

УДК 629.7.054

В.М. Мельник, к.т.н., доц.
В.В. Карачун, д.т.н., проф.

Національний технічний університет України "КПІ"

ІНЖЕКЦІЯ АКУСТИЧНОЇ ЕНЕРГІЇ РН ТА ЇЇ ВПЛИВ НА ПОХИБКИ ГІРОСКОПА

Наведено аналіз природи пружної взаємодії підвісу двостепеневого поплавкового гіроскопа з проникаючим акустичним випромінюванням з боку рушійних установок літальних апаратів. Обчислені похибки гіроскопа за умови одночасної дії кінематичного та акустичного збуджень.

Загальна потужність двигунів стратегічної бомбардувальної авіації складає 10...40 МВт. При цьому двигунами інjektується близько 13...40 Т продуктів згоряння палива. Потужність двигунів літаків тактичної та палубної авіації дорівнює 8...16 МВт, а кількість вихлопних газів сягає 11...25 Т. В акустичні коливання трансформується близько 10^{-4} потужності реактивних двигунів, що відповідає 0,8...1,6 кВт потужності акустичних хвиль, або енергії 2,9...5,8 МДж.

Частотний спектр акустичного випромінювання реактивних двигунів РН досить широкий. Спектральна щільність випромінювання сягає максимуму на частоті f_{\max} , котра залежить від діаметра сопла d і швидкості витікання продуктів горіння V , тобто числа Струхаля St :

$$St = \frac{V}{fd}$$

Для ілюстрації, якщо $d = 0,1 \dots 0,3$ м, $V = 500 \dots 1000$ мс $^{-1}$, $(St)^{-1} = 0,13$, тоді

$$f_{\max} = 0,13 \frac{V}{d} = 430 \dots 650 \text{ Гц.}$$

За зменшення f спектральна щільність теж спадає пропорційно f^2 [1], [2]. Таким чином, на частоті 5 Гц вона зменшується у 10^4 разів. На таких частотах, ймовірно, більш дієвим постає випромінювання внаслідок руху власне літального апарата.

Отже, інjektована в навколишнє середовище енергія ракетних двигунів тією часткою, що реалізується у вигляді проникаючого акустичного випромінювання, буде здійснювати вплив на прилади і системи навігаційних комплексів, погіршуючи їх паспортні характеристики і, тим самим, знижуючи тактико-технічні характеристики літальних апаратів у цілому. Причиною цих змін постає генеруєма у механічних системах приладів та в чутливих елементах систем корекції акустична вібрація. За цих умов, як з'ясувалося, велика кількість перспективних технічних рішень не тільки не виконує свого призначення, але й шкодить. Зокрема, це повною мірою стосується багатофазних систем з рідиннофазною складовою, яка слугує чудовим транслятором звуку.

Поплавкові гіроскопи, що знайшли широке застосування в інерціальних навігаційних системах, цілком підпадають дії цієї небезпеки. Особливо небажана акустична вібрація елементів підвісу для інтегруючого гіроскопа, бо в цьому випадку похибка приладу незмінно зростає. Якщо поплавковий гіроскоп сам виступає в ролі чутливого елемента, наприклад, в тривісній гіростабілізованій платформі, його похибки призведуть до дрейфу платформи відносно всіх трьох осей стабілізації [3], [4].

Технічна реалізація двостепеневого поплавкового гіроскопа полягає в сукупності двох герметичних циліндрів, відокремлених один від одного важкою рідиною. У внутрішньому циліндрі знаходиться гіроагрегат.

Наявні наукові роботи на теперішній час аналізують лише власне акустичну вібрацію деяких елементів [3], [4]. У 1999 р. з'являються перші роботи, присвячені комплексному вивченню похибок гіроскопічних приладів [7], [8].

Пропоновані результати наукових досліджень якісно відрізняються тим, що розрахункові моделі будуються, виходячи з наявності спільної одночасної дії на прилади інерціальної навігації акустичного випромінювання та кінематичного збудження (кутового руху корпусу літального апарата). Такий підхід у більшому ступені відповідає натурним умовам, з одного боку, і надає можливість глибше вивчити природу явища, – з іншого. Вже перші результати підтвердили збіжність теоретичних та експериментальних дослідів на прикладі серійно

виготовлюваного промисловістю поплавкового гіроскопічного датчика кутових швидкостей типу ДУСУ, що призначений для використання на літальних апаратах тривалої дії.

Як з'ясувалося, в механічних системах з носіями кінетичного моменту наявність переносного руху (качка РН) та одночасно пружних переміщень поверхні поплавка під дією акустичного випромінювання призводить до появи збуджуючих моментів сил інерції Коріоліса і, внаслідок цього, до появи "хибної" кутової швидкості у вихідному сигналі приладу [9].

Аналіз явища свідчить, що на відміну від кінематичного збудження сукупна дія кутового руху РН та проникаючих звукових хвиль має свої особливості і дає можливість виявити наявність сталої похибки гіроскопа вже у першому наближенні. З'ясуємо цю тезу.

Рівняння збудженого руху гіроскопа мають вигляд:

$$\ddot{\beta}_1 + (2h - 2h^a) \dot{\beta}_1 + n^2 \beta_1 = r\omega_{1x} - (q - q^a)\omega_{1z} - \dot{\omega}_{1y} + q\lambda\omega_{1y} + \mu\dot{\omega}_{1z}, \quad (1)$$

де β_1 – перше наближення вихідного сигналу приладу; ω_{1x} , ω_{1y} , ω_{1z} – перші наближення кутової швидкості корпусу РН:

$$\omega_{1x} = \dot{\theta}(t) - \omega_0\psi(t);$$

$$\omega_{1y} = \dot{\psi}(t) - \omega_0\theta(t);$$

$$\omega_{1z} = \dot{\varphi};$$

$\omega_0 = const$ – вимірювана кутова швидкість ($\omega_0 \gg \dot{\varphi}$); $\theta(t)$, $\psi(t)$, $\varphi(t)$ – відповідно кути крену, тангажу і ристання об'єкта; $r_a = \frac{r_1}{B}$; $r_1 = R\omega_0 \cos 2\beta_0 - H \sin \beta_0$; $q = \frac{q_1}{B}$; $q_1 = R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0$; H – кінетичний момент гіроскопа; B – момент інерції рухомої частини; R – момент інерції відносно перпендикулярної осі; β_0 – сталі значення кута повороту поплавка відносно вихідної осі; $n^2 = \frac{c}{B}$; $2h = \frac{b}{B}$; b – коефіцієнт в'язкого опору; c – жорсткість пружини; $2h^a$, q – нові складові у класичних рівняннях;

$$2h^a = \frac{b^a}{B}; \quad b^a = \omega_0 \frac{2P_0 i \omega_a}{HR} [J_{II} [\rho_r + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T];$$

$$q_a = \frac{q_1^a}{B}; \quad q_1^a = i\omega_a \frac{2P_0 i \omega_a}{HR} [J_{II} [\rho_r + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T] \cos \beta_0;$$

ω_a – кутова частота акустичного випромінювання; P_0 – акустичний тиск; J_{II} – момент інерції поплавка без комплектуючих; $\rho_r(t)$, $\rho_r(t)$, $\rho_T(t)$ – відповідно пружні переміщення бокової поверхні поплавка в напрямку паралелі, радіальному, а також торцевої пластини; L – довжина поплавка.

Два останні доданки в правій частині рівняння (1) розкривають особливості спільної дії кінематичного та акустичного збурень. Тут зазначено:

$$\lambda = \frac{4P_0}{HR} i\omega_a J_{II} \rho_r \cos \beta; \quad \mu = \frac{\mu^a}{B};$$

$$\mu^a = \frac{2P_0 i \omega_a}{HR} [J_{II} [\rho_r + \pi\rho_r] + m_T R_T L \rho_T] \cos \beta_0.$$

Відзначені доданки дають можливість обчислити похибки вимірювань для зазначених умов експлуатації.

Прийmemo за вихідні параметри – синхронний рух корпусу літального апарата, тобто $\theta = \rho_\theta \sin(vt + \delta_\theta)$; $\psi = \rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi)$; $\omega_{1z} = \dot{\varphi} = v\rho_\varphi \sin(vt + \delta_\varphi)$, а також акустичну вібрацію поверхні поплавка у вигляді періодичних функцій часу – $V(t) = \rho_v \cos(\omega_a t + \delta_v)$; $W(t) = \rho_w \cos(\omega_a t + \delta_w)$; $W_T(t) = \rho_T \cos(\omega_a t + \delta_T)$. В акустиці досить часто використовується тільки косинусна складова, а уявна (синусна) складова опускається.

Тоді права частина рівняння (1) прийме вигляд:

$$\begin{aligned}
 r\omega_{1x} - (q - q^a)\omega_{1z} + q\lambda\omega_{1y} + \mu\dot{\omega}_{1z} - \dot{\omega}_{1y} &= (r - \omega_0)v\rho_\theta \cos(vt + \delta_\theta) - \\
 - (r\omega_0 - v^2)\rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi) - vq\rho_\varphi \cos(vt + \delta_\varphi) - v^2\rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi) - \\
 - v\omega_0\rho_\theta \sin(vt + \delta_\theta) - \frac{P_0\omega_a^2 \cos \beta_0}{HBR} \times \{ & J_{II}v\rho_r\rho_\varphi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_V - \delta_\varphi] + \\
 + J_{II}v\rho_r\rho_\varphi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_V + \delta_\varphi] + \pi J_{II}v\rho_r\rho_\varphi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_W - \delta_\varphi] + \\
 + \pi J_{II}\rho_r\rho_\varphi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_W + \delta_\varphi] + m_T R_T L v \rho_T \rho_\varphi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_T] + \\
 + m_T R_T L v \rho_T \rho_\varphi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_T + \delta_\varphi] \} + \frac{2P_0i\omega_a \cos^2 \beta_0 J_{II} (R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} \times \\
 \times \{ v\rho_r\rho_\psi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_W - \delta_\psi] + v\rho_r\rho_\psi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_W + \delta_\psi] + \\
 + \omega_0\rho_r\rho_\theta \sin[(\omega_a - v)t + \delta_W - \delta_\theta] + \omega_0\rho_r\rho_\theta \sin[(\omega_a + v)t + \delta_W + \delta_\theta] + \frac{P_0i\omega_a \cos \beta_0}{HBR} \times \\
 \times \{ J_{II}v^2\rho_r\rho_\varphi \sin[(\omega_a - v)t + \delta_V - \delta_\varphi] + J_{II}v^2\rho_r\rho_\varphi \sin[(\omega_a + v)t + \delta_V + \delta_\varphi] + \\
 + v^2 m_T R_T L \rho_T \rho_\varphi \sin[(\omega_a - v)t + \delta_T - \delta_\varphi] + v^2 m_T R_T L \rho_T \rho_\varphi \sin[(\omega_a + v)t + \delta_T + \delta_\varphi] \}.
 \end{aligned} \tag{2}$$

Перші п'ять доданків характеризують вплив на похибку вимірювань тільки качки РН. У першому наближенні, як видно, стала складова тут не спостерігається. Це підтверджує вже відомі результати.

Останні три доданки характеризують спільну дію акустичного та кінематичного зовнішніх збурень і дають уявлення щодо ступеня їх впливу на похибки вимірювань. Тут присутні складові різницевої $(\omega_a - v)$ та сумарної $(\omega_a + v)$ частот, а також стала складова c , котра і являє найбільший інтерес.

Інтересним для практики є випадок, коли спостерігається співпадання частот акустичного ω_a та кінематичного v збуджень. У цьому випадку складові, що мають $\sin(\omega_a - v)t$, обертаються на нуль, а $\cos(\omega_a - v)t$ - на одиницю. Таким чином, вираз (2) дає можливість виявити сталу складову:

$$\begin{aligned}
 C = -\frac{P_0\omega_a^2 \cos \beta_0}{HBR} v\rho_\varphi [J_{II}\rho_r \cos(\delta_V - \delta_\varphi) + J_{II}\pi\rho_r \cos(\delta_W - \delta_\varphi) + \\
 + m_T R_T L \rho_T \sin(\delta_T - \delta_\varphi)] + \frac{2P_0i\omega_a \cos^2 \beta_0 J_{II} (R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} \times \\
 \times \rho_r\rho_\psi [v \cos(\delta_W - \delta_\psi) + \omega_0 \cos(\delta_W - \delta_\psi)] + \\
 + \frac{P_0i\omega_a \cos \beta_0}{HBR} v^2\rho_\varphi [J_{II}\rho_r \sin(\delta_V - \delta_\varphi) + m_T R_T L \rho_T \sin(\delta_T - \delta_\varphi)].
 \end{aligned} \tag{3}$$

Отже, акустичне випромінювання слугує свого роду фільтром, підкреслюючи смугу частот кінематичного фактора.

З виразу (3) дуже просто визначити зсув нуля вихідного сигналу приладу $\beta_1^{(0)}$. Для цього досить прийняти $\omega_0 = 0$ та $\beta_0 = 0$. Тоді маємо:

$$\begin{aligned}
 n^2 \beta_1^{(0)} = -\frac{P_0\omega_a^2}{HBR} v\rho_\varphi [J_{II}\rho_r \cos(\delta_V - \delta_\varphi) + J_{II}\pi\rho_r \cos(\delta_W - \delta_\varphi) + \\
 + m_T R_T L \rho_T \cos(\delta_T - \delta_\varphi)] + \frac{2P_0i\omega_a J_{II} H}{HBR} \rho_r\rho_\psi v \cos(\delta_W - \delta_\psi) + \\
 + \frac{P_0i\omega_a}{HBR} v^2\rho_\varphi \times [J_{II}\rho_r \sin(\delta_V - \delta_\varphi) + m_T R_T L \rho_T \sin(\delta_T - \delta_\varphi)].
 \end{aligned} \tag{4}$$

Якщо початкові фази пружних коливань бічної поверхні поплавка в напрямку паралелі та кута рискання $\varphi(t)$ співпадають, співвідношення (4) спрощується:

$$n^2 \beta_1^{(0)} = -\frac{P_0 \omega_a^2}{HBR} \nu \rho_\varphi \left[J_{II} \rho_\tau + J_{II} \pi \rho_r \cos(\delta_w - \delta_\varphi) + m_T R_T L \rho_T \cos(\delta_T - \delta_\varphi) \right] + \frac{2P_0 i \omega_a J_{II} H}{HBR} \rho_r \rho_\psi \nu \cos(\delta_w - \delta_\psi). \quad (5)$$

Наведені результати дають можливість уточнити величину і причини появи похибок вимірювань двостепеневого поплавкового гіроскопа в натурних умовах, а також з'ясувати напрями ефективної боротьби з ними.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Зарембо Л.К., Красильников В.А. Введение в нелинейную акустику. – М.: Наука, 1966. – 520 с.
2. Губин К.Е. Распространение взрывных волн // Механика в СССР за 50 лет. – Т. 2. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1970. – С. 269–311.
3. Koshljakov V.N., Karachun V.V., Mel'nik V.N., Saverchenko V.G., Balanin V.Kh. The some aspects of flight safety in conditions penetrate acoustic radiation. The world Congress "Aviation in the XXI-st Century", September, 14-16, 2003, Kyiv, Ukraine, National Aviation University, Kyiv, Ukraine. – P. 2.37–2.40.
4. Мельник В.Н., Карачун В.В. Некоторые аспекты гироскопической стабилизации в акустических полях // Прикл. механика. – 2002. – 38, № 1. – С. 95–101.
5. Карачун В.В. О колебаниях пластин при акустическом нагружении // Прикл. Механика. – 1988. – 24, № 11. – С. 84–91.
6. Карачун В.В., Мартиненко В.С. О перемещении абсолютно твердой оболочки под воздействием внешней акустической волны давления // ДАН УССР. Сер. А. – 1991. – № 3. – С. 42–45.
7. Mel'nik V.N., Karachun V.V. Some aspects of the gyroscopic stabilization in acoustic fields // Int. Appl. Mech. – 2002. – 38, №1. – P. 74–80.
8. Карачун В.В., Мельник В.Н., Лозовик В.Г. Многомерные задачи упругости подвеса поплавкового гироскопа // Космічна наука і технологія. – 2001. – Т. 6. – № 2/3. – С. 92–97.
9. Мельник В.Н. Об особенностях динамики гироскопа с многофазным подвесом в акустических полях // Космічна наука і технологія. – 2002. – Т. 8. – № 4. – С. 49–53.

МЕЛЬНИК Вікторія Миколаївна – кандидат технічних наук, доцент кафедри біотехніки та біоінженерії Національного технічного університету України "КПІ".

Наукові інтереси:

– динаміка приладів та систем інерціальної навігації.

КАРАЧУН Володимир Володимирович – доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри біотехніки та біоінженерії Національного технічного університету України "КПІ".

Наукові інтереси:

– динаміка бортової апаратури.

Подано 10.09.2004