

СЕКЦІЯ 1
КОМП'ЮТЕРНО-ІНТЕГРОВАНІ ТЕХНОЛОГІЇ ТА СИСТЕМИ
НАВІГАЦІЇ І КЕРУВАННЯ

УДК 531.383

ОСОБЛИВОСТІ ПОХИБОК МІКРОМЕХАНІЧНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ
НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ В АВТОНОМНОМУ РЕЖИМІ РОБОТИ

Нестеренко О. І.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна

E-mail: oleg.i.nesterenko@gmail.com

Серед різних способів визначення поточних координат руху об'єктів автономним є використання інерціальної навігаційної системи (ІНС), хоча її автономність є неповною, оскільки потребує зовнішньої інформації про початкові координати і швидкість руху. Також у багатьох застосуваннях ІНС потребує корекції від зовнішніх джерел інформації щоб обмежити або і зовсім усунути властиве ІНС накопичення похибок, що робить ІНС вже неавтономним пристроєм. Особливо це стосується ІНС, побудованих на відносно недорогих мікромеханічних датчиках – гіроскопічних датчиках кутової швидкості (ДКШ) і низькочастотних лінійних акселерометрах. В таких ІНС похибки визначення координат накопичуються дуже швидко, досягаючи сотень метрів за декілька хвилин роботи у автономному режимі. Те ж стосується і визначення швидкості ІНС.

З іншого боку, хоча для мікромеханічних ІНС наявність зовнішньої корекції є важливою необхідністю, на практиці зустрічаються ситуації, коли ця корекція стає на якийсь час недоступною, як, наприклад, використання даних супутникової навігаційної системи (СНС). Тому актуальною задачею є оцінка точностних характеристик мікромеханічної ІНС у автономному режимі роботи.

Як відомо [1], [2] основним джерелом похибок ІНС є похибки її інерціальних датчиків (гіроскопів і акселерометрів), насамперед – нестабільність їх нульових сигналів і випадковий дрейф, викликаний інтегруванням шумів вимірювання вихідних сигналів датчиків. Модель похибок ІНС у визначенні координат, викликаних вказаними похибками датчиків, достатньо повно викладена в [3]. У даній роботі отримана аналогічна модель похибок ІНС у визначенні лінійної швидкості. Для невеликого часу автономної роботи похибки ІНС можна записати наступним чином, розкладаючи в ряд тригонометричні функції, які входять до повної моделі похибок, див. таблицю 1.

Таблиця 1. Вирази для похибок ІНС у визначенні позиції ΔS і швидкості ΔV

Джерело похибки	Похибка позиції ІНС	Похибка швидкості ІНС
Постійне зміщення нуля ДКШ, $\Delta\omega$	$\Delta S_{\omega 1} = g \cdot \Delta\omega \cdot \frac{t^3}{6}$	$\Delta V_{\omega 1} = g \cdot \Delta\omega \cdot \frac{t^2}{2}$
Випадковий шум вимірювання ДКШ інтенсивністю r_{ω}^2	$\Delta S_{\omega 2} = g \cdot r_{\omega} \cdot \frac{t^{5/2}}{\sqrt{20}}$ (СКВ)	$\Delta V_{\omega 2} = g \cdot r_{\omega} \cdot \sqrt{\frac{5}{16}} \cdot t^{3/2}$ (СКВ)
Постійне зміщення нуля акселерометра, Δa	$\Delta S_{a1} = \Delta a \cdot \frac{t^2}{2}$	$\Delta V_{a1} = \Delta a \cdot t$
Випадковий шум вимірювання акселерометра інтенсивністю r_a^2	$\Delta S_{a2} = r_a \cdot \frac{t^{3/2}}{\sqrt{3}}$ (СКВ)	$\Delta V_{a2} = r_a \cdot \frac{\sqrt{3}}{2} \cdot t^{1/2}$ (СКВ)

У таблиці 1 використані наступні позначення: g – прискорення вільного падіння; t – час автономної роботи ІНС; СКВ – середньо-квадратичне відхилення похибки. Відмітимо, що у таблиці наведені похибки лише горизонтального каналу ІНС.

Для прикладу розглянемо характеристики однієї з найбільш точних мікромеханічних ІНС, представлених на ринку – INS-P фірми Inertial Labs (США). У таблиці 2 наведено основні характеристики точності датчиків INS-P відповідно до специфікації [4].

Таблиця 2. Основні характеристики точності датчиків INS-P фірми Inertial Labs

Параметр	Одиниця вимірювання	Числове значення
Стабільність нуля ДКШ в пуску	град/год	1
Випадковий дрейф ДКШ	град / $\sqrt{\text{год}}$	0,2
Стабільність нуля акселерометра в пуску	mg	0,02
Випадковий дрейф акселерометра	м/с / $\sqrt{\text{год}}$	0,035

На основі даних таблиці 2 приймемо наступні значення параметрів ІНС для розрахунку, привівши їх до одиниць вимірювання відповідно до формул, наведених у таблиці 1:

Таблиця 3. Основні характеристики точності датчиків ІНС, прийняті для розрахунку

Параметр, позначення	Одиниця вимірювання	Числове значення
Постійне зміщення нуля ДКШ, $\Delta\omega$	рад/с	$4,8 \cdot 10^{-6}$
Корінь з інтенсивності шуму вимірювання ДКШ, r_{ω}	рад / с / $\sqrt{\text{Гц}}$	$5,8 \cdot 10^{-5}$
Постійне зміщення нуля акселерометра, Δa	м/с ²	$2 \cdot 10^{-4}$
Корінь з інтенсивності шуму вимірювання акселерометра, r_a	м/с ² / $\sqrt{\text{Гц}}$	$5,8 \cdot 10^{-4}$

На рис. 1 і рис. 2 наведено результати розрахунку складових похибок ІНС у визначенні горизонтальної позиції і горизонтальної швидкості за формулами, наведеними у таблиці 1. Також на рисунках показані графіки сумарних похибок, порохованих за формулами

$$\Delta S_{\Sigma} = \sqrt{\Delta S_{\omega 1}^2 + \Delta S_{\omega 2}^2 + \Delta S_{a 1}^2 + \Delta S_{a 2}^2}; \Delta V_{\Sigma} = \sqrt{\Delta V_{\omega 1}^2 + \Delta V_{\omega 2}^2 + \Delta V_{a 1}^2 + \Delta V_{a 2}^2}.$$

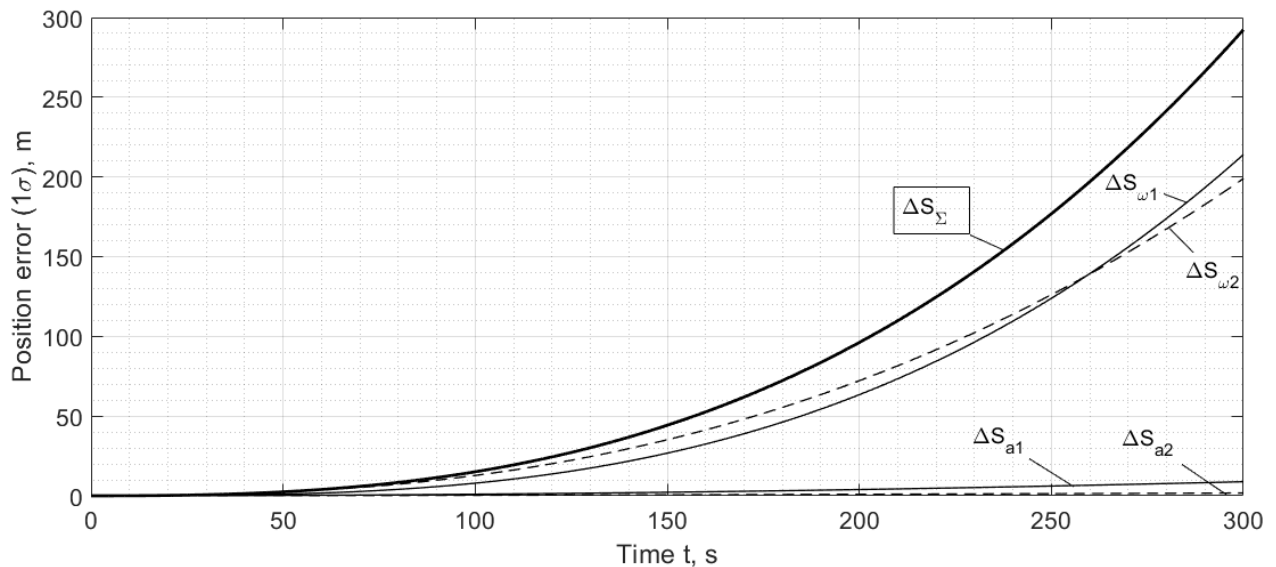


Рис. 1. Складові похибки виначення позиції мікромеханічної ІНС

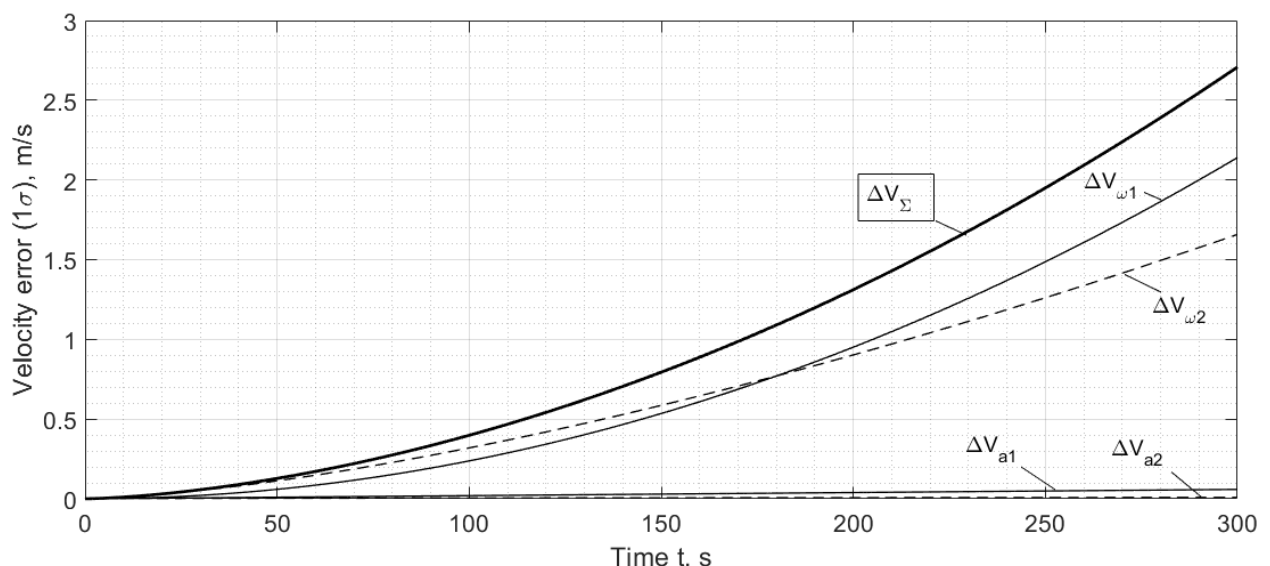


Рис. 2. Складові похибки виначення швидкості мікромеханічної ІНС

Як видно з графіків рис. 1, рис. 2, найбільш значний вплив на похибки мікромеханічної ІНС мають похибки ДКШ. Цей висновок справедливий практично для всіх мікромеханічних ІНС, що спонукає виробників до пошуку

саме кращих гіроскопів для підвищення точності ІНС. Відомі рішення, коли в ІНС використовуються якісно нові гіроскопи, наприклад, волоконно-оптичні, при цьому акселерометри залишають мікромеханічними.

Відмітимо, що оцінки похибок ІНС, показані на рис. 1, рис. 2 є доволі оптимістичними. При реальній роботі основні складові цих похибок ІНС ΔS_{01} , ΔV_{01} , які викликані зміщенням нуля ДКШ $\Delta\omega$, мають значно більше значення, через більшу величину $\Delta\omega$ ніж значення стабільності нуля ДКШ в пуску. Зміщення нуля змінюється від пуску до пуску, і зазвичай оцінюється у два етапи: при початковому виставленні ІНС після старту (якщо дозволяють умови) і далі під час основної роботи, якщо наявні зовнішні дані дозволяють спостерігати нулі ДКШ (наприклад, дані приймача СНС). Тому у вирази для ΔS_{01} , ΔV_{01} у таблиці 1 входить залишкове (недооцінене) зміщення нуля ДКШ $\Delta\omega$ на момент пропадання зовнішньої корекції і переходу ІНС до автономного режиму роботи. А прийнята при розрахунку стабільність нуля ДКШ в пуску – це скоріш додаткова зміна залишкового зміщення нуля.

Ключові слова: інерціальна навігаційна система, мікромеханічний датчик, похибка визначення позиції і швидкості.

Література

- [1] П. В. Бромберг, *Теория инерциальных систем навигации*. Москва, СССР: Наука, 1979.
- [2] D. H. Titterton, J. L. Weston, *Strapdown Inertial Navigation Technology*. IEE, London, 2004.
- [3] С. П. Дмитриев, *Инерциальные методы в инженерной геодезии*. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 1997.
- [4] Inertial Labs Single and Dual Antenna GPS-Aided Inertial Navigation System. Datasheet Rev.6.28. Режим доступу: <https://inertiallabs.com/wp-content/uploads/2024/01/INS-B-P-D-DL Datasheet rev-6.28 Jan 2024.pdf>

УДК 531.383

НОВІ ФОРМУЛИ ДЛЯ АВТОНОМНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ШИРОТИ

Аврутов В. В., Гегельський О. В.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, Україна

E-mail: vyshgorod@gmail.com

Очевидно, що сьогодні глобальні навігаційні супутникові системи (GNSS) є основними навігаційними системами. Наприклад, військові супутникові приймачі GPS дають похибку визначення місця розташування менше 1 м. Оснащення супутників високошвидкісними міжсупутниковими каналами зв'язку дозволить визначати місцезнаходження користувача з похибкою до 0,15 м [1]. Але, на жаль, системи супутникової навігації не є автономними. Під час міжнародних криз і військових конфліктів GNSS чутлива до атак електронних засобів протидії. Тому останнім часом велике значення набуває розвиток автономних навігаційних систем.

Розглянемо такі системи координат: $O\xi\eta\zeta$ - географічна система координат (рис. 1), така що вісь $O\eta$ спрямована на північ, вісь $O\xi$ - на схід, $O\zeta$ - місцева вертикаль, $Oxyz$ - система координат, пов'язана з інерціально-вимірювальним модулем (ІВМ), який складається з трьох ортогональних гіроскопів та трьох акселерометрів.

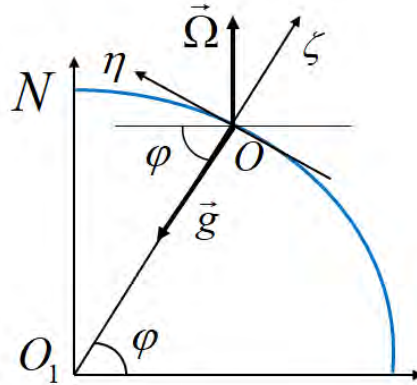


Рис. 1. Положення ІВМ з центром O відносно площини меридіану.

Позначимо через φ широту місця, \vec{g} - вектор гравітаційного прискорення, $\vec{\Omega}$ - вектор кутової швидкості обертання Землі.

Використовуючи скалярний добуток двох векторів \vec{g} та $\vec{\Omega}$, отримуємо вираз для визначення широти місця [2]:

$$\sin \varphi = -\frac{1}{\Omega \cdot g} (\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z), \quad (1)$$

де $g = \sqrt{g_x^2 + g_y^2 + g_z^2}$ - модуль гравітаційного прискорення, $\Omega = \sqrt{\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2}$ - абсолютне значення кутової швидкості обертання Землі; $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ - проекції кутової швидкості обертання Землі та g_x, g_y, g_z - проекції гравітаційного прискорення на вісі $Oxyz$.

Аналогічно, використовуючи векторний добуток прискорення сили тяжіння та кутової швидкості обертання Землі, можна отримати вираз:

$$\cos \varphi = \frac{1}{\Omega g} \sqrt{(\Omega_y g_z - \Omega_z g_y)^2 + (\Omega_z g_x - \Omega_x g_z)^2 + (\Omega_x g_y - \Omega_y g_x)^2}, \quad (2)$$

На підставі виразів (1) і (2) отримуємо третю формулу для визначення широти місця:

$$\operatorname{tg} \varphi = -\frac{\Omega_x \cdot g_x + \Omega_y \cdot g_y + \Omega_z \cdot g_z}{\sqrt{(\Omega_y g_z - \Omega_z g_y)^2 + (\Omega_z g_x - \Omega_x g_z)^2 + (\Omega_x g_y - \Omega_y g_x)^2}}. \quad (3)$$

Отже, щоб обчислити широту місця, необхідно знати значення проекцій кутової швидкості обертання Землі та проекцій прискорення сили тяжіння на осі, пов'язані з ІМУ.

Для перевірки справедливості останнього виразу будемо вважати, що осі ІМУ збігаються з осями географічної системи координат:

$$Ox = O\xi, \quad Oy = O\eta, \quad Oz = Oz.$$

В цьому випадку:

$$\Omega_x = 0, \quad \Omega_y = \Omega \cos \varphi, \quad \Omega_z = \Omega \sin \varphi, \quad g_x = g_y = 0, \quad g_z = -g.$$

Таким чином, отримано два нових вирази (2) і (3) для автономного визначення широти місцезнаходження на нерухомій основі. Поряд з отриманим раніше виразом (1) існують три повних аналітичних вирази для визначення широти. Це дає можливість визначати широту трьома способами. Потрійний рахунок, безсумнівно, підвищує надійність обчислень широти.

Слід зазначити, що описані способи визначення широти (1), (2) і (3) визначають геодезичну широту. Як правило, еталонним значенням широти є геоцентричне значення широти, отримане від GNSS-приймача, яке відрізняється від геодезичного значення широти (рис. 2).

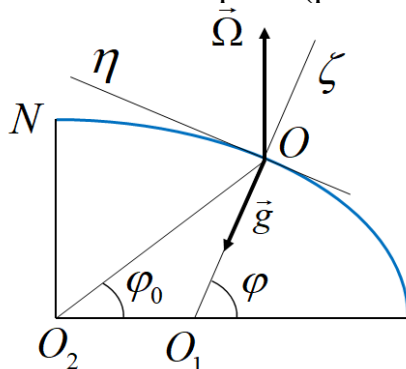


Рис. 2. Геоцентрична φ_0 та геодезична φ широти

Відомо співвідношення між геоцентричною φ_0 та геодезичною φ широтами [3]:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{a_i^2}{b_i^2} \operatorname{tg} \varphi_0,$$

де a_i, b_i – велика і мала півосі для різних ($i=1,2,\dots$) моделей еліпсоїда Землі. Так для еліпсоїда Красовського $a_1 = 6378245$ м, $b_1 = 6356863$ м, а для моделі WGS-84 $a_2 = 6378137$ м, $b_2 = 6356752.3142$ м.

З цього можна отримати різницю (поправку) $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_0$:

$$\Delta\varphi_i = \operatorname{arctg} \frac{\left(\frac{a_i^2}{b_i^2} - 1 \right) \operatorname{tg} \varphi_0}{1 + \frac{a_i^2}{b_i^2} \cdot \operatorname{tg}^2 \varphi_0}. \quad (4)$$

На рис. 3 зображена різниця $\Delta\varphi$. Максимальне значення $\Delta\varphi$ знаходиться на широті 45° (трохи на південь від м. Одеса). Для заданої широти лінійна похибка координат $\Delta s = \Delta\varphi \cdot R$, викликана різницею (4), буде дорівнювати 21,140 км.

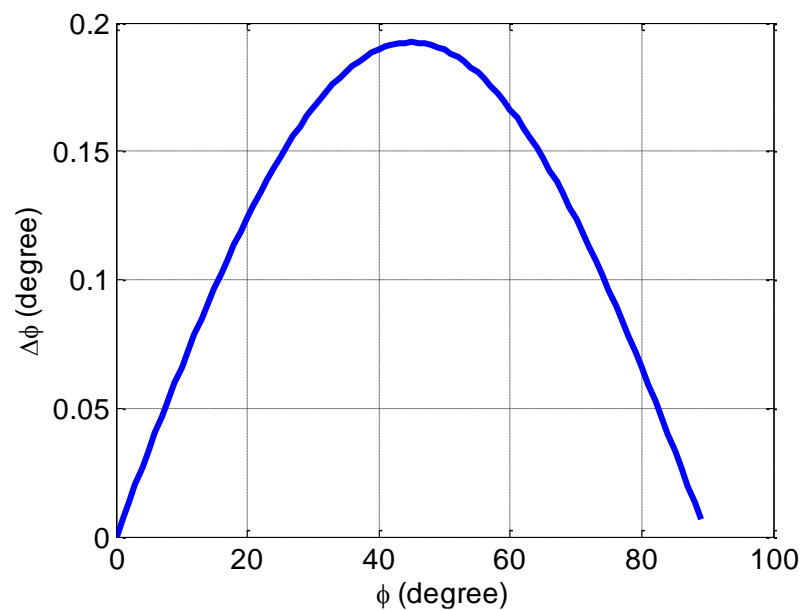


Рис. 3. Різниця між геоцентричною φ_0 та геодезичною φ широтами.

Таким чином, можна зробити висновок про необхідність врахування поправки $\Delta\varphi$ при отриманні геодезичної широти за виразами (1)-(3) для порівняння її з геоцентричною широтою.

Ключові слова: гіроскопи; акселерометри; інерціально-вимірювальний модуль; широта; геоцентрична широта; геодезична широта.

Література

- [1] G. T. Schmidt, “GPS Based Navigation Systems in Difficult Environments”, *Gyroscopy and Navigation*, 10(2), pp. 41-53, 2019.
- [2] V. V. Avrutov, “Autonomous Determination of Initial Latitude with an Inertial Measuring Unit”, *International Applied Mechanics*, 54(5), pp. 594-599, 2018.
- [3] О. А. Бабич, *Обработка информации в навигационных комплексах*. Москва, СССР: Машиностроение, 1991.

УДК 531.383

ОСОБЛИВОСТІ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ТВЕРДОТІЛЬНОГО ВІБРАЦІЙНОГО ГІРОСКОПА З ЦИЛІНДРИЧНИМ РЕЗОНАТОРОМ

Аврутов В. В., Строкач Г. Ю.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна

E-mail: vyshgorod@gmail.com

Твердотільний вібраційний гіроскоп (ТВГ) – гіроскопічний прилад, що працює на основі реєстрації чутливими елементом, у вигляді циліндричного металевого резонатора (рис. 1), компонентів сил Коріоліса. Циліндричний резонатор є представленням кільця, яке резонує на другій, еліптичній моді

коливань. Контроль зміни амплітуд коливань ЧЕ на його електродах під дією сили Коріоліса дає змогу визначити параметри кутового руху чутливого елемента [1-3].

Модель коливання резонатора описується у вигляді двоосового маятника (рис. 2).



Рис. 1. Металевий циліндричний резонатор ТВГ

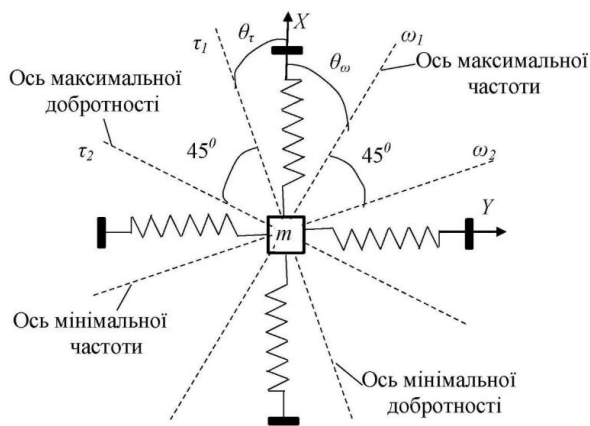


Рис. 2. Модель резонатора у представленні двовимірного маятника

Під дією електрода збудження (вісь X на рис. 2) резонатор розкачується до резонансної частоти і утворює дві зони максимальної та мінімальної амплітуди коливань, які мають назву пучність та вузол відповідно. При обертанні резонатора з кутовою швидкістю Ω стояча хвиля, під дією сил Коріоліса, буде зміщуватись у напрямку обертань.

Зміщення стоячої хвилі фіксується електродом вимірювання, який розташований під кутом в 45° до електрода збудження [1, 3].

Враховуючи неідеальність виготовлення резонатора, в модель включається розщеплення резонансної частоти на дві складові, які лежать під різним кутом до електрода збудження. Повне рівняння такої моделі має наступний вигляд [1-4]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - k(2\Omega\dot{y} + \dot{\Omega}y) + \frac{2}{\tau}\dot{x} + \left(\Delta\frac{1}{\tau}\right)(\dot{x}\cos(2\theta_r) + \dot{y}\sin(2\theta_r)) + (\omega_r^2 - k\Omega^2)x - \\ - \omega\Delta\omega(x\cos(2\theta_\omega) + y\sin(2\theta_\omega)) = 2k\Omega\dot{y} + F_x; \\ \ddot{y} - k(2\Omega\dot{x} + \dot{\Omega}x) + \frac{2}{\tau}\dot{y} + \left(\Delta\frac{1}{\tau}\right)(-\dot{x}\sin(2\theta_r) + \dot{y}\cos(2\theta_r)) + (\omega_r^2 - k\Omega^2)y - \\ - \omega\Delta\omega(x\sin(2\theta_\omega) + y\cos(2\theta_\omega)) = 2k\Omega\dot{x} + F_y. \end{aligned} \tag{1}$$

В рівнянні x – переміщення оболонки резонатора по осі X, y – переміщення оболонки резонатора по осі Y, k – коефіцієнт Брауна, τ – час згасання коливань, ω_r – резонансна частота резонатора, θ_r – вісь максимальної добротності, θ_ω – вісь максимальної резонансної частоти, Ω – кутова швидкість, що діє на резонатор, F_x та F_y – компенсаційні сигнали по

відповідним осям. Зокрема використовуються наступні скорочення для резонансної частоти:

$$\omega_r^2 = \frac{\omega_1^2 + \omega_2^2}{2}, \quad \omega\Delta\omega = \frac{\omega_1^2 - \omega_2^2}{2}, \quad (2)$$

де ω_1, ω_2 максимальна та мінімальна резонансна частота коливань.

Час згасання коливань розраховується зі значення добротності Q та резонансної частоти ω_r :

$$\tau = \frac{2Q}{\omega_r}. \quad (3)$$

Вираз $\frac{2}{\tau}$ та $\left(\Delta\frac{1}{\tau}\right)$ розраховується, виходячи з τ_1 мінімального та τ_2

максимального часу згасання коливань:

$$\frac{2}{\tau} = 2\left(\frac{1}{\tau_1} + \frac{1}{\tau_2}\right); \quad \left(\Delta\frac{1}{\tau}\right) = \frac{1}{\tau_1} - \frac{1}{\tau_2}. \quad (4)$$

Коефіцієнт Браяна розраховується, виходячи з параметрів резонатора, радіусу r , висоти циліндра h та моди коливань n :

$$k = \frac{n}{n^3 + 1 + \frac{3}{n^2}\left(\frac{r}{h}\right)^2}. \quad (5)$$

Запис (1) можна подати компактніше у вигляді [1,2]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2k\Omega\dot{y} + d_{xx}\dot{x} + d_{xy}\dot{y} + k_{xx}x + k_{xy}y &= F_x; \\ \ddot{y} + 2k\Omega\dot{x} + d_{yx}\dot{x} + d_{yy}\dot{y} + k_{yx}x + k_{yy}y &= F_y; \end{aligned} \quad (6)$$

приймаючи, що $d_{xx} = \frac{2}{\tau} + \Delta\left(\frac{1}{\tau}\right)\cos 2\theta_\tau$ – коефіцієнт демпфування коливань по

осі X, $d_{xy} = \Delta\left(\frac{1}{\tau}\right)\sin 2\theta_\tau$ – коефіцієнт демпфування коливань по осі Y, $d_{yx} = d_{xy}$,

$k_{xx} = \omega_1^2 - \omega\Delta\omega\cos 2\theta_\omega$ – нормована на масу жорсткість резонатора по осі X,

$k_{xy} = -\omega\Delta\omega\sin 2\theta_\omega$ – перехресна жорсткість, $k_{yx} = k_{xy}$, $d_{yy} = \frac{2}{\tau} - \Delta\left(\frac{1}{\tau}\right)\cos 2\theta_\tau$ –

коефіцієнт демпфування коливань по осі Y, $k_{yy} = \omega_2^2 + \omega\Delta\omega\cos 2\theta_\omega$ – нормована на масу жорсткість резонатора по осі Y.

Висновки

Повна модель циліндричного резонатора твердотілого вібраційного гіроскопа описується за допомогою моделі двоосьового маятника. Для врахування розщеплення резонансної частоти, що виникає при виготовленні резонатора, до моделі додаються додаткові компоненти. Це коефіцієнти демпфування по осі X та Y, нормовані на масу жорсткість резонатора по осі X

та U , перехресна жорсткість. Додаткові компоненти розраховуються з кутів позиювання осей максимальної частоти та добротності відносно електрода збудження, розщеплення резонансної частоти та розщеплення добротності.

Ключові слова: коріолісовий вібраційний гіроскоп; математична модель.

Література

- [1] V. V. Chikovani, *Vibratory Gyroscopes Based on Micro-Electro-Mechanical and non-Micro-Electro-Mechanical Systems*. Cambridge Scholars Publishing, 2023.
- [2] X. Tang, Y. Pan, L. Zeng, J. Li, Y. Tao et al. “Investigation on influences of phase delay on performance of resonator gyroscopes”, in *2022 DGON Inertial Sensors and Systems (ISS)*, IEEE, 2022, September, pp. 1-16.
- [3] A. Amal, & R. A. Davidson, “Design and development of control electronics for coriolis vibratory gyroscopes”, in *2021 IEEE Aerospace Conference (50100)*, IEEE, 2021, March, pp. 1-10).
- [4] W. Zhao, H. Yang, L. Song, X. Yu, F. Liu, & Y. Su, “Researched on the bias stability of the HRG affected by the temperature and the standing wave azimuth”, *Measurement and Control*, 53(9-10), pp. 1730-1738, 2020.

УДК 007.52+62-523.8

МЕТОД ПІДВИЩЕННЯ СТІЙКОСТІ КРОКУЮЧОГО РОБОТА

Співак С. В, Павловський О. М., Павловська Ю. О.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна

E-mail: spivak.serhii@iit.kpi.ua, a_pav@ukr.net

В наш час, широкого застосування набуває використання крокуючих роботів різного типу. Останні роки їх широко застосовують у промисловості, медицині, військовій справі для виконання завдань різного характеру та складності. Найчастіше, крокуючі робототехнічні системи поділяють за кількістю кінцівок на роботів з двома кінцівками (біподами), чотирьома кінцівками (квадроподами), шістьма кінцівками (гексаподами) та з більшою кількістю кінцівок (міріаподами) [1].

Серед різноманіття існуючих крокуючих роботів відносно малу увагу приділяють саме квадроподам. Такий тип є більш стійкий в порівнянні з біподами та має меншу кількість кінцівок у порівнянні з більш розповсюдженими гексаподами, а отже і меншу вартість та більшу стійкість до відмов [2 - 4]. Проте, основною проблемою біподів та квадроподів є можлива втрата стійкості основної платформи під час переносу кінцівки у нове положення. Ця проблема виникає через складність збереження розташування центру мас в геометричному центрі основи тіла робота під час руху. В залежності від конфігурації крокуючого робота це може призвести до перевертання робота, неможливості продовжувати рух у подальшому або до викривлення траєкторії руху.

В роботі запропоновано один із способів підвищення стійкості основи квадропода завдяки методу зміщення його основи при підйомі однієї з його

кінцівок. Суть методу наведено на рисунку 1.

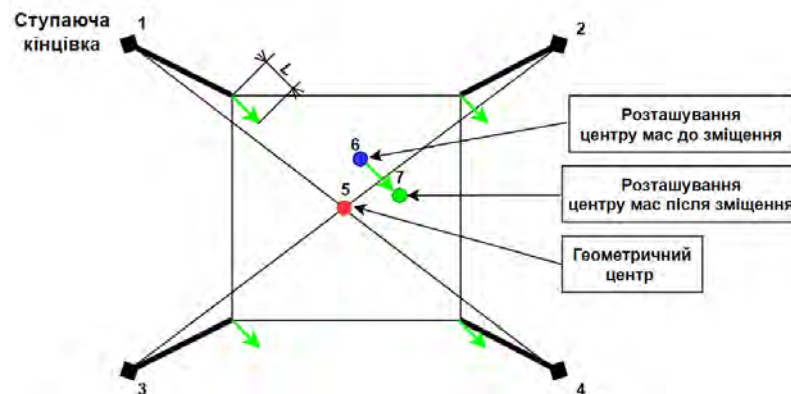


Рис. 1. Приклад виконання методу у випадку підняття кінцівки 1.

Основа платформи представляє собою правильний квадрат або прямокутник на вершинах якого закріплені кінцівки. У статичному положенні, коли всі кінцівки знаходяться на поверхні, а платформа в горизонтальному положенні, цент мас платформи зміщений (точка 6) відносно геометричного центру платформи (5). В момент переносу, кінцівка 1 починає підійматись відносно початкового положення. У такому випадку центр мас робота буде знаходитись за межами трикутника утвореного точками (2-3-4) і платформа втратить стійкість. Здійснивши зміщення тіла робота на відстань L у напрямку від ступаючої кінцівки, центр мас робота зміститься в точку (7), таким чином, нове положення центру мас буде в межа трикутника (2-3-4).

З цього випливає, що для підвищення стійкості при піднятті кінцівки, центр мас повинен бути віддалений від гіпотенузи трикутника якомога далі. З іншої точки зору, зміщення центру мас за рахунок додаткового руху кінцівок призводить до збільшення часу виконання алгоритмів руху, що не завжди може бути прийнятним, особливо при використанні сервоприводів у якості актуаторів на суглобах [2, 3]. Тож підбір зміщення L має проводитись з врахування особливостей виконуваних рухів і завдання в цілому.

Спрощений алгоритм методу наведено на рисунку 2. Як вказано вище, визначається та задається параметр зміщення L . Це може здійснюватися, як один раз на початку запуску (виконується ряд нескладних рухів, для автоматичного/ручного підбору шуканих параметрів зміщення) так і постійно в ході постійної роботи робота. Далі платформа, за рахунок повороту валів відповідних серводвигунів, зміщується на визначене значення відстані L у напрямку від ступаючої кінцівки. Далі, здійснюється переступання обраної кінцівки із початкового положення у нове із врахуванням величини зміщення L , тіло зміщується в початкове положення центру мас, із збереження нового положення крокуючої кінцівки. Далі, алгоритм повторюється циклічно для наступної ступаючої кінцівки реалізуючи загальний алгоритм руху. Основною перевагою описаного вище методу є його простота та повністю алгоритмічна реалізація, без використання додаткових рухомих елементів. Недоліком методу

є збільшення часу виконання алгоритму руху та можливе незначне спотворення руху кінцівки.

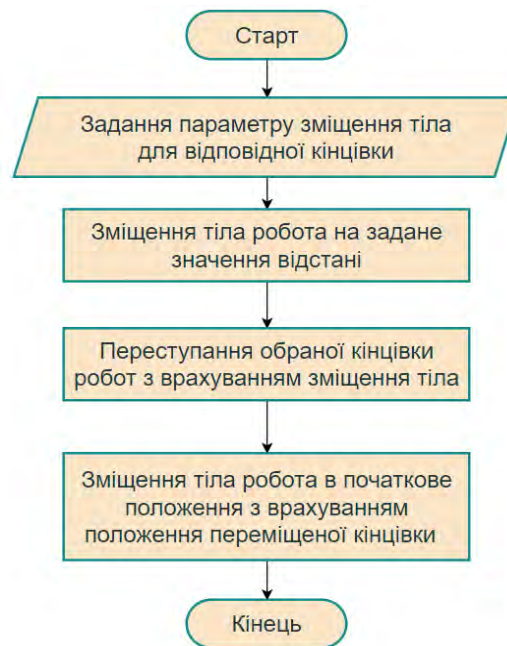


Рис. 2. Алгоритм стабілізації крокуючого робота методом зміщення тіла при підйомі кінцівки

Для перевірки працездатності та ефективності алгоритму, було використано модель робота яка показана на рис. 3.

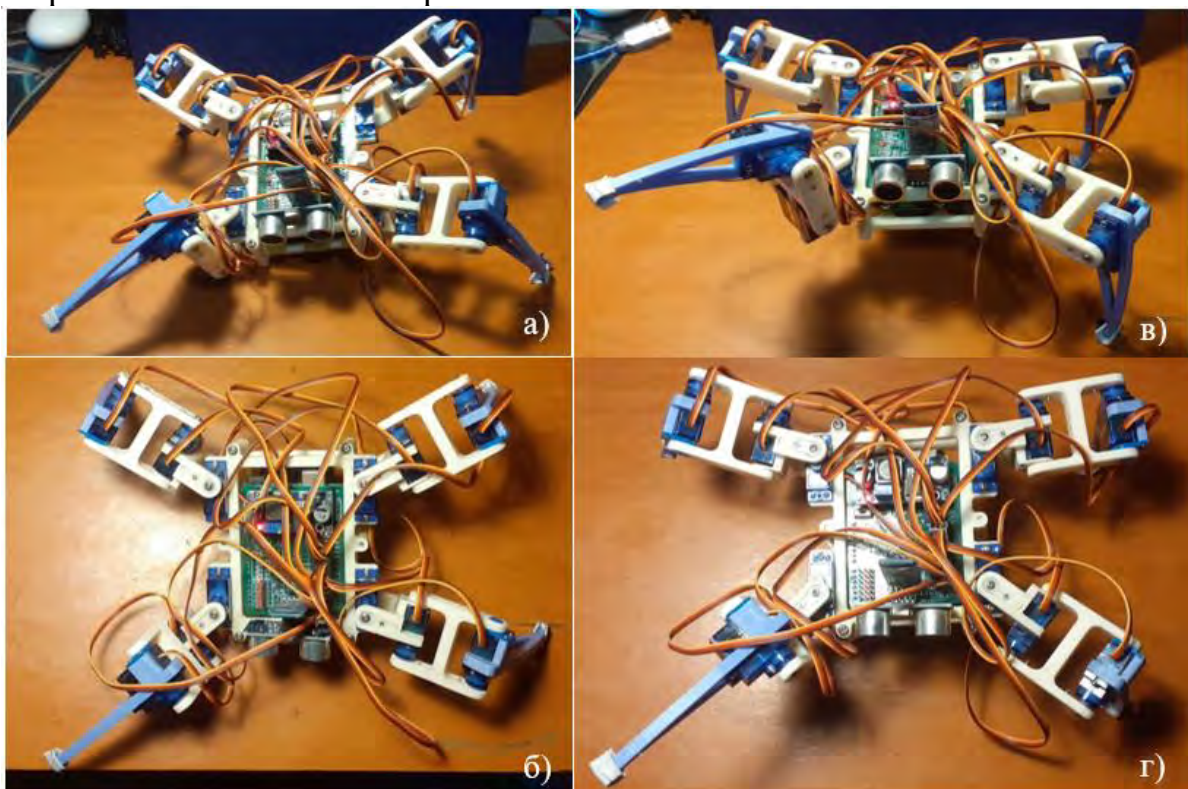


Рис. 3. Модель робота при піднятті кінцівки без реалізації методу стабілізації вид спереду (а) та вид зверху (б); з реалізацією методу стабілізації вид спереду (в) та вид зверху (г)

При використанні базового алгоритму руху робота, постійно спостерігалось його падіння на одну із кінцівок, що піднімалася для виконання кроку вперед. Як видно із рисунку 3 (а, б) при піднятті правої передньої кінцівки, робот втрачає стійкість і падає на неї. На рисунку 3 (в, г) показані результати алгоритму руху з імплементованим алгоритмом підвищення стійкості, що і підтверджує його працездатність та ефективність.

Необхідно зазначити, що запропонований метод ефективний в першу чергу для крокуючих роботів із чотирма кінцівками, хоча може бути використаний і для гексаподів або міріаподів без особливих модифікацій для підвищення їх стійкості при певних умовах.

Ключові слова: крокуючий робот, метод підвищення стійкості, квадропод, стійкість платформи, кінцівка робота, центр мас.

Література

- [1] F. Pop, V. Dolga, O. Ciontos & C. Pop, “CAD design and analytical model of a twelve bar walking mechanism”, *UPB Scientific Bulletin, Series D: Mechanical Engineering*, vol. 73, pp. 35-48, 2011.
- [2] І. М. Платов “Крокуючий квадропод”: дипломний проєкт бакалавра: 151 Автоматизація та комп’ютерно-інтегровані технології, КПІ ім. Ігоря Сікорського, Київ, 65 с., 2020.
- [3] О. М. Павловський, І. М. Платов, Д. О. Півторак, “Концепція створення керованих автоматизованих крокуючих платформ з чотирма кінцівками”, *Вісник КПІ. Серія приладобудування*, Вип. 59(1), с. 79–86, Лип 2020.
- [4] G. Liu, M. Chen, V. Chen, “When joggers meet robots: the past, present, and future of research on humanoid robots”, *Bio-Design and Manufacturing.*, vol. 2, pp.108-118, 2019.

УДК 681.51

НАЛАШТУВАННЯ PID - РЕГУЛЯТОРА НА ПРИКЛАДІ КВАДРОКОПТЕРА

Зюков М. А., Гришанова І. А.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна

E-mail: Trollfacezuck@gmail.com, irgryshanova@gmail.com

PID-регулятор є одним із найпоширеніших автоматичних регуляторів. Він настільки універсальний, що використовується практично скрізь, де потрібне автоматичне керування.

Система управління складається з регулятора, об’єкта управління, керуючого пристрою, датчика та заданого значення.

Під **регулятором** розуміють математичний алгоритм або програму, що виконується на мікроконтролері. Він отримує дані з датчика (керована величина) та задане значення, порівнює їх та генерує сигнал керування, який надсилається до керуючого пристрою. Регулятор працює з дискретними даними, роблячи розрахунки та застосовуючи сигнал керування через рівні проміжки часу (з частотою дискретизації).

Об’єкт управління - це квадрокоптер, а саме польотний контролер. Він має

датчики, що вимірюють керовану величину (наприклад частоту обертання двигуна або відхилення горизонту).

Керуючий пристрій отримує сигнал керування від регулятора та використовує його для впливу на об'єкт управління. Наприклад, він може змінювати швидкість обертання одного з двигунів, щоб вирівняти БпЛА у горизонт.

Зворотний зв'язок - це подача даних про керовану величину з датчика до регулятора. Прикладом є гіроскоп, який вимірює відхилення від горизонту. Це дозволяє системі точно підтримувати задане значення.

Задане значення - це бажане значення керованої величини, яке регулятор прагне досягти, на квадрокоптері це прагнення повернути його у горизонт [1].

Система працює з **дискретними даними**, роблячи вимірювання та розрахунки через рівні проміжки часу (з частотою дискретизації).

Як відомо [2], PID регулятор складається з трьох складових: пропорційної **P**, інтегральної **I** і диференціальної **D**. Вихідне значення формується як сума трьох значень, кожне з яких помножене на свій коефіцієнт. Ця сума після обчислень стає **керуючим сигналом**, який подається на керуючий пристрій.

$$u(t) = P + I + D$$
$$P = K_p e(t)$$
$$I = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau$$
$$D = K_d \frac{de(t)}{dt}$$

де e -помилка регулювання; K_p , K_i , K_d — коефіцієнти посилення пропорційної, інтегральної та диференціальної складових регулятора, відповідно; u - вихідний сигнал регулятора.

На рисунку 1 можемо бачити схему за якою працюють усі PID регулятори.

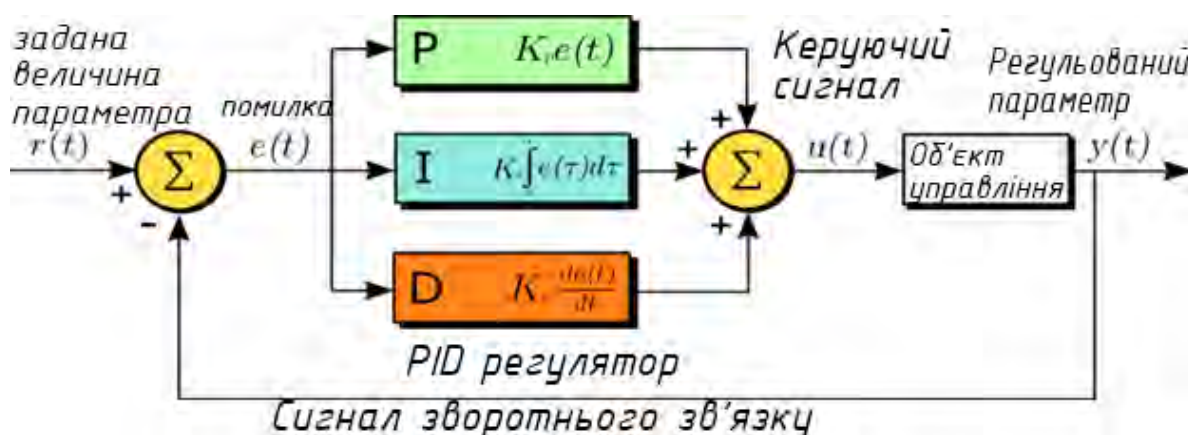


Рис.1. Система управління на основі зворотного зв'язку з PID-регулятором

Розберемо окремо кожний компонент рівняння

P складова. Пропорційна складова є різницею поточного значення з датчика та установки. Ця різниця називається помилкою регулювання, тобто

наскільки далеко знаходиться система від заданого значення. Для квадрокоптера це величина коригуючої сили, прикладеної для того, щоб повернути мультикоптер у його початкове положення.

Збільшення значення P призводить до збільшення динамічної стійкості квадрокоптера, тобто до його здатності протистояти зовнішнім впливам та повертатися до заданої траєкторії після збурення, але надмірно велике значення P може призвести до виникнення коливань та втрати контролю над квадрокоптером.

Зменшення значення P призводить до зменшення динамічної стійкості, що може проявитися у дрейфі квадрокоптера від заданої траєкторії, проте дуже мале значення P робить квадрокоптер надмірно чутливим до зовнішніх впливів, роблячи його нестабільним та складним у керуванні.

I складова. Інтегральна складова інтегрує помилку протягом інтервалу дискретизації, помножену на цей інтервал (dt). Це еквівалентно накопиченню помилки за час, що минув з попереднього розрахунку. Ця властивість дозволяє регулятору з часом повністю усунути помилку, приводячи систему до заданого значення з максимальною точністю. Іншими словами, інтегральний член діє як компенсатор, який поступово коригує систему, враховуючи минулі відхилення. Для квадрокоптера це період часу, протягом якого записуються та усереднюються кутові відхилення.

Збільшення значення I покращує здатність квадрокоптера утримувати початкове положення, але збільшує затримку повернення до початкового положення. Також зменшує вплив коефіцієнта P

Зменшення значення I покращує реакцію квадрокоптера на зміни, але збільшує дрейф і зменшує здатність утримувати початкове положення. Також збільшує вплив коефіцієнта P .

D складова. Диференціальна складова регулятора обчислюється як похідна помилки за часом, поділена на інтервал дискретизації (dt). Це еквівалентно різниці між поточною та попередньою помилкою, поділеній на час, що минув з попереднього вимірювання.

Основна функція D-складової полягає в швидкому реагуванні на зміни сигналу з датчика. Чим більша швидкість зміни, тим більший вплив D-складової на загальну величину керуючого сигналу. Це дозволяє регулятору компенсувати різкі коливання в системі та запобігти її перерегулюванню. При правильному налаштуванні D-складової можна зменшити розгойдування системи та привести її до заданого значення з максимальною точністю. У простому розумінні це швидкість, з якою мультикоптер повернеться до його початкового положення.

Збільшення значення D збільшує швидкість, з якою всі відхилення будуть компенсовані. Це означає також збільшення ймовірності появи перерегулювання та осциляцій. Також збільшується ефект від зміни P (вплив P -компоненти).

Зменшення D зменшує коливання при поверненні до початкового положення. Повернення у початкове становище відбувається повільніше. В результаті маємо також зменшення ефекта від зміни P .

Практичне налаштування PID-контролера. Емпіричне налаштування буде проходити на основі п'ятидюймового квадрокоптеру, загальною масою 450 гр, за допомогою програми PID toolbox, яка побудована на основі MathLab. PIDtoolbox — це набір графічних інструментів для аналізу даних журналу blackbox для мультироторів.

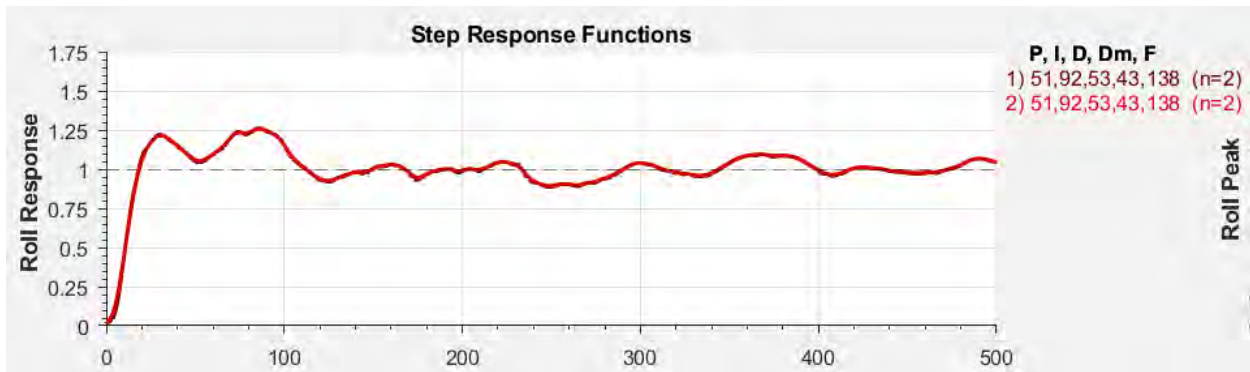


Рис.2. Початкові налаштування PID-регулятора

Оптимізація параметрів регулятора буде здійснюватися за допомогою ітеративного процесу, що включає багаторазові тестові запуски з однаковою задачею. Кожного разу значення коефіцієнтів K_p , K_i , K_d будуть змінюватися для пошуку оптимальної конфігурації.

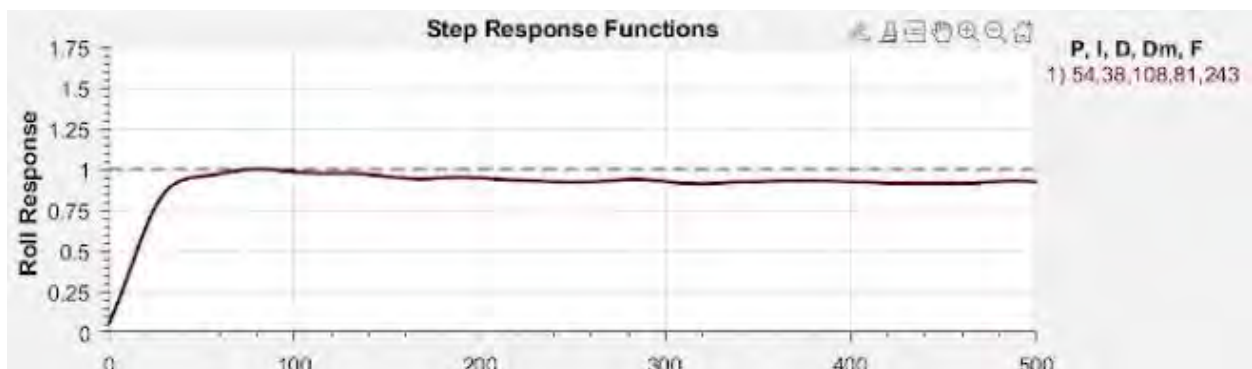


Рис.3. Кінцевий графік, налаштованого PID регулятора

Після проведення певної кількості польотів було обрано оптимальні значення кожного з коефіцієнтів PID регулятора та отримано графік, який наближається до ідеального, що підтверджує правильність обраних коефіцієнтів.

Ключові слова: PID регулятор, квадрокоптер.

Література

- [1] B. Wayne Bequette, *Process Control: Modeling, Design, and Simulation*, Prentice Hall Professional, 2003.
- [2] M. Araki, *Control Systems, Robotics and Automation – Volume VII - PID Control*. Japan: Kyoto University, 2009.

УДК 004.8:528.8

СЕГМЕНТАЦІЯ СУПУТНИКОВИХ ЗНІМКІВ СПОРУД З ВИКОРИСТАННЯМ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ

Рупіч С. С.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна

E-mail: serhii.rupich@gmail.com

Супутникові системи дистанційного зондування Землі є важливим інструментом для отримання інформації про нашу планету з космосу. Ці системи використовують супутники, що обертаються навколо Землі, для збирання даних про різні аспекти земної поверхні та атмосфери. Вони забезпечують можливість отримувати зображення високої роздільної здатності, радіометричні дані та інші параметри, які використовуються для моніторингу кліматичних змін, розподілу ресурсів, вивчення природних катастроф та багато іншого [1].

Супутникові системи дистанційного зондування Землі дозволяють нам підвищувати рівень знань про нашу планету, забезпечуючи важливі дані для наукових досліджень, промисловості, сільського господарства, екології та інших галузей. Вони є невід'ємною частиною сучасної інфраструктури для моніторингу середовища та прийняття обґрунтованих рішень в сферах управління природними ресурсами та реагування на надзвичайні ситуації.

Дистанційне зондування значно прискорило традиційні археологічні дослідження ландшафту в лісистих регіонах стародавніх майя [2]. Типові спроби дослідження та відкриття, окрім зосередження на цілих стародавніх містах, зосереджуються також на окремих будівлях і спорудах. Нещодавно були зроблені успішні спроби використання машинного навчання для ідентифікації стародавніх поселень майя. Ці спроби зосереджені на вузьких територіях і покладаються на високоякісні дані аеролазерного сканування (aerial laser scanning, ALS), які охоплюють лише частину регіону, де колись були поселення стародавніх майя. З іншого боку, даних із супутникових зображень, створених місіями Sentinel Європейського космічного агентства (European Space Agency, ESA), є багато і, що важливіше, вони загальнодоступні.

Зокрема, супутники Sentinel-1 оснащені радаром із синтетичною апертурою (Synthetic Aperture Radar, SAR), що працює в усьому світі з частими періодами повторного перегляду, тоді як супутники Sentinel-2 оснащені одним із найдосконаліших оптичних датчиків (MSI та SWIR), які фіксують зображення з видимий до середнього інфрачервоного спектру з просторовою роздільною здатністю 10-60 м. Це забезпечує точну продуктивність у різноманітних задачах дистанційного зондування, однак дані з оптичних датчиків значною мірою залежать від наявності хмарного покриву, тому поєднання їх із радіолокаційними даними із супутників Sentinel-1 забезпечує додаткову

користь. Інтеграція даних Sentinel призводить до покращення продуктивності для різних завдань землекористування та класифікації ґрунтового покриву.

Постає питання щодо дослідження потенціалу супутникових даних Sentinel у поєднанні з наявними даними лідара для інтегрованої сегментації зображень, щоб знайти та ідентифікувати «втрачені» стародавні поселення майя (aguadas, будівлі та платформи), приховані під пологом густого лісу.

Набір даних складається з плиток, отриманих із даних Sentinel-1, Sentinel-2 і ALS (лідар), а також відповідних масок анотацій. Кожна плитка має розміри 240 x 240 метрів і має просторову роздільну здатність 10 метрів для даних Sentinel і 0,5 метра для даних ALS. Дані Sentinel-1 і Sentinel-2 для кожної плитки зберігаються окремо в багатоканальних файлах TIFF.

Набір даних Sentinel-1: виявлення наземної відстані (Ground Range Detected, GRD) рівня IW, що були отримані для висхідної та низхідної орбіти з двома поляризаціями (VV і VH) і Sigma0 як коефіцієнт зворотного розсіювання. Значення коефіцієнта зворотного розсіювання були переведені в децибелі (дБ), підігнані до інтервалу [-30, 5] дБ і нормалізовані до інтервалу [0, 1]. Потім для кожної плитки було розраховано кілька часових статистичних даних: середнє, медіана, стандартне відхилення, коефіцієнт дисперсії, 5-й і 95-й процентиль, попіксельно для кожного року окремо (2017, 2018, 2019, 2020) і для всього періоду (2017-2020). Кожен файл TIFF Sentinel-1 складається зі 120 смуг (5 x 60 смуг; 24 на 24 пікселя).

Набір даних Sentinel-2: рівень 2A, що були отримані з даними про відбивну здатність 12 спектральних діапазонів (B01, B02, B03, B04, B05, B06, B07, B08, B8A, B09, B11, B12). Усі смуги були повторно дискретизовані до роздільної здатності 10 метрів. З огляду на географічні та кліматичні характеристики тестової зони в центральній частині півострова Юкатан (часта невелика конвективна хмарність або мгла), маска хмари розраховувалася для кожної дати отримання. Дати збору з хмарністю понад 5 % були виключені. Є 17 дійсних дат отримання даних у період з 2017 по 2020 рік із 12 спектральними смугами та маскою хмари для кожної дати. Таким чином, загалом кожен файл TIFF складається з 221 смуги (17 x 13 смуг; 24 на 24 пікселя).

Набір даних ALS (лідар): дані надаються у формі композиту візуалізації, що складається з коефіцієнта огляду неба (смуга 1), позитивної відкритості (смуга 2) і нахилу (смуга 3) в окремих смугах. Плитки збігаються з плитками Sentinel і тому мають 480 на 480 пікселів (3 смуги, 8 біт).

Маски анотацій: окремі маски для будівель, платформ і aguadas (480 на 480 пікселів, 8-біт, де 0 – це піксель з інформацією, 255 – пустий піксель).

На початковому етапі для вирішення поставленої задачі пропонується використати попередньо навчену модель нейронну мережу DeepLabV3 на підмножині COCO train2017, на 20 категоріях, які присутні в наборі даних Pascal VOC [3].

Результатом моделі буде прогнозування масок сегментації для кожної плитки в тестовому наборі. Зокрема, для кожної плитки є три маски, по одній

для кожного класу штучних споруд – будівель, платформ і aguadas. Це всі бінарні маски, де білі пікселі зображують наявність структури вибраного класу, а чорні пікселі відповідають відсутності будь-яких структур цього класу в певній позиції.

На рис. 1 наведено приклад одного набору зображень навчальних даних.

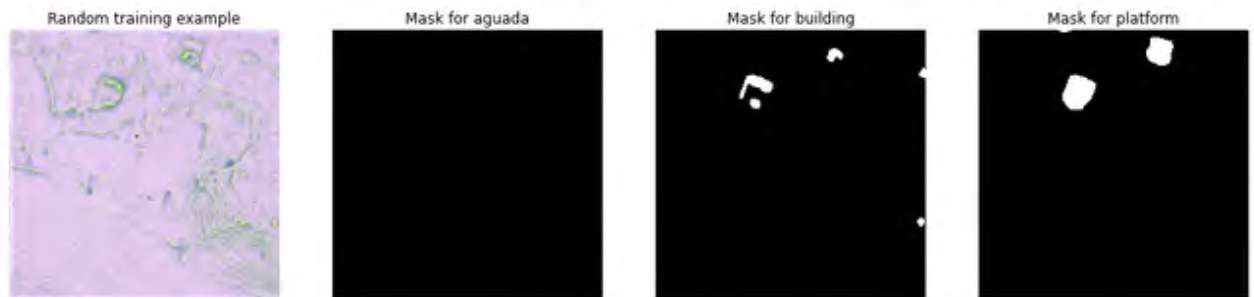


Рис. 1. Візуалізація прикладу плиток навчальних даних

Зокрема, передбачувані маски сегментації порівнюються з базовими дійсними масками за допомогою показника Intersection Over Union (IoU). Показник IoU, який також називають критичним успіхом, оцінює перекриття між прогнозованою маскою сегментації та дійсною, або, іншими словами, співвідношення правильно передбачених регіонів серед прогнозованих регіонів.

Початкову модель Deeplabv3-ResNet101 створено за моделлю Deeplabv3 із основною структурою ResNet-101, яку було налаштовано лише за допомогою даних лідара [3]. Отримано усереднену ефективність такої моделі за метрикою IoU, що складає 0,76787:

- середня IoU aguadas 0,98478;
- середнє IoU будівель 0,66005;
- середнє IoU платформи з 0,65877.

В якості підходу до покращення ефективності розпізнавання, використовується бібліотека AiTLAS – це набір інструментів із відкритим вихідним кодом для дослідницького та прогнозного аналізу уявних даних супутника, що стосуються різноманітних завдань із спостереження Землі (Earth Observation, EO). AiTLAS має кілька відмінних властивостей. По-перше, він є модульним і гнучким, що дозволяє легко конфігурувати, впроваджувати та розширювати нові дані та моделі. Він є загальним, легко та швидко застосованим до різноманітних завдань і робочих процесів, та зручний для користувача. А найбільш важливе значення полягає в тому, що AiTLAS полегшує та прискорює впровадження передових методів машинного навчання до структурованих даних EO експертами.

Для експериментального дослідження використовувалися наступні параметри:

- тип моделі нейронної мережі: DeepLabV3, Unet;
- розмір зображення: 256x256 пікселів (для зменшення обчислювального навантаження на систему);

- кількість епох навчання: 100;
- оптимайзер: SGD, Adam, AdamW, RMSProp;
- коефіцієнт навчання (learning rate): 10^{-3} , 10^{-4} ;
- випадковий горизонтальний переверт зображення: без перевертоту; перевертот з ймовірністю 50%;
- кількість каналів інформації: 3 основних, 15 додаткових.

На рис. 2 наведено приклад результатів виходу з нейронної мережі.

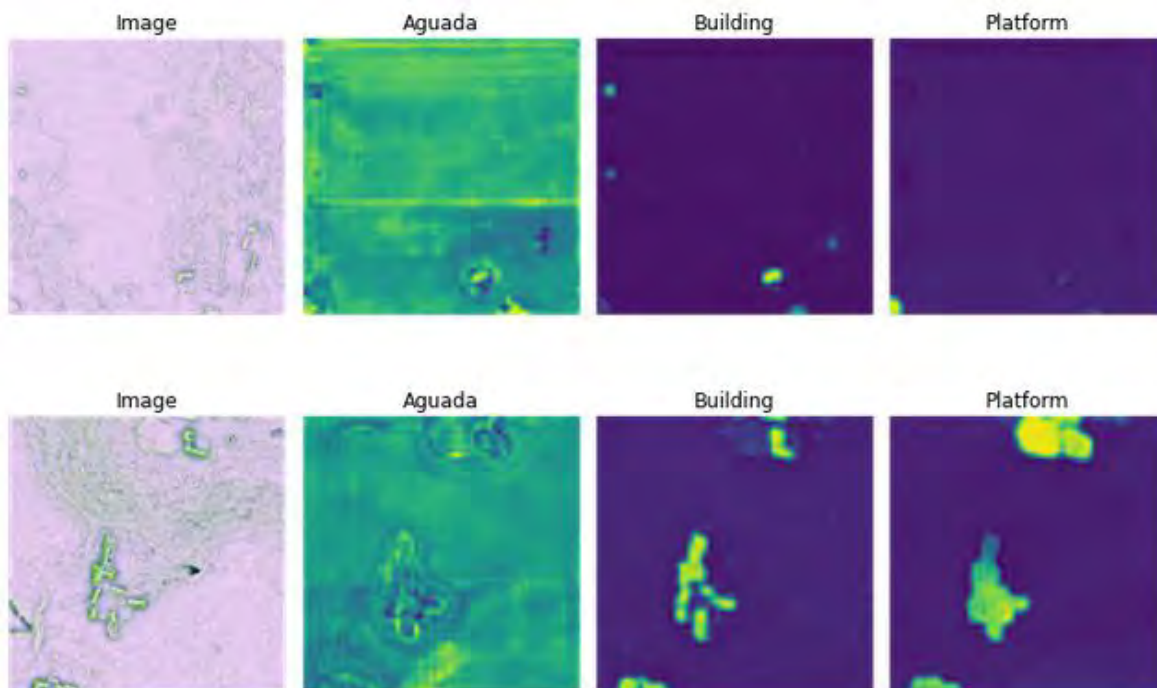


Рис. 2. Результати передбачення на виході нейронної мережі

У порівнянні з початковою моделлю нейронної мережі вдалося підняти якість за метрикою IoU з 0,71 до 0,785. Тобто було досягнуто покращення на 7,5%. Якісний стрибок у метриці вдалося досягти за допомогою використання різних оптимайзерів. Найкращим виявився RMSprop, але результати Adam всього на 1-2% гірші. Модель Unet виявилася цілком здатною справлятися з поставленим завданням сегментації.

Ключові слова: нейронні мережі, DeepLabV3, Unet, дистанційне зондування Землі, сегментація зображень.

Література

- [1] B. Zhang et al., "Progress and challenges in intelligent remote sensing satellite systems", *IEEE J. Sel. Topics Appl. Earth Observ. Remote Sens.*, vol. 15, pp. 1814-1822, Feb. 2022.
- [2] D. Kocev, N. Smidjievski, A. Kostovska, I. Dimitrovski, & Z. Kokalj (eds). (2022). Discover the Mysteries of the Maya: Selected Contributions from the Machine Learning Challenge and the Discovery Challenge Workshop, ECML PKDD 2021. Jozef Stefan Institute. Ljubljana, Slovenia. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2208.03163>.
- [3] L.-C. Chen, G. Papandreou, F. Schroff, and H. Adam, "Rethinking atrous convolution for semantic image segmentation," arXiv, 2017.

УДК 531.383-11:681.7

ВИЗНАЧЕННЯ ДОВЖИНИ ЗБЕРІГАЮЧОГО ПОЛЯРИЗАЦІЮ ВОЛОКНА ДЛЯ ДЕПОЛЯРИЗОВАНОГО ВОЛОКОННО-ОПТИЧНОГО ГІРОСКОПА

Кучеренко О. К.

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут ім. Ігоря Сікорського», Київ, Україна

E-mail: oleg.k.kucherenko@gmail.com

Принцип дії волоконно-оптичних гіроскопів (ВОГ) побудований на аналізі інтерференційної картини, що виникає в наслідок ефекту Саньяка при обертанні волоконного контуру. Зміна фаз зустрічних променів спричиняє зміни в амплітудно-фазовій характеристиці, які є інформативним параметром для електронного блоку визначення значення і напрямку кутової швидкості об'єкта.

Умовою отримання якісної інтерференційної картини є когерентність і однакова орієнтація площини поляризації зустрічних променів. Спотворення інтерференційної картини може бути викликано такими основними факторами:

- зворотнім Релеївським розсіюванням на домішках в структурі волокна і на поверхнях, що розділяють різні середовища;
- поляризаційними невзаємностями пов'язаними з несиметричним розподілом анізотропних властивостей волокна відносно середини волоконного контуру;
- невзаємними ефектами Фарадея, Керра.

Для зменшення впливу зворотного розсіюваного випромінювання розробники ВОГ замість монохроматичних джерел почали використовувати ширококутові суперлюмінісцентні лазерні діоди (СЛД) з малою довжиною когерентності (10-20 мкм). В цьому випадку сигнали, що розсіюються у волокні не інтерферують з корисним сигналом в наслідок порушення умови когерентності. Останнім часом почали також використовувати волоконні джерела на активних волокнах, які характеризуються широкою довжиною спектра, значною потужністю і добре узгоджуються з волоконно-кільцевим інтерферометром (ВКІ) гіроскопа.

Причиною поляризаційної невзаємності є те, що на вхід ВКІ потрапляють хвилі з однаковою орієнтацією площини поляризації, на виході ВКІ, при проходженні анізотропних елементів волокна, зустрічні хвилі отримують різну орієнтацію площини поляризації. Це явище отримало назву поляризаційно-фазової невзаємності зустрічних хвиль. Причиною анізотропних властивостей волокна можуть бути, наприклад, двопроменезаломлення в осерді волокна в наслідок дії термічної і механічної напруги. Ці негативні явища порушують принцип взаємності при функціонуванні ВОГ.

Використання ширококутових джерел випромінювання створює додаткові проблеми зі збереженням однакової орієнтації площини поляризації зустрічних променів, оскільки окремі спектральні складові ширококутового джерела мають хаотичну орієнтацію площини поляризації.

Для збереження однакової орієнтації площини поляризації зустрічних променів у ВОГ були розроблені спеціальні волокна зі збереженням орієнтації площини поляризації, так звані ЗП-волокна.

Суттєвим недоліком ВОГ, що використовують ЗП-волокно є висока вартість волокна. В таких ВОГ волоконна котушка ВКІ стає найбільш дорогою складовою. Особливо це стосується високоточних ВОГ з чутливістю вимірювання кутової швидкості 0.001-0.006 град/год. В таких ВОГ довжина котушки повинна складати 1 км і більше.

В зв'язку з цим зараз актуальними стали роботи спрямовані на створення високоточних деполаризованих ВОГ, що використовують широкосмугове джерело випромінювання, звичайне одномодове волокно і деполаризатори у вигляді коротких відрізків ЗП-волокна. Розробкою таких ВОГ займаються, наприклад, провідні американські корпорації Honeywell International та Nortrop Grumman Corporation, що виробляють зброю, космічні системи, автоматичні і контролюючі системи, робототехнічні системи.

Найбільш досконалою на сьогоднішній день схемою деполаризованого ВОГ є схема, яку запропонував R. Muller з двома деполаризаторами і інтегральною оптичною схемою (ІОС) [1]. Ця схема приведена на рис. 1.

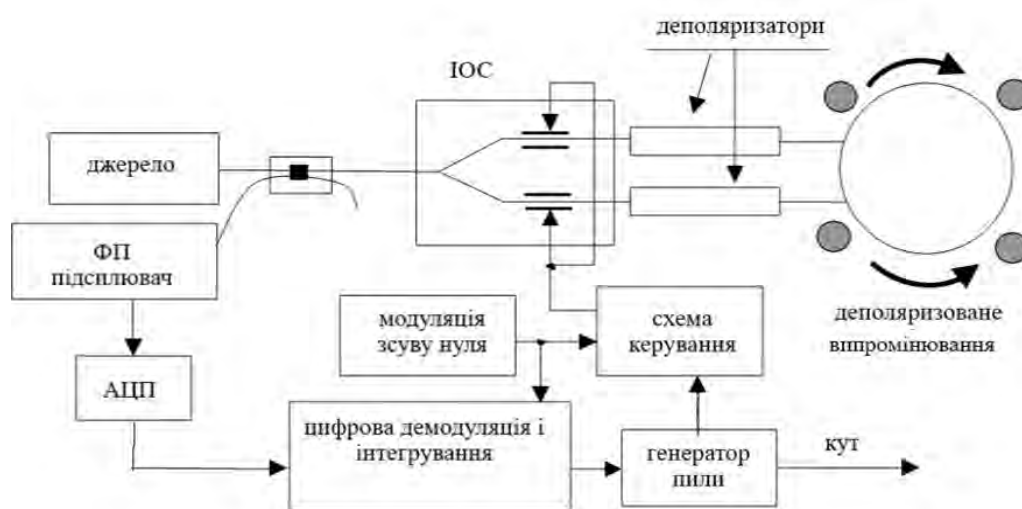


Рис. 1. Схема деполаризованого волоконно-оптичного гіроскопа

В якості деполаризаторів в схемі на рис. 1 використовують короткі відрізки ЗП-волокна, а контур ВКІ містить звичайне одномодове волокно. Це суттєво зменшує вартість ВОГ при серійному виготовленні. Фазова модуляція зустрічних хвиль для переходу на лінійну ділянку амплітудно-фазової характеристики забезпечується за допомогою двох електрооптичних модуляторів, що входять до елементів ІОС. ІОС є додатковим деполаризатором, оскільки підкладка з ніобата літія володіє властивостями двопронезаломлення.

При проектуванні деполаризованого ВОГ постає питання визначення необхідної мінімальної довжини ЗП-волокна, яка збереже поляризацію

випромінювання для джерела з певною шириною спектра. Для вирішення цього питання розглянемо класичний приклад роботи деполаризатора, схема якого приведена на рис. 2.

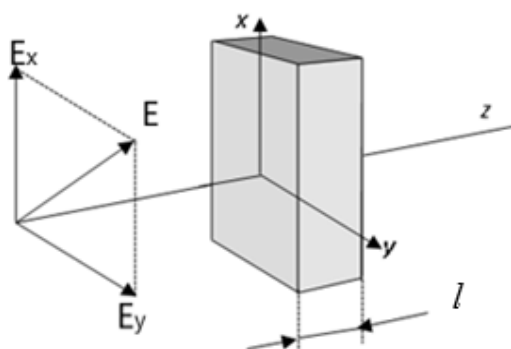


Рис. 2. Деполаризатор на лінійній фазовій пластинці

Деполаризатор являю собою лінійну фазову пластинку осі двопронезаломлення якої зорієнтовані по осях X і Y системи координат XYZ (рис. 2). Електромагнітна хвиля E, що падає на деполаризатор має лінійну поляризацію, площина якої орієнтована під кутом 45^0 до осей X і Y.

Проекції вектора E на оптичні осі фазової пластинки не змінюють свого напрямку при проходженні фазової пластинки, але в наслідок двопронезаломлення між ними виникає певна різниця фаз, яка залежить від товщини пластинки l і різниці показників заломлення пластинки для звичайного і незвичайного променів. Ця різниця фаз визначається співвідношенням:

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda}(n_z - n_n)l = \frac{2\pi\nu}{c}(n_z - n_n)l, \quad (1)$$

де λ – довжина хвилі випромінювання; n_z і n_n – показники заломлення для звичайного і незвичайного променів; l – товщина фазової пластинки; ν – частота хвилі випромінювання; c – швидкість розповсюдження хвилі випромінювання.

Стан поляризації вектору E після проходження пластини можна визначити вектором Джонса [2]:

$$E_1 = \begin{bmatrix} E_x \\ E_y e^{i\Delta\varphi} \end{bmatrix}$$

В залежності від різниці фаз можна отримати любий стан поляризації, але він буде єдиним і визначеним. Обчислення з використанням матриць Джонса справедливі для монохроматичного випромінювання. Однак при використанні матриць когерентності цей метод може бути застосований для немонохроматичного випромінювання [2].

При використанні широкосмугового джерела випромінювання кожна спектральна компонента буде мати свою різницю фаз і, при достатній товщині фазової пластини, випромінювання, що її пройшло, буде мати різні орієнтації площини поляризації. Мета використання деполаризатора полягає в тому, щоб з

всіх можливих орієнтацій площин поляризації виділити площину, в якій різниця фаз зустрічних хвиль випромінювання буде менше довжини когерентності. Це обов’язкова умова для роботи ВОГ.

ЗП-волокно PANDA, яке використовується в якості деполаризатора, має властивості двоприменезаломлення вздовж координатних осей X і Y завдяки створенню механічної напруги в структурі волокна. Тобто показники заломлення звичайного і не звичайного променів n_z і n_n у волокні відрізняються. Відповідно до співвідношення (1) це призводить до виникнення певної різниці фаз $\Delta\varphi$ променів, площини орієнтації яких ортогональні. Якщо ця різниця фаз перевищуватиме допустиме значення, що відповідає умові когерентності зустрічних хвиль у ВКІ, то звичайний і незвичайний промені не прийматимуть участь у створюванні інтерференції відповідно до ефекту Саньяка.

Крім того в деполаризованому ВОГ окремі спектральні складові джерела випромінювання зазнають різних змін поляризації в наслідок двоприменезаломлення. Ці зміни призводять до ослаблення цих складових навіть до повного їх гасіння. Як наслідок виникають зміни вихідного спектру випромінювання джерела.

Для орієнтовного визначення мінімальної довжини l ЗП-волокна, при якій звичайний і незвичайний промені не інтерферують, треба знайти довжину когерентності широкосмугового джерела випромінювання за формулою:

$$\frac{\lambda_0}{\Delta\lambda} = \frac{c}{n\Delta\nu} = L, \quad (2)$$

де λ_0 – середня довжина хвилі випромінювання; $\Delta\lambda$ – спектральна ширина смуги джерела; c – швидкість світла; n – показник заломлення середовища; $\Delta\nu$ – частотна ширина смуги джерела.

Оптична різниця ходу для звичайного і незвичайного променів у ЗП-волокні довжиною l дорівнює:

$$\Delta = l \cdot n_z - l \cdot n_n. \quad (3)$$

Порівнюючи рівняння (2) і (3), отримуємо орієнтовну мінімальну довжину ЗП-волокна, яка відповідає вимозі когерентності деполаризованого ВОГ:

$$l = \frac{\lambda_0^2}{\Delta\lambda(n_z - n_n)} = \frac{c}{n\Delta\nu(n_z - n_n)}. \quad (4)$$

Рівняння (4) визначає граничну мінімальну довжину l і є орієнтовним, оскільки не враховує факторів, пов’язаних з неоднорідністю ЗП-волокна і дією ефектів Фарадея і Керра. Це може бути метою подальших досліджень.

Ключові слова: деполаризований волоконно-оптичний гіроскоп, довжина когерентності випромінювання, оптична різниця ходу.

Література

- [1] Pat. 5347354 USA, G01C 19/72. Sagnac-type optical fiber gyroscope having depolarizers of differing lengths/ Reinhard Miller (Puchheim); Engelbert Hartl; Gert Trommer (Munich); Deutsvh Aerospace – № 902237; filed 22.06.1992; data of patent 13.09.1994. 5 p.
- [2] Brosseau C Fundamentals of Polarized Light: A Statistical Optics Approach. New York: Wiley, 1998.