

Аналізується природа появи додаткових похибок азимутального позиціонування бойових машин при маневруванні вогнем і рухом

Ключові слова: азимутальне позиціонування, акустичне випромінювання, дрейф головної осі

Анализируется природа появления дополнительных погрешностей азимутального позиционирования боевых машин при маневрировании огнем и движением

Ключевые слова: азимутальное позиционирование, акустическое излучение, дрейф главной оси

The nature of occurrence of additional errors of azimuthal positioning of fighting machines at maneuvering by fire and movement are analyzed

Keywords: azimuthal positioning, acoustic radiation, drift of the main axis

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ПОГРЕШНОСТИ АВТОНОМНОГО АЗИМУТАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ БОЕВЫХ МАШИН

В. Н. Мельник

Доктор технических наук, профессор*

В. В. Карачун

Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой*

Кафедра биотехники и инженерии

Национальный технический университет Украины «Киевский

политехнический институт»

пр. Победы, 37, г. Киев, Украина, 03056

Контактный тел.: (044) 454-94-51

E-mail: karachun 1@gala.net

1. Введение

Исследования относятся к области прикладной механики и посвящены изучению азимутального позиционирования боевых машин автономными средствами, в частности, с помощью трехстепенного астатического гироскопа. Анализ природы появления дополнительных погрешностей позиционирования строится на описании малоизученного явления – упругого взаимодействия механических систем гироскопа с проникающим акустическим излучением.

Необходимость таких исследований продиктовано жесткими условиями эксплуатационного использования подразделений боевых машин, выполняющих боевую задачу совместно с другими родами войск.

2. Анализ состояния проблемы и постановка задачи исследований

Применительно к боевым машинам, автономное угловое позиционирование предусматривает определение курса машины, например, относительно линии Север – Юг, и решается с помощью гироскопа направления, а также регистрацию углов крена и тангажа в плане недопустимости превышения их значений для данной геометрии подстилающей поверхности, что может привести к опрокидыванию.

Позиционирование трех линейных координат машины может осуществляться *пассивным* или *активным* методом. Первый реализуется с помощью глобальных спутниковых систем ГЛОНАСС-GPS-GALILEO или локальных систем позиционирования. Второй

метод предусматривает зондирование окружающей местности для установления собственного местоположения относительно данного рельефа путем определения дистанции до ориентиров, а также значения углов визирования.

Вместе с тем, при маневрировании, в боевых условиях, на автономное навигационное оборудование, кроме прочего, оказывает влияние проникающее акустическое излучение [1, 2]. Изучению этого явления в последнее время посвящены работы многих ученых [3, 4, 5, 6, 7]. Вместе с тем, многие вопросы энергетического состава возникающих волновых процессов и механизм их влияния на возникновение дополнительных погрешностей автономного позиционирования боевых машин и других объектов требует более детального изучения.

Целью исследований является описание механизма воздействия проникающего акустического излучения на трехстепенной астатический гироскоп и оценка возникающей вследствие этого погрешности азимутального позиционирования.

3. Природа возникновения азимутального дрейфа главной оси гироскопа в боевых условиях

Известно, что угловое движение гироскопа вокруг оси наружной рамки не приводит к дрейфу главной оси. Поэтому функция возмущающего воздействия здесь может быть любой. Что же касается двух других осей - Ox и Oz , то вынужденные колебания в этом случае могут быть причиной уходов гироскопа (рис. 1). Раскроем содержание угловых скоростей принуди-

тельного движения подвеса – ω_x^a и ω_z^a , – обусловленных влиянием акустического излучения.

Как уже упоминалось, причиной этого движения может служить реакция подвеса как системы абсолютно твердых тел, с одной стороны, и как упруго-податливой структуры – с другой. Анализ показывает, что наиболее уязвимой частью подвеса является кожух. Исходя из этого, остановимся более подробно на изучении именно этого аспекта.

В техническом исполнении кожух (внутреннюю рамку гироскопа) можно представить в виде цилиндра, внутри которого вращается ротор, подшипники которого установлены в крышках кожуха.

Для конкретности рассмотрим один из часто встречающихся пилотажных приборов – гиropolукомпас, – обеспечивающий возможность сохранения выбранного ориентирного направления. Принцип действия гиropolукомпаса (ГПК) основан на свойстве свободного трехстепенного астатического гироскопа сохранять положение оси собственного вращения в инерциальной системе координат.

Техническая реализация ГПК представляет собой трехстепенный астатический гироскоп, ось наружной рамки которого параллельна нормальной оси объекта.

Изначально ось фигуры гироскопа совмещается с заданным ориентирным направлением. Прибор имеет горизонтальную (маятниковую) или горизонтальную межрамочную коррекцию. Азимутальную коррекцию прибор не имеет, поэтому при отсутствии внешних возмущающих моментов ось фигуры сохраняет приданное ей направление. Отсутствие избирательности по отношению к направлению меридиана послужило основанием для введения термина *полукомпас*.

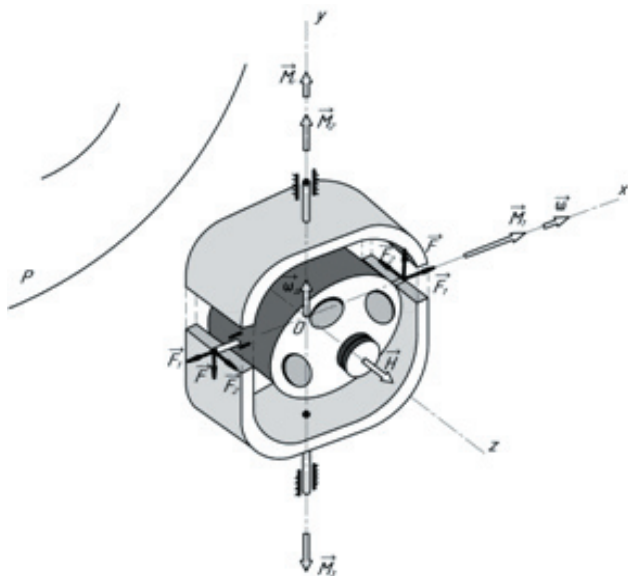


Рис. 1. Механизм взаимодействия акустической волны с кожухом и наружной рамкой гироскопа

То обстоятельство, что гироскоп может сохранять неизменным положение своей оси в абсолютном пространстве, а не относительно Земли, послужило причиной появления *кажущихся* уходов. Помимо них, ГПК имеет действительные уходы, обусловленные

трением, дебалансом и другими факторами, влияние которых достаточно хорошо изучено и не является предметом проводимых исследований.

Остановимся более подробно на влиянии внешнего акустического излучения на работу гиropolукомпаса.

Воздействие волны аэродинамического шума на абсолютно твердые элементы подвеса. Механизм этого явления легко уяснить с помощью схемы, изображенной на рис. 1.

Вначале проанализируем влияние акустической волны на наружную рамку ГПК. Пусть равнодействующая сил давления на вертикальные плоскости рамки равна \vec{F} и, кроме того, на противоположных сторонах они находятся в противофазе (наиболее опасный случай). Тогда, разложив эти векторы на составляющие, обнаруживаем, что силы (\vec{F}_1, \vec{F}_1) параллельны оси внутренней рамки и не создают момента-помехи, а силы (\vec{F}_2, \vec{F}_2) составляют пару с моментом \vec{M}_2 , направленным вдоль оси наружной рамки. В соответствии с теоремой Резаля, ось фигуры будет прецессировать относительно оси внутренней рамки, в данном случае вверх. Межрамочная, либо маятниковая, коррекция будет нивелировать данное движение и, таким образом, исключать его вредное влияние.

Воздействия акустического давления на горизонтальные плоскости наружной рамки ГПК не могут создавать момента относительно внутренней оси подвеса, так как подшипники наружной оси жестко крепятся к носителю (основанию) и такой поворот невозможен. Они могут привести лишь к появлению дополнительного давления на ось и, следовательно, к увеличению трения.

Перейдем теперь к анализу взаимодействия акустической волны с кожухом. Если представить звуковое давление как сумму антисимметричной P_a и симметричной P_c составляющих, то становится очевидным опасное влияние именно антисимметричной составляющей, которая стремится повернуть гироскоп относительно внутренней оси подвеса, создавая при этом момент \vec{M}_1 (рис. 1). Вследствие этого ось фигуры будет прецессировать влево до совмещения векторов кинетического момента \vec{H} и \vec{M}_1 . Это будет погрешностью курсоуказания (акустическая девиация).

В соответствии с теоремой об изменении кинетического момента имеем

$$\frac{d\vec{H}}{dt} = \vec{M}_1,$$

откуда, в форме Резаля, получаем

$$\vec{\omega}_\alpha \times \vec{H} = \vec{M}_1, \tag{1}$$

где ω_α – угловая скорость прецессии гироскопа относительно оси наружной рамки, то есть дрейф оси фигуры в азимуте (рис. 1). Величина угловой скорости находится из соотношения

$$\omega_\alpha = \frac{M_1}{\Omega \sin(\vec{\omega}_\alpha, \vec{H})}, \tag{2}$$

где I – момент инерции гироскопа относительно оси вращения ротора; Ω – угловая скорость вращения ротора относительно главной оси.

Раскроем структуру внешнего момента \bar{M}_1 . При этом следует помнить, что кожух проходит тщательную статическую и динамическую балансировку при сборке, поэтому можно принять в линейном приближении, что иные моменты-помехи отсутствуют.

Пусть внутри приборного отсека распространяется волна давления с потенциалом скорости

$$\Phi = \Phi_0 \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta)), \tag{3}$$

фронт которой в момент времени $t=0$ соприкасается с поверхностью исходно неподвижного кожуха. Функцию $\Phi(\xi)$ будем предполагать стремящейся к некоторому пределу при $\xi \rightarrow +\infty$. Это означает ограничение по величине импульса давления волны, то есть

$$\int_0^{\infty} P dt = -\rho \int_0^{\infty} \frac{\partial \Phi}{\partial t} dt = \text{const.}$$

В формуле (3) через ω обозначена круговая частота волны акустического давления; k – волновое число; ξ – направление распространения волны; θ – угол между нормалью к поверхности и перпендикуляром к фронту волны.

Отметим, что акустическая волна, точнее ее антисимметричная составляющая P_a , создает момент M_1 относительно оси внутренней рамки, вследствие чего гироскоп прецессирует относительно оси наружной рамки.

Величина момента M_1 воздействия звукового излучения на кожух прибора определяется соотношением

$$M_1 = M_x = \rho \int_S y \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) dS + \rho \int_S y \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) dS - \rho \int_S z \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) dS - \rho \int_S \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) dS, \tag{3}$$

а момента M_3 – формулой:

$$M_3 = M_z = \rho \int_S x \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) dS + \rho \int_S \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) dS - \rho \int_S y \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_x, \hat{\xi}) dS - \rho \int_S \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_x, \hat{\xi}) dS, \tag{4}$$

где x, y, z – координаты точки приложения равнодействующей сил акустического давления, действующих на кожух, в полуподвижной, жестко связанной с внутренней рамкой, системой координат; ρ – плотность воздуха; n_i – проекции нормали к поверхности S кожуха в данной точке на соответствующую ось; потенциал Φ подчиняется трехмерному волновому уравнению Лапласа

$$\Delta \Phi - c^{-2} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial t^2} = 0 \tag{5}$$

и начальным условиям

$$\Phi|_{t=0} = 0; \quad \frac{\partial \Phi}{\partial t}|_{t=0} = 0;$$

при $r = [x^2 + y^2 + z^2]^{1/2} \rightarrow \infty$ функция $\Phi \rightarrow 0$, а на поверхности кожуха имеет место условие

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} = -\frac{\partial \Phi}{\partial n} + \frac{\partial U}{\partial t} \cos(\hat{n}, \hat{\xi}),$$

где $U(t)$ – скорость точки поверхности кожуха.

Если плоскую падающую монохроматическую волну давления задать, например, в виде

$$P = P_{10}(\xi) = \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta)), \tag{6}$$

а потенциалы скорости падающей и дифракционной волн представить соотношениями

$$\Phi = \frac{1}{\rho} \int_0^t P dt = \frac{1}{i\omega\rho} P_{10} \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta)) = \Phi_0 \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta));$$

$$\varphi = \varphi_0 \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta')), \tag{7}$$

где $\theta' = \arcsin\left(\frac{c_2 \sin \theta}{c_1}\right)$ – угол преломления, определяемый из закона Снеллиуса (состоит в равенстве фазовых скоростей распространения волн вдоль границы сред, в данном случае – воздух и кожух ГПК); $\Phi_0 = \varphi_0 = \frac{P_{10}}{i\omega\rho}$; P_{10} – давление в падающей волне, то с учетом сказанного, формула (2) приобретет вид

$$\omega_\alpha = \frac{\rho}{I\Omega \sin(\hat{\omega}_\alpha, \hat{H})} \int_S \left[y \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) + y \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) - z \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) - z \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \right] dS, \tag{8}$$

а угол отклонения оси фигуры относительно заданного направления в азимуте будет определяться зависимостью:

$$\alpha(t) = \frac{\rho}{I\Omega} \int_0^t \frac{1}{\sin(\hat{\omega}_\alpha, \hat{H})} \int_S \left[y \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) + y \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) - z \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) - z \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \right] dS dt. \tag{9}$$

Формулы (6), (7) можно раскрыть более подробно, если кожух представить как совокупность круговой цилиндрической оболочки длиной h и двух торцевых круглых пластин радиуса r .

Момент равнодействующей сил акустического давления на оболочку

$$M = \rho \int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \int_0^{2\pi} r \sin \psi \left[\int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) r d\psi dy + \int_0^{2\pi} \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) r d\psi dy - \right. \tag{10}$$

$$\left. - y \int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) r d\psi dy - y \int_0^{2\pi} \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) r d\psi dy \right].$$

Момент равнодействующей звукового давления на торцевую поверхность определяется формулой

$$M_y = \rho l^2 \cos \psi d\psi dl \int_S \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) = \\ = \rho \int_0^r l^2 dl \left[\int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \cos \psi d\psi + \int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \cos \psi d\psi \right]. \quad (11)$$

И, так как торцевых пластин на кожухе две, то сумма соотношений (10) и (11) дает формулу для вычислений величины полного момента M_1 :

$$M_1 = M_{y1} + M_{y2} + M_\psi = 2M_y + M_\psi = \\ = 2\rho \int_0^r l^2 dl \left[\int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \cos \psi d\psi + \int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \cos \psi d\psi \right] + \\ + \rho r \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} dy \left[r \int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \sin \psi d\psi + r \int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \sin \psi d\psi - \right. \quad (12) \\ \left. - y \int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) \sin \psi d\psi - y \int_0^{2\pi} \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) \sin \psi d\psi \right]$$

С учетом соотношений (6), (7) формулу (8) можно записать в ином виде

$$\omega_\alpha = \frac{P_{10}}{i\omega I \Omega \sin(\vec{\omega}_\alpha, \vec{H})} \int_S \left[y \cos(n_z, \hat{\xi}) \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta)) + y \cos(n_z, \hat{\xi}) \times \right. \\ \times \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta')) - z \cos(n_y, \hat{\xi}) \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta)) - \\ \left. - z \cos(n_y, \hat{\xi}) \exp(i(\omega t - k\xi \cos \theta')) \right] dS,$$

4. Выводы

Проведенный анализ изучаемого явления позволил установить структуру возникающего в подвесе

гироскопа направлений волновых процессов и порожденный этим дрейф оси фигуры.

Выполнены все необходимые аналитические предпосылки для выработки технических решений по устранению влияния акустических полей на автономное целеуказание.

Литература

1. Рассеяние энергии при колебаниях механических систем, 1985г. Чернигов [Текст]: сб. науч.тр. / Нац. акад. наук Украины. – Киев: Наук. Думка, 1985. – С. 39-45.
2. Система управления подвижными объектами и автоматизация технологических процессов [Текст]: тез. док. научн.-практ. конф. (май 1989) отв. ред. В.Г. Копытов – Томск: ГПИ, 1989. -122с.
3. XI научно-техническая конференция по вопросам рассеяния энергии при колебаниях механических систем, 1989 г., Киев [Текст]: тез. докл. (апрель 1989г) / отв. ред. В.В. Харченко – Киев: НПП АН СССР, 1989. – С.53.
4. Карачун, В. В. Об особенностях акустического нагружения пластин конечных размеров [Текст]/ В. В. Карачун // Пробл. прочности - 1990. № 10. – С. 93-96.
5. Многомерные задачи нестационарной упругости подвеса поплавоквого гироскопа [Текст]: монография / В.В. Карачун, В.Г. Лозовик, Е.М. Потапова, В.Н. Мельник. –К: «Корнейчук», 2000. -128с.
6. Мельник, В.Н. Особенности циклического нагружения оболочек [Текст] / В.Н. Мельник // Авиационно-космическая техника и технология. -2007. № 8(44). –С56-59.
7. Ковалец, О.Я. Дополнительные погрешности гироскопического интегратора линейных ускорений баллистических ракет [Текст] / О.Я. Ковалец // молодой ученый. Ежемесячный научный журнал. – 2011, №9(32). –С.33-39.