

УДК 528.563
DOI <https://doi.org/10.32838/2663-5941/2019.5-1/05>

Ткачук А.Г.

Державний університет «Житомирська політехніка»

Добржанський О.О.

Державний університет «Житомирська політехніка»

Коваль А.В.

Державний університет «Житомирська політехніка»

Богдановський М.В.

Державний університет «Житомирська політехніка»

РОЗРОБКА НОВОГО ЧУТЛИВОГО ЕЛЕМЕНТУ КОМПЛЕКСУ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОЗБРОЄННЯ

Проаналізовано склад та призначення комплексу стабілізації озброєння легкої броньованої техніки. За основу комплексу стабілізації взято систему автоматичного керування, що забезпечує на легкій броньованій техніці збереження певної кутової орієнтації бапти відносно системи координат, осі якої певним чином орієнтовані у просторі. Встановлено, що основний зміст задач оптимізації параметрів чутливих елементів комплексу стабілізації полягає у визначенні таких параметрів, за яких значення показників ефективності комплексу будуть найкращими. Запропоновано новий однороторний інтегруючий гіроскопічний датчик як чутливий елемент комплексу стабілізації озброєння легкої броньованої техніки. Розглянуто будову нового чутливого елемента та описано принцип його роботи. Встановлено, що використання як чутливого елемента саме однороторного інтегруючого гіроскопічного датчика прискорення підвищує стабільність статичного передавального коефіцієнта завдяки тому, що в такому разі статичний передавальний коефіцієнт визначається лише значенням маятниковості, осевим моментом інерції та частотою обертання ротора гіромотора. Розташування гіромотора, а також розташування валу внутрішнього підвісу гіромотора так, що центр мас гіромотора підтримується максимально близько до осі підвісу зовнішньої рамки, дозволяє звільнитись від перешкод у вихідному сигналі гіроскопічного датчика прискорення, спричинених відцентровими прискореннями, що діють на центр мас гіромотора під час обертання зовнішньої рамки разом з гіромотором навколо осі підвісу зовнішньої рамки. Закріплення гіромотора на валу внутрішнього підвісу гіромотора за допомогою пружних елементів, які працюють переважно на скручення, дозволяє досягти того, що в робочому режимі відносно поздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора не прикладаються моменти, спричинені силами сухого тертя. Наявність таких моментів тертя обов'язково викликала б появу відповідних перешкод у вихідному сигналі гіроскопічного датчика прискорення і зумовила б наявність порогу чутливості гіроскопічного датчика прискорення, спричиненого нелінійним характером сил сухого тертя.

Ключові слова: стабілізатор, чутливий елемент, похибка, регулювання, гіродатчик, гіромотор.

Постановка проблеми. Однією з тенденцій розвитку систем управління вогнем сучасних бойових машин є створення більш ефективного стабілізатора озброєння з високими параметрами точності, що сприяє підвищенню військової потужності бойової машини і живучості системи «екіпаж – машина». З огляду на це аналіз розвитку сучасних стабілізаторів озброєння є актуальним завданням.

Стабілізатор озброєння – це пристрій, що здійснює стабілізацію прицілювання зброї під час переміщення платформи, на якій цю зброю встановлено. Стабілізатор озброєння дозволяє збері-

гати незмінним положення гармати в просторі, а також здійснювати наведення озброєння на ціль незалежно від коливань корпусу легкої броньованої техніки (далі – ЛБТ), що виникають під час руху на місцевості зі змінним ландшафтом.

Аналіз сучасного стану вітчизняної та зарубіжної ЛБТ показує, що багато країн мають у своєму розпорядженні велику кількість бойових машин з озброєнням, що не відповідає сучасним вимогам. Однак ці машини характеризуються досить надійною ходовою частиною, що не відпрацювала свого ресурсу. Заміна всього парку бронемашин на нові сьогодні є неможливою навіть для

економічно розвинених держав, тому найбільш прийнятним виходом є модернізація з використанням універсальних бойових модулів.

Сьогодні перед Міністерством оборони України гостро стоїть проблема підвищення обороноздатності України за умови обмеженості ресурсів. Новий комплекс стабілізації (далі – КС) озброєння ЛБТ та його чутливі елементи, розроблені науковцями НТУУ «КПІ ім. Ігоря Сікорського», Державного університету «Житомирська політехніка» у співпраці з ПАТ «НВО «Київський завод автоматики», не потребують закордонних комплектуючих та мають невисоку собівартість порівняно з аналогами [1, с. 15; 2, с. 29].

З огляду на сказане актуальною науково-технічною проблемою сьогодні є підвищення точності КС озброєння ЛБТ.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. У роботі [2, с. 29] проведено аналіз сучасного стану бронетанкової техніки в Україні. Тут також обґрунтовано доцільність розробки нових комплексів стабілізації озброєння.

У роботі [3, с. 112] описано будову системи наведення і стабілізації озброєння легкоброньованих машин з нейромережевим регулятором. Однак у цій роботі не розглянуто доцільність використання нейромережевого підходу у питанні компенсації інструментальних похибок.

У роботах [4, с. 56; 5, с. 2; 6, с. 151] запропоновано як чутливий елемент системи стабілізації використовувати коріолісовий вібраційний гіроскоп. Також проаналізовано склад і принцип роботи відомої системи ударо- і віброзахисту навігаційного комплексу легкої броньованої техніки. Однак відсутні пропозиції щодо покращення технічних характеристик системи, аналіз математичної моделі та похибок чутливих елементів системи.

У роботі [9, с. 54] побудовано схематичні моделі та проведено моделювання п'єзоелектричних перетворювачів з додатковими електричними коливальними контурами, які можуть бути використані як чутливі елементи стабілізатора озброєння. Використання таких моделей дозволяє за допомогою прикладних програм проводити оцінку характеристик і прогнозування параметрів та режимів роботи п'єзоелектричних перетворювачів. Проте отримані результати не можуть бути використані як доказ того, що датчик такої конструкції має вищу точність від аналогів, оскільки не розглянуто двоканальні схеми компенсації похибок вимірювання.

Постановка завдання. Коливання корпусу ЛБТ мають випадковий характер і під час її руху

ніколи не згасають. Амплітуди кутових коливань мають досить великі частоти. Це призводить до значних переміщень прицільної марки відносно цілі і не дозволяє навіднику утримувати її навіть за допомогою найдосконаліших приводів наведення.

Найбільший вплив на точність стрільби мають коливання ЛБТ у поздовжній площині, що змінюють кут піднесення гармати, і кутові коливання в горизонтальній площині, що змінюють кут горизонтального наведення. Вони призводять до значного розсіювання снарядів і куль.

Поперечні кутові коливання, що спричинюють нахил гармати, мають менший вплив, але зростають зі збільшенням дальності стрільби.

Названі чинники зумовлюють збільшення похибок наведення, які зростають у стрільбі під час ходу в 10–30 разів у порівнянні зі стрільбою з місця.

Також розсіювання снарядів при стрільбі зумовлене запізненням пострілу, тобто часом від моменту закінчення наведення, коли навідник прийняв рішення про здійснення пострілу, до вильоту снаряда з каналу ствола. Час запізнення пострілу становить близько 0,1–0,15 с. Знаряддя не керується навідником, тому внаслідок коливання корпусу ЛБТ може змінити своє кутове положення на 3–5 т. ч. (тисячних часток). Звісно, що за таких відхилень снаряд не влучить у ціль [7, с. 11].

Розсіювання снарядів зростає також і внаслідок зміни напряму і величини вектора початкової швидкості снаряда, адже снаряд завжди буде відхилитися в бік руху стовбура гармати. У результаті дій різних факторів розсіювання снарядів при стрільбі під час ходу зростає приблизно в 10–12 разів.

Точність стрільби під час ходу знижується також і внаслідок безперервної зміни відстані до цілі. При швидкості руху від 20 до 25 км/год встановлена в прицілі дальність змінюється на одну поділку (100 м) за 15–20 с, що вимагає постійних поправок під час ведення стрільби, відволікає навідника від спостереження за полем бою.

Коливання корпусу під час руху, пов'язані з рельєфом місцевості, суттєво погіршують умови ведення стрільби. Ускладнюються умови спостереження з ЛБТ і виявлення цілей, а також робота навідника. Темп стрільби під час руху знижується приблизно вдвічі. Унаслідок такого зниження точність стрільби з ЛБТ під час ходу різко зменшується [7, с. 13].

Влучність стрільби визначається точністю суміщення середньої точки влучення з наміче-

ною точкою на цілі і величиною розсіювання. Що ближче середня точка влучення до намірної і що менше розсіювання куль (снарядів), то краща влучність. Стрільба вважається влучною, якщо середня точка влучення відхиляється від намірної точки на цілі не більше ніж на половину тисячної дальності стрільби, що відповідає допустимому відхиленню середньої точки влучення від контрольної точки при приведенні зброї до бойової готовності, а розсіювання не перевищує табличних норм.

Тому для підвищення ефективності стрільби під час ходу сучасні ЛБТ оснащуються спеціальними автоматичними пристроями – стабілізаторами озброєння (далі – СО).

Стабілізатор озброєння входить до складу системи управління вогнем (далі – СУВ) ЛБТ і призначається для стабілізованого наведення основного озброєння. СО забезпечують підвищення влучності стрільби під час ходу шляхом збереження заданого напрямку лінії пострілу і лінії прицілювання з досить високою точністю. Зберегти заданий напрямок вручну під час руху ЛБТ практично неможливо, тому стабілізатори озброєння являють собою автоматичні пристрої або системи автоматичного регулювання, що забезпечують виконання цього завдання без безпосередньої участі військовослужбовців.

Технічно стабілізатор – це набір датчиків і обчислювальний комплекс, з'єднаний з приводом гармати. На підставі показників датчиків визначаються параметри переміщення платформи і вида-

ються керуючі команди приводу гармати, який компенсує відхилення.

Мета статті – запропонувати новий чутливий елемент КС озброєння ЛБТ та описати принцип його роботи.

Виклад основного матеріалу дослідження. Стабілізатор озброєння складається з таких частин: привода вертикального наведення (далі – ВН); привода горизонтального наведення (далі – ГН); блока датчиків (далі – БД); блока управління; комплекту монтажних частин. Наведемо функціональну схему СО (рис. 1.) [7, с. 18]. Подвійні стрілки на малюнку відображають механічні зв'язки, а одинарні – електричні.

Стабілізація озброєння забезпечується шляхом збереження заданого положення лінії пострілу у вертикальній площині (автоматичне переміщення вежі) і в горизонтальній площині (автоматичне переміщення гармати) за допомогою виконавчого приводу.

За наявності стабілізатора кутова швидкість відхилення корпусу машини Θ_0 відносно заданого положення вимірюється спеціальним датчиком, виконаним на основі триступеневого гіроскопа, який розміщується в модулі – блоці головного дзеркала прицілу навідника (інший – в аналогічному модулі прицілу командира). Вимірюване механічне відхилення перетворюється за допомогою перетворювача – обертового трансформатора – на електричний сигнал, який потім посилюється, перетворюється (інтегрується, підсумовується з іншими сигналами) підсилювачем

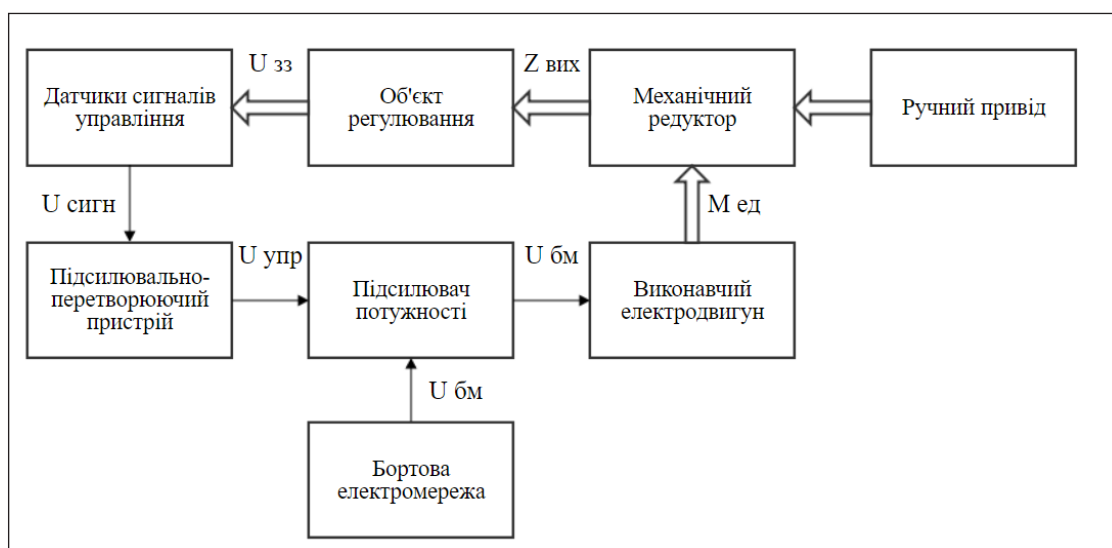


Рис. 1. Функціональна схема СО: $U_{\text{сигн}}$ – напруга сигналів датчиків СО; $U_{\text{упр}}$ – напруга сигналу управління СО; $U_{\text{бм}}$ – напруга бортової мережі; $M_{\text{ед}}$ – механічний момент ЕД; $Z_{\text{вих}}$ – регульоване (вихідне) зусилля (частота обертання); $U_{\text{зз}}$ – напруга сигналів зворотного зв'язку

і подається на вхід виконавчого приводу стабілізатора.

Відповідно до величини і знаку сигналу неузгодженості виконавчий привід розвиває крутий момент, під дією якого виникає рух блоку зброї відносно корпусу (вежі) в протилежному напрямку. Якщо швидкість відносного руху зрівняється зі швидкістю руху корпусу, то подальше збільшення відхилення Θ_0 припиниться.

Під час руху ЛБТ кутові швидкості повороту корпусу безперервно змінюються як за величиною, так і за знаком. Через це змінюється і величина відхилення Θ_0 від свого заданого положення. Щоб більша величина розвинутого виконавчим приводом обертового (стабілізуючого) моменту при відхиленні гармати на одиницю кута, то вища точність стабілізації.

Новий однороторний інтегруючий гіроскопічний датчик містить гіромотор, який закріплений на валу внутрішнього підвісу гіромотора пружними елементами, які виготовлені так, що жорсткість пружних елементів під час скручення на повздовжній осі валу внутрішнього підвісу гіромотора є набагато меншою, ніж жорсткість пружних елементів під час вигину.

Повздовжня вісь валу внутрішнього підвісу гіромотора зміщена відносно площини зовнішньої рамки і розташована у площині, перпендикулярній до осі підвісу зовнішньої рамки, а центр мас гіромотора розташований на осі обертання ротора гіромотора. Вісь обертання ротора гіромотора перпендикулярна до площини зовнішньої рамки, а центр мас гіромотора розміщений на осі підвісу зовнішньої рамки, яка встановлена вздовж вертикалі місця.

Встановлення осі підвісу зовнішньої рамки вздовж вертикалі місця реалізується, наприклад, монтажем гіроскопічного датчика прискорення на горизонтально стабілізовану платформу [10, с. 106].

На валу внутрішнього підвісу гіромотора розташований датчик кута закручення пружних елементів, вихід якого підключений до першого підсилюючого елемента, який своїм виходом підключений до виконавчого двигуна, який жорстко закріплений на зовнішній рамці, а вал іншого виконавчого двигуна є валом внутрішнього підвісу гіромотора.

На зовнішній рамці встановлений датчик кута повороту гіромотора, вихід якого підключений до бортового комп'ютера та до другого підсилюючого елемента, який своїм виходом під'єднаний до датчика моменту, що встановлений на осі підвісу зовнішньої рамки. Підключення датчика кута повороту гіромотора до бортового комп'ютера

дозволяє організувати контроль виконання умови перпендикулярності осі обертання ротора гіромотора до осі підвісу зовнішньої рамки.

До блока живлення стабілізованої частоти під'єднаний гіромотор та датчик поточної частоти живлення, вихід якого підключений до бортового комп'ютера. Вихід датчика частоти живлення під'єднаний до бортового комп'ютера для можливості визначення поточної частоти обертання ротора гіромотора, за якою бортовий комп'ютер визначає статичний передавальний коефіцієнт гіроскопічного датчика прискорення.

Далі розповімо, як працює датчик. Ротор гіромотора обертається з частотою γ навколо осі обертання ротора гіромотора, створюючи кінетичний момент H . Вертикальний складник g_ξ та горизонтальні складники g_η , g_ζ вектора прискорення разом із вертикальним складником W_ξ та горизонтальними складниками W_η , W_ζ вектора лінійного прискорення горизонтально стабілізованої платформи діють на зміщений відносно повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора центр мас S гіромотора. У такий спосіб створюється момент $M_{g,w}$ відносно повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора. Момент $M_{g,w}$, якщо використовувати загальні принципи опису динаміки гіроскопічних систем, визначається так:

$$M_{g,w} = -m \cdot l \cdot [(W_\xi - g_\xi) \cdot \cos \beta + (W_\eta - g_\eta) \cdot \sin \alpha \cdot \sin \beta - (W_\zeta - g_\zeta) \cdot \cos \alpha \cdot \sin \beta], \quad (1)$$

де $l \cdot m$ – маятниковість гіромотора; β – кут повороту гіромотора навколо повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора; α – кут повороту зовнішньої рамки навколо осі підвісу зовнішньої рамки.

За наявності горизонтальних складників $\dot{\omega}_\zeta$, $\dot{\omega}_\eta$ вектора кутового прискорення горизонтально стабілізованої платформи, де безпосередньо встановлений гіроскопічний датчик прискорення, виникає момент M_{in} сил інерції відносно повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу першого гіромотора, який визначається у такий спосіб:

$$M_{in} = -B \cdot (\dot{\omega}_\eta \cdot \cos \alpha + \dot{\omega}_\zeta \cdot \sin \alpha), \quad (2)$$

де B – момент інерції гіромотора відносно повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора.

Вертикальний складник ω_ξ та горизонтальні складники ω_η , ω_ζ вектора кутової швидкості горизонтально стабілізованої платформи, де безпосередньо встановлений гіроскопічний датчик

гравітаційного прискорення, спричинюють появу моменту M_k коріолісових сил інерції (гіроскопічного моменту) від переносної кутової швидкості горизонтально стабілізованої платформи. Момент M_k , який прикладений відносно повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора, визначається у такий спосіб:

$$M_k = H \cdot \left(\begin{matrix} \omega_\xi \cdot \cos \beta + \omega_\eta \cdot \sin \alpha \cdot \\ \cdot \sin \beta - \omega_\zeta \cdot \cos \alpha \cdot \sin \beta \end{matrix} \right), \quad (3)$$

де H – кінетичний момент, що створюється обертанням ротора гіромотора.

Моменти $M_{g,W}$, M_k , M_{in} спричинюють обертання гіромотора навколо повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора, тому виникає така нерівність:

$$\beta \neq 0 \quad (4)$$

Гіромотор, обертаючись навколо повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора, закручує пружні елементи. При цьому відносно вказаної осі виникають моменти від сил пружності пружних елементів M_{np} , які визначаються так:

$$M_{np} = C \cdot \Delta\beta_{np}, \quad (5)$$

$$\Delta\beta_{np} = \beta - \beta_{де}, \quad (6)$$

де C – коефіцієнт жорсткості пружних елементів під час скручення на повздовжній осі валу внутрішнього підвісу гіромотора; $\Delta\beta_{np}$ – кут закручення пружних елементів; $\beta_{де}$ – кут повороту виконавчим двигуном валу внутрішнього підвісу гіромотора навколо повздовжньої осі валу внутрішнього підвісу гіромотора.

Відповідно до загальних принципів опису динаміки гіроскопічних систем та умови, що $\beta \rightarrow 0$, а $M_{np} \rightarrow 0$, кут $\alpha(t)$ повороту зовнішньої рамки в усталеному режимі розраховується за такою формулою:

$$\begin{aligned} \alpha_{yem}(t) &\approx -\frac{1}{H} \int_{t_{поч}}^t (M_{g,W} + M_{in} + M_k + M_{np}) dt = \\ &= \frac{ml}{H} \int_{t_{поч}}^t (W_\xi - g_\xi) dt + \frac{1}{H} \int_{t_{поч}}^t (-H \cdot \omega_\xi) dt + \end{aligned} \quad (7)$$

$$+ \frac{B}{H} \int_{t_{поч}}^t (\dot{\omega}_\eta \cdot \cos \alpha + \dot{\omega}_\zeta \cdot \sin \alpha) dt,$$

де $t_{поч}$ – час початку відліку даних; t – час кінця відліку даних.

Корисним складником сигналу в такому разі є число, що вираховується за такою формулою:

$$\alpha_{кор.yem}(t) = -\frac{m \cdot l}{H} \int_{t_{поч}}^t g_\xi dt. \quad (8)$$

Сигнал $\alpha(t)$ сприймається датчиком кута повороту зовнішньої рамки, встановленим на осі підвісу зовнішньої рамки, і є основним вихідним сигналом гіроскопічного датчика прискорення. З виходу датчика кута повороту зовнішньої рамки цей сигнал потрапляє до бортового комп'ютера для обробки.

Висновки. У статті пропонується використання як чутливого елемента КС озброєння однороторного інтегруючого гіроскопічного датчика прискорення, у якому підвищується стабільність статичного передавального коефіцієнта завдяки тому, що в такому разі статичний передавальний коефіцієнт визначається лише значенням маятниковості, осевим моментом інерції та частотою обертання ротора гіромотора. Оскільки значення маятниковості та осевого моменту інерції ротора гіромотора можливо стабілізувати лише підбором матеріалів з малим температурним розширенням, а стабільність значення частоти обертання ротора гіромотора можна забезпечити завдяки використанню якісного прецизійного синхронного гіромотора сукупно з блоком живлення стабілізованої частоти, то забезпечується отримання стабільного статичного передавального коефіцієнта гіроскопічного датчика.

Список літератури:

1. Безвесільна О.М., Ткачук А.Г. Система захисту приладового комплексу від ударних та вібраційних впливів : монографія. Київ : НПО «Пріоритети», 2018, 170 с.
2. Тарасенко А. Бронетанковая техника Украины: итоги, потенциал, перспективы. *Бронетанковая техника Украины*. 2008. №4/2008. С. 29–35.
3. Кузнецов Б.І., Василець Т.Ю., Варфоломійєв О.О. Система наведення і стабілізації озброєння легкоброньованих машин з нейромереживим регулятором. *Системи озброєння і військова техніка*. 2010. № 1 (13). Р. 112–116.
4. Chikovani V.V. Influence of shock on the vibration amplitude stabilization system of Coriolis vibratory gyroscope resonator. *Електроніка та системи управління*. № 4 (34). 2012р. С. 56–63.
5. Guerard, J. Quartz structures for Coriolis Vibrating Gyroscopes. *Phys. & Instrum. Dept.* 2014. С. 1–4.

6. Korobiichuk I. Mathematical model of precision sensor for an automatic weapons stabilizer system. *Measurement: Journal of the International Measurement Confederation*. 2016. Vol. 89. P. 151–158.

7. Кудрявцев А.М. Электрооборудование бронетанковой техники. Электрооборудование боевых машин. Стабилизаторы вооружения 2Э36: устройство и обслуживание : учебное пособие. Рязань : РВВДКУ(ВИ), 2013, 144 с.

8. Безвесільна О.М., Ткачук А.Г. Будова та принцип роботи нового прецизійного п'єзоелектричного чутливого елемента системи стабілізації. *Науковий журнал «Вчені записки Таврійського національного університету імені В.І. Вернадського. Серія «Технічні науки»*. №3 (29). 2018. С.54–58.

Tkachuk A.H., Dobrzhanskyi O.O., Koval A.V., Bohdanovskyi M.V. DEVELOPMENT OF A NEW SENSITIVE ELEMENT OF THE ARMS STABILIZATION COMPLEX

The composition and purpose of the armored light armament stabilization complex are analyzed. The basis of the stabilization complex is the automatic control system, which ensures the light armored vehicles to maintain a certain angular orientation of the tower relative to the coordinate system, the axes of which are oriented in some way in space. It is established that the main content of the problems of optimization of the parameters of the sensing elements of the stabilization complex is to determine such parameters at which the values of the performance indicators of the complex will be the best. A new one-rotor integrating gyroscopic sensor is proposed as a sensitive element of the weapon stabilization complex. The structure of the new sensitive element is considered and the principle of its operation is described. It is established that the use of a single-rotor integrating gyroscopic acceleration sensor as a sensitive element increases the stability of the static transmission coefficient due to the fact that in this case, the static transmission coefficient is determined only by the value of the pendulum, the axial moment of inertia and the rotor. The location of the gyromotor, as well as the arrangement of the shaft of the internal suspension of the gyromotor so that the center of mass of the gyromotor is supported as close as possible to the axis of suspension of the outer frame, allows to be released from the components-interferences in the output signal of the gyroscopic acceleration sensor caused by centrifugal acceleration of the centers rotation of the outer frame together with the gyromotor about the axis of suspension of the outer frame. Fixing the gyromotor to the shaft of the internal suspension of the gyro motor with the help of elastic elements, which mainly work on the twist, allows to achieve that in the operating mode relative to the longitudinal axis of the shaft of the internal suspension of the gyromotor is not applied moments caused by the forces of dry friction. The presence of such moments of friction would necessarily cause the appearance of the corresponding interference components in the output signal of the gyroscopic acceleration sensor and would lead to the presence of a sensitivity threshold of the gyroscopic acceleration sensor due to the nonlinear nature of the forces of dry friction.

Key words: stabilizer, sensitive element, error, regulation, gyro sensors, gyro motor.