

**В.В. Чіковані**, дтн, проф. (Національний авіаційний університет)  
**М.О. Костюков**, студент (Національний авіаційний університет)

### Мінімізація зміщення нуля вібраційного гіроскопа шляхом керування положення вібраційної хвилі

Гіроскоп — це інерційний датчик, який використовується для вимірювання або контролю орієнтації та швидкості обертання тіла. На початку 17 століття люди час від часу використовували обертові масові об'єкти для навігації. Концепція обертового масового гіроскопа була вперше розроблена французьким вченим Жаном Бернаром Леоном Фуко в 1852 році [1]. Наприкінці 18 століття використання гіроскопа поширилося на навігацію суден у морі. На початку 20-го століття традиційний обертовий масовий гіроскоп почав використовуватися в літаках [2]. У 1960-х роках було введено концепцію оптичних лазерів для гіроскопів, які забезпечили вищу точність і кращу чутливість і зробили величезний стрибок вперед для аерокосмічних і військових застосувань [3]. Однак витрати, пов'язані з оптичними гіроскопами, були досить високими, і це стало мотивацією для розробки вібраційних гіроскопів з мікроелектромеханічними системами (MEMS). За останні кілька десятиліть було розроблено велику кількість гіроскопічних технологій MEMS з високою чутливістю, високим масштабним коефіцієнтом і зниженими витратами на виготовлення [4]. Сьогодні в нашому повсякденному житті смарт-пристрої зазвичай використовуються для відстеження, а для їх навігації потрібні системи глобального позиціонування, такі як мобільні телефони, розумні годинники та транспортні засоби. Навігаційні системи містять інерційні вимірювальні пристрої (IMU) [5], які встановлені в інтелектуальних електронних пристроях [6]. IMU зазвичай складається з кількох інерційних датчиків, включаючи гіроскоп, акселерометр і магнітометри. Усі ці датчики працюють за різними науковими принципами: гіроскоп — це інерційний датчик обертального руху, який виявляє зміну положення під час обертання, акселерометр — датчик поступального руху, який виявляє лінійне прискорення [7], а магнітометр дає вказівки в система координат [8].

1) Нехай є система рівнянь:

$$m \frac{d^2x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = F_D + 2m\Omega \frac{dy}{dt} \quad (1)$$

Відповідь режиму чутливості, як правило, дуже мала за величиною порівняно з відповіддю режиму водіння, тому сила Коріоліса  $2m\Omega \frac{dy}{dt}$  стане незначною і рівняння (1) можна записати

$$m \frac{d^2x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = F_D \quad (2)$$

$$m \frac{d^2y}{dt^2} + c \frac{dy}{dt} + ky = F_S - F_C \quad (3)$$

$$F_C = -2m\Omega \frac{dx}{dt} \quad (4)$$

(1)

де  $F_D$ ,  $F_S$ ,  $F_C$  - рушійна, чутлива та коріолісова сили відповідно,  $m$  – інерційна маса,  $x$  – переміщення рушійного руху,  $y$  – зміщення чутливого руху,  $c$  – коефіцієнт демпфування,  $k$  – константа жорсткості та  $\Omega$  – швидкість зовнішнього обертання.

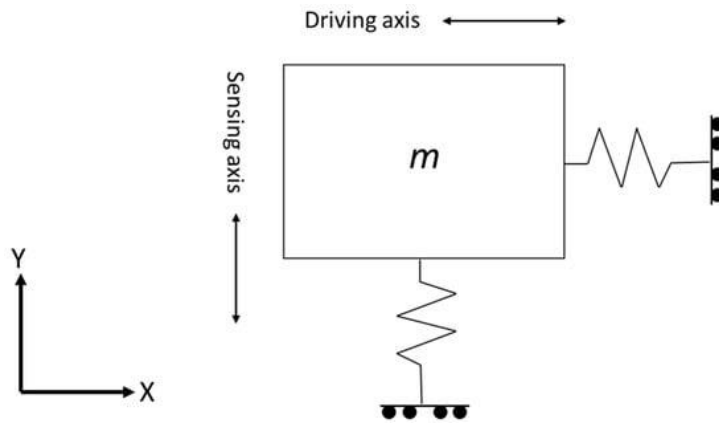


Рисунок 1.1. Просте зображення коливальної системи пробної маси

2) Рівняння руху для одного ступеня свободи:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + c \frac{dx}{dt} + kx = F \quad (5)$$

$$\zeta = \frac{c}{c_c} = \frac{c}{2\sqrt{km}} \quad (6)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (7)$$

де  $m$  – тестова маса,  $c$  – константа демпфування,  $k$  – константа жорсткості,  $c_c$  – константа критичного демпфування,  $\omega_n$  – власна частота,  $\zeta$  – коефіцієнт демпфування.

Підставляючи в рівняння власну частоту і коефіцієнт демпфування, що є відношенням демпфування до критичного демпфування, рівняння руху для системи з одним ступенем свободи має вигляд:

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + 2\omega_n \zeta \frac{dx}{dt} + \omega_n^2 x = \frac{F}{m} \quad (8)$$

Сила Коріоліса базується на законі збереження імпульсу. Для вібраційного гіроскопа потрібні чутливі механічні частини, підвішені на підкладці, які створюють імпульс у певному напрямку. У вібраційних гіроскопах MEMS система осциляторів повинна бути включена разом із рушійними електродами, що генерує гармонічне збурення та підтримує цей імпульс вздовж провідної осі. Рівняння руху для приводу задається як:

$$m_D \frac{d^2 x}{dt^2} + c_D \frac{dx}{dt} + k_D x = F_D \sin \omega t \quad (9)$$

Де  $m_D$  – рушійна сила,  $c_D$  – константа демпфування руху,  $k_D$  – константа жорсткості рушійної пружини для резонатора з одним ступенем свободи.

Вібруючу структуру необхідно збудити гармонійно силою  $F = F_0 \sin \omega t$ . Добротність режиму руху  $Q_D$  і керуюча резонансна частота  $\omega_D$  визначає амплітудний відгук для гармонійного збудження та записується як у рівнянні (10).

$$x = x_0 \sin(\omega t + \varphi) \quad (10)$$

$$x_0 = \frac{F_0}{k \sqrt{\left(1 - \left(\frac{\omega}{\omega_D}\right)^2\right)^2 + \left(\frac{\omega}{Q_D \omega_D}\right)^2}} \quad (11)$$

$$\omega_D = \sqrt{\frac{k_D}{m_D}} \quad (12)$$

$$Q_D = \frac{m_D \omega_D}{c_D} \quad (13)$$

Коефіцієнт якості та масштабний коефіцієнт є важливими параметрами для опису ефективності та продуктивності гіроскопа, і вони мають вирішальне значення

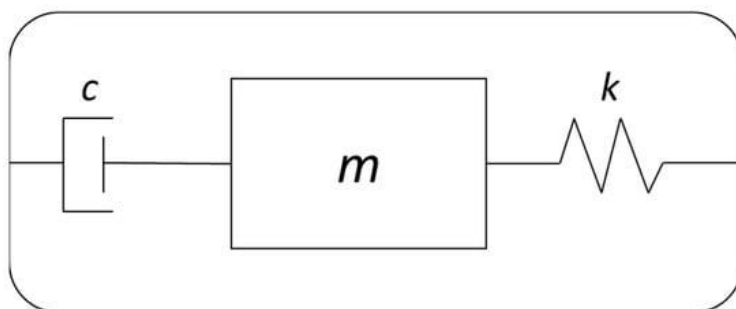


Рисунок 1.3. Типовий резонатор з одним ступенем свободи

Чутливість вібраційного гіроскопа до частоти обертання  $\Omega$  можна підвищити шляхом налаштування різних параметрів для керування ефектом Коріоліса:

1. Збільшити амплітуду  $x_0$ .
2. Збільшити масу Коріоліса  $m_C$  одночасно зменшуючи чутливу масу  $m_S$ .
3. Використовуючи вакуумну упаковку, підвищте коефіцієнт якості датчик  $Q_S$ .

### СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Turner, G. History of Gyroscopes. 2004. Available online: <http://www.gyroscopes.org/history.asp> (accessed on 1 August 2022).
2. Tazartes, D. (Ed.) An historical perspective on inertial navigation systems. In Proceedings of the 2014 International Symposium on Inertial Sensors and Systems (ISISS), Laguna Beach, CA, USA, 25–26 February 2014; IEEE: Piscataway, NJ, USA, 2014.