кутом  $q$  і висотою  $h$  [10].

З внутрішнім кільцем підвісу і телескопом жорстко пов'язана система координат  $Ouvw$ , вісь  $Ou$  спрямована по осі внутрішнього кільця, а вісь  $Ov$  – по оптичній осі телескопа, перпендикулярній до площини внутрішнього кільця. Осі системи  $Ouvw$  при  $q=h=0$  збігаються з відповідними осями рухомої системи координат.



**Рис. 2.** Телескоп у двовісному підвісі з осями горизонтального  $Oz$  і вертикального  $Ou$  наведення

У загальному випадку, при будь-яких кутах  $q$  і  $h$ , перехід від рухомої системи координат до системи  $Ouvw$  виходить шляхом повороту зовнішнього кільця підвісу разом з внутрішнім кільцем на кут  $q$  навколо вертикальної осі  $Oz$ . Одже, при переході від рухомої системи координат осі горизонтального наведення, і подальшого повороту отриманої системи координат  $Ouy_1z$  разом із внутрішнім кільцем підвісу на кут  $h$  навколо осі  $Ou$ , стають осями вертикального наведення.

Зазначені перетворення координат мають вигляд:

$$[u, y_1, z] = A_q [x, y, z] \quad (11)$$

$$[u, v, \omega] = A_h [u, y_1, z] \quad (12)$$



або

$$[u, v, \omega] = A[u, y, z], \quad (13)$$

де

$$A_q = \begin{vmatrix} \cos q & \sin q & 0 \\ -\sin q & \cos q & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \quad (14)$$

$$A_h = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cosh h & \sinh h \\ 0 & -\sinh h & \cosh h \end{vmatrix}, \quad (15)$$

$$A = A_h A_q = \begin{vmatrix} \cos q & \sin q & 0 \\ -\sin q \cosh h & \cos q \cosh h & \sinh h \\ \sin q \sinh h & \cos q \sinh h & \cosh h \end{vmatrix}. \quad (16)$$

В результаті двох зазначених поворотів кілець підвісу вісь  $Ov$ , перпендикулярна до площини внутрішнього кільця і збігається з оптичною віссю телескопа, буде спрямована на ціль, а осі  $Ou$  і  $Ov$  будуть перпендикулярні до напрямку на ціль. При качанні об'єкта вказані напрями осей системи  $Ouv\omega$  будуть зберігатися завдяки обкатці кілець підвісу навколо осей горизонтального і вертикального наведень.

Нехай швидкості наведення, обумовлені рухом об'єкта і добовим обертанням Землі, незначні в порівнянні зі швидкостями, обумовленими качанням. Тоді швидкості обкатки кілець  $q$  і  $h$  визначаються з рівнянь:

$$\begin{aligned} \Omega_{ou} + \Omega_{ku} &= 0; \\ \Omega_{o\omega} + \Omega_{k\omega} &= 0, \end{aligned} \quad (17)$$

де  $\Omega_{ou}$ ,  $\Omega_{o\omega}$  – проекції швидкостей обкатки кілець на осі  $Ou$  і  $O\omega$ , а  $\Omega_{ku}$ ,  $\Omega_{k\omega}$  – проекції швидкостей качання об'єкта на ті ж осі.

При виконанні умов (17) телескоп може обертатися навколо власної оптичної осі, але при цьому остання залишається спрямованою на ціль. Проекції швидкостей обкатки рівні:



$$\begin{aligned}\Omega_{ou} &= \dot{h} \cos(u, u) + \dot{q} + \cos(u, z); \\ \Omega_{o\omega} &= \dot{h} \cos(\omega, u) + \dot{q} + \cos(\omega, z).\end{aligned}\tag{18}$$

Проекції швидкостей качання об'єкта  $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$  навколо осей  $Ox, Oy, Oz$  на осі  $Ou$  і  $O\omega$  рівні:

$$\begin{aligned}\Omega_{ku} &= \Omega_x \cos(u, x) + \Omega_y \cos(u, y) + \Omega_z \cos(u, z); \\ \Omega_{k\omega} &= \Omega_x \cos(\omega, x) + \Omega_y \cos(\omega, y) + \Omega_z \cos(\omega, z).\end{aligned}\tag{19}$$

Косинуси кутів між осями  $Ou$  і  $O\omega$ , перпендикулярними до напрямку на ціль, і осями рухомої системи координат, що входять до виразу (18) і (19), рівні відповідним елементам першої та третьої рядків матриці (16). Спільне рішення рівнянь (17)–(19) дає швидкості обкатки кілець підвісу по осях горизонтального і вертикального наведень, обумовлені качанням:

$$\begin{aligned}\dot{q} &= \Omega_x \sin qtgh + \Omega_y \cos qtgh - \Omega_z; \\ \dot{h} &= -\Omega_x \sin q - \Omega_y \sin q.\end{aligned}\tag{20}$$

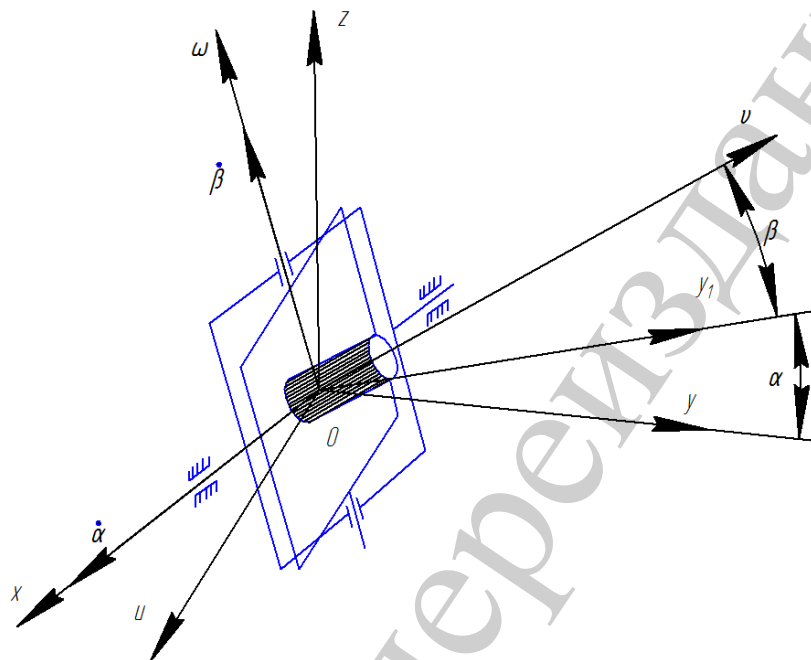
Звідси наближено визначаються також прискорення обкатки кілець на качанні:

$$\begin{aligned}\ddot{q} &= \dot{\Omega}_x \sin qtgh + \dot{\Omega}_y \cos qtgh - \dot{\Omega}_z; \\ \ddot{h} &= -\dot{\Omega}_x \sin q - \dot{\Omega}_y \sin q.\end{aligned}\tag{21}$$

Швидкість і прискорення по осі вертикального наведення (20) і (21) не перевищують швидкості і прискорення качання. Швидкість і прискорення по осі горизонтального наведення (20) і (21) в міру наближення до цілі, прагнуть до нескінченності. Оскільки досяжні швидкості і прискорення системи стабілізації телескопа завжди обмежені, стабілізація напрямку на ціль буде можлива лише до деякої граничної відстані  $h$ . Останнє визначається з виразів (20) і (21) при заданих швидкостях і прискореннях качання і досяжних швидкостях і прискореннях стабілізації. Таким чином, в разі розглянутого двовісного підвісу телескопа з вертикальним розташуванням осі зовнішнього кільця система стабілізації має на качанні «мертву зону». Тобто область, в якій не забезпечується стабілізація, у вигляді кола (якщо можливий будь-який курс об'єкта).

*Телескоп у двовісному підвісі з горизонтальним розташуванням осі зовнішнього кільця.* Цей випадок відрізняється від попереднього тільки розташуванням осей кілець. Вісь  $Ox$  зовнішнього кільця (рис. 3) спрямована уздовж поперечної осі ЛБТ, а вісь  $O\omega$  внутрішнього кільця лежить в діаметральній площині. З внутрішнім кільцем підвісу і телескопом жорстко пов'язана система координат  $Ouv\omega$ , причому вісь  $Ov$  спрямована уздовж оптичної осі телескопа, а вісь  $O\omega$  – по осі внутрішнього кільця. Ця система

координат виходить з координатної системи  $Oxyz$ , пов'язаної з об'єктом (нерухомою при відсутності качання) за допомогою двох поворотів. Перший з них – поворот на кут  $\alpha$  навколо осі  $Ox$ , тобто осі зовнішнього кільця підвісу, – переводить систему  $Oxyz$  в систему  $Oxy_1\omega$ . Другий – поворот на кут  $\beta$  навколо осі  $O\omega$ , тобто осі внутрішнього кільця підвісу, – дає координатну систему  $Ouv\omega$ . При цьому положення цілі визначається у нерухомій системі координат кутами  $\alpha$  і  $\beta$ .



**Рис. 3.** Телескоп у двовісному підвісі з розташуванням осі  $Ox$  у площині башти та осі внутрішнього кільця  $O\omega$  в діаметральній площині

Швидкості обкатки кілець  $\alpha$  і  $\beta$  визначаються, як і в попередньому випадку, рівняннями (17) і (19) і рівняннями, аналогічними співвідношенням (18). Косинуси кутів між осями рухомої системи координат і осями  $Ov$  і  $O\omega$ , перпендикулярними до напрямку на ціль, найпростіше отримати як відповідні елементи матриці, перетворюючої систему  $Oxyz$  в систему  $Ouv\omega$ . Ці косинуси вказані у табл. 1.

**Таблиця 1**

Направляючі косинуси осей  $Ov$  і  $O\omega$  в системі  $Oxyz$

Напрямок	$Ox$	$Oy$	$Oz$
$Ov$	$\cos\beta$	$\cos\alpha\sin\beta$	$\sin\alpha\sin\beta$
$O\omega$	0	$-\sin\alpha$	$\cos\alpha$

Швидкості обкатки системи стабілізації телескопа навколо осей зовнішнього і внутрішнього кілець отримаємо рівними:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\Omega_x - \Omega_y \cos\alpha \operatorname{tg}\beta; \\ \dot{\beta} &= \Omega_y \sin\alpha - \Omega_z \cos\alpha. \end{aligned} \quad (22)$$

Прискорення обкатки:

$$\begin{aligned}\ddot{\alpha} &= -\dot{\Omega}_x - \dot{\Omega}_y \cos \alpha \operatorname{tg} \beta; \\ \ddot{\beta} &= \dot{\Omega}_y \sin \alpha - \dot{\Omega}_z \cos \alpha.\end{aligned}\tag{23}$$

Швидкість і прискорення по осі внутрішнього кільця (22) і (23) не перевищують швидкості і прискорення качання. Швидкість і прискорення по осі зовнішнього кільця (22) і (23) відповідно можуть бути значно більшими. Вони прямують до нескінченності при  $\beta \rightarrow 90^\circ$ , тобто при наближенні цілі до лінії горизонту на продовженнях осі  $Ox$ . Найбільше значення  $\beta$ , при якому можлива стабілізація, визначається з співвідношень (22) і (23) при заданих швидкостях і прискореннях качки і досяжних швидкостях і прискореннях стабілізації. Відповідна найменша висота цілі дорівнює  $h = 90^\circ - \beta$ .

Якщо взяти інший двовісний підвіс телескопа, що отримується з розглянутого розворотом осі зовнішнього підвісу до суміщення її з поздовжньою віссю об'єкта, то найбільш важкі умови стабілізації під час качання вийдуть для цілей, розташованих поблизу горизонту по поздовжній осі об'єкта. У всіх випадках двовісного підвісу з горизонтальним розташуванням осі зовнішнього кільця не виникає труднощів при обсервації цілей, тобто при  $\alpha \rightarrow 90^\circ$  і  $\beta \rightarrow 0$ , як впливає з рівнянь (22)–(23).

Відзначимо, що вирази для швидкостей і прискорень обкатки кілець двовісного підвісу отримані без урахування збільшень кутів качання, що має місце при малих значеннях останніх. При великих кутах качання аналіз аналогічний попередньому, але вирази для швидкостей і прискорень ускладнюються.

## 7. SWOT-аналіз результатів досліджень

*Strengths.* Виведено формули для покращення точнісних характеристик системи стабілізації та підвищення її швидкодії, що дає змогу підняти характеристики техніки на новий рівень, вищий за іноземні аналоги.

У порівнянні з аналогами це вигідніше, а саме:

- збільшено продуктивність роботи гіростабілізованого комплексу;
- підвищена точність розрахунку координат наведення.

*Weaknesses.* Слабкою стороною можна вважати те, що для покращення характеристик необхідно проводити більш точні розрахунки та обчислювати більший масив даних, що веде за собою застосування нової елементної бази приладу.

До негативного внутрішнього фактору відноситься збільшення вартості виробництва.

*Opportunities.* Дає змогу підвищити точність наведення на ціль, полегшити керування баштою об'єкту під час його руху. Покращити тактико-технічні характеристики легкоброньованої техніки. Даний метод може підвищити грошовий прибуток підприємств постачальників за рахунок продажу техніки за кордоном.

*Threats.* Відсутність на підприємстві верстатного парку прецизійного обладнання. Підприємство, що захоче опанувати даний метод, повинно закупити прецизійне обладнання для виготовлення та перевірки високоточних датчиків положення об'єкту в просторі.

## 8. Висновки

1. Ідентифіковано систему координат для виведення та аналізу математичної моделі приладового комплексу стабілізатора озброєння легкоброньованої техніки. А саме встановлено, що найкращою буде модель, коли телескоп знаходиться у двовісному підвісі із вертикальним розташуванням осі зовнішнього кільця.

2. Встановлено, що кутові швидкості і прискорення, які повинна відпрацьовувати система стабілізації, значною мірою визначають досягну точність стабілізації. Виведено формули (20), (21) та (22), (23) в аналітичному виді для подальшого застосування їх в цифровому блоці системи стабілізації.

3. Запропоновано методи структурної та параметричної оптимізації для забезпечення заданої максимально можливої точності стабілізатора. Рівняння руху системи стабілізації, а саме рівняння обчислення швидкостей і прискорення качання гіроскопу системи стабілізації доповнені кутами  $q$  та  $h$ , що можуть виникати при складному русі гіростабілізованої платформи.

## Література

1. Darestani M. R., Nikkhah A. A., Sedigh A. K.  $H_{\infty}$ /Predictive output control of a three-axis gyrostabilized platform // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2013. Vol. 228, Issue 5. P. 679–689. doi: <http://doi.org/10.1177/0954410013493237>

2. Modeling and control of a 2-degree-of-freedom gyro-stabilized platform driven by ultrasonic motors / Pan S. et. al. // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 2018. Vol. 29, Issue 11. P. 2324–2332. doi: <http://doi.org/10.1177/1045389x18770739>

3. Hilkert J. Inertially stabilized platform technology Concepts and principles. IEEE Control Systems. 2008. Vol. 28, Issue 1. P. 26–46. doi: <http://doi.org/10.1109/mcs.2007.910256>

4. Bredenkamp, A. F., Ludwig. (2007). Development and control of 3-axis stabilized platform. Matieland: Department of Electrical and electronic Engineering University of Stellenbosch, 95.

5. Savage P. G. Improved strapdown inertial measurement unit calibration procedures. 2018 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), 2018. doi: <http://doi.org/10.1109/plans.2018.8373422>

6. Maljutin D. M. Miniature gyroscopic orientation system for unmanned aerial vehicle. 2018 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS), 2018. doi: <http://doi.org/10.23919/icins.2018.8405916>

7. Tadano S., Takeda R., Miyagawa H. Three Dimensional Gait Analysis Using Wearable Acceleration and Gyro Sensors Based on Quaternion Calculations //

Sensors. 2013. Vol. 13, Issue 7. P. 9321–9343. doi: <http://doi.org/10.3390/s130709321>

8. Systemy navedennia ta stabilizatsii ozbroiennia / Bezvesilna O. M. et. al. Zhytomyr, 2014. 176 p.

9. Design of Piezoelectric Gravimeter for Automated Aviation Gravimetric System / Korobiichuk I. et. al. // Journal of Automation, Mobile Robotics & Intelligent Systems. 2016. Vol. 10, Issue 1. P. 43–47. doi: [http://doi.org/10.14313/jamris\\_1-2016/6](http://doi.org/10.14313/jamris_1-2016/6)

10. Two-Channel MEMS Gravimeter of the Automated Aircraft Gravimetric System / Korobiichuk I. et. al. // Advances in Intelligent Systems and Computing. 2016. P. 481–487. doi: [http://doi.org/10.1007/978-3-319-48923-0\\_51](http://doi.org/10.1007/978-3-319-48923-0_51)

11. Mel'nik V. N., Karachun V. V. Determining Gyroscopic Integrator Errors Due to Diffraction of Sound Waves. International Applied Mechanics. 2004. Vol. 40, Issue 3. P. 328–336. doi: <http://doi.org/10.1023/b:inam.0000031917.13754.2a>

12. Pavlov V. A. (1970). The Gyroscopic Effect: Its Manifestations and Uses. Defense Technical Information Center.

13. Naukovi osnovy pobudovy pretsyziinoho chutlyvoho elementu kompleksu stabilizatora ozbroiennia lehkoi bronovanoi tekhniky / Bezvesilna O. M. et. al. Kyiv: NPO «Priority», 2016. 234 p.

14. Pel'por D. S. Giroskopicheskie sistemy. Teoriya giroskopov i girostabilizatorov. Moscow: Vysshaya shkola, 1986. 423 p.

15. Design of Piezoelectric Gravimeter for Automated Aviation Gravimetric System / Korobiichuk I. et. al. // Journal of Automation, Mobile Robotics & Intelligent Systems. 2016. Vol. 10, Issue 1. P. 43–47. doi: [http://doi.org/10.14313/jamris\\_1-2016/6](http://doi.org/10.14313/jamris_1-2016/6)

16. Investigation of the Effect of Gravity Anomalies on the Precession Motion of Single Gyroscope Gravimeter / Korobiichuk I. et. al. // Solid State Phenomena. 2016. Vol. 251. P. 139–145. doi: <http://doi.org/10.4028/www.scientific.net/ssp.251.139>

17. Piezoelectric Gravimeter of the Aviation Gravimetric System / Korobiichuk I. et. al. // Advances in Intelligent Systems and Computing. Cham: Springer, 2016. P. 753–761. doi: [http://doi.org/10.1007/978-3-319-29357-8\\_65](http://doi.org/10.1007/978-3-319-29357-8_65)

18. Koval A., Irigoyen E. Mobile Wireless System for Outdoor Air Quality Monitoring. Advances in Intelligent Systems and Computing. Cham: Springer, 2016. P. 345–354. doi: [http://doi.org/10.1007/978-3-319-47364-2\\_33](http://doi.org/10.1007/978-3-319-47364-2_33)

19. Tsyporenko V., Tsyporenko V. Development of direct method of direction finding with two-dimensional correlative processing of spatial signal // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2016. Vol. 6, Issue 9 (84). P. 63–70. doi: <http://doi.org/10.15587/1729-4061.2016.85599>