

Упругонапряженное состояние поплавкового подвеса в акустическом поле. Девиация оси фигуры

В. В. Карачун, В. Н. Мельник

Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”, Киев, Украина

Анализируется природа упругого взаимодействия поплавкового подвеса дифференцирующего гироскопа с проникающим акустическим излучением и строятся расчетные модели явления. Раскрывается механизм появления дополнительных погрешностей гироскопического датчика угловых скоростей, вызванных дифракционными явлениями на подвижной части прибора. Векторные диаграммы объясняют суть девиации оси фигуры в реверберационном пространстве.

Ключевые слова: проникающее акустическое излучение, циркуляция, поплавковый гироскоп, упругонапряженное состояние, импедансная поверхность.

Введение. Воздушно-космическая система в Украине может и должна создаваться на основе существующих технологий с использованием ранее апробированных технических решений как отдельных комплектующих, так и летательных аппаратов в целом.

Какой воздушно-космический аппарат нужен Украине? Ответ на этот вопрос должен содержать не только элементы стратегии и тактики ракетно-космической отрасли, но и целый ряд неизменно присутствующих частных, однако не менее важных проблем: эффективность коммерческих пусков ракет; создание экологически безопасных аналогов двигателей военного использования; задачи ближнего космоса, оборонные и др. Воздушно-космическая система имеет то неоспоримое преимущество, когда не требуется создания стартовых площадок на космодромах. Старт может осуществляться с борта самолета, а также с любой платформы мобильного базирования.

Самый уязвимый элемент конструкции ракеты-носителя (РН) при постоянно изменяющихся требованиях пусковых особенностей – головной аэродинамический обтекатель (ГАО), где размещаются полезный груз и приборы командно-измерительного комплекса, в том числе навигационное оборудование, надежность которого во многом определяют тактико-технические характеристики летательных аппаратов в целом [1]. Реальной опасностью со стороны ГАО является проникающее акустическое излучение [2–4].

В настоящее время предельно ясно очерчены приоритеты в создании приборов инерциальной навигации, к которым, в частности, можно отнести поплавковые гироскопы, конструктивно лишенные недостатков “сухих” подвесов. Такие приборы нашли широкое применение на летательных аппаратах различного класса не только как навигационные, но и как пилотажные. Особенно эффективным оказалось использование их в качестве чувствительных элементов гиросtabilизированных платформ для приборов ночного видения, теодолитов, инфракрасных головок самонаведения и т.п. Вместе с тем стендовые полунатурные испытания поплавковых приборов убедительно пока-

зывают, что только та часть инжектируемой в окружающую среду энергии ракетных двигателей, которая реализуется в виде проникающего акустического излучения, существенно влияет на гироскопические приборы. Причем жидкостатический подвес в этом случае выступает в роли благоприятного транслятора звука и способствует практически беспрепятственному прохождению звуковых волн внутрь приборов и возникновению дополнительных погрешностей последних [5]. Уровень этих погрешностей в некоторых случаях может свести к нулю все достоинства поплавкового подвеса. К примеру, у гироскопа класса ГА-8 при акустическом воздействии в 160 дБ наблюдается систематический дрейф оси фигуры с потерей одной степени свободы через 25...30 мин работы. Дифференцирующий гироскоп класса ДУСУ2-6АС, предназначенный для использования на летательных аппаратах длительного действия, обнаруживает достаточно широкий диапазон погрешностей измерений.

В эксплуатационных условиях, как известно, в акустические колебания трансформируется 10^{-4} мощности реактивных двигателей. Для одного самолета стратегической бомбардировочной авиации класса В-2А, например, она составляет 1...4 кВт мощности акустических колебаний. В области реактивной струи при старте РН с поверхности Земли уровень акустического излучения достигает 180 дБ. Под обтекатель проходит более 140...150 дБ.

Постановка задачи. Проанализируем погрешности поплавкового гироскопического датчика угловых скоростей при одновременном воздействии на него двух возмущающих факторов: кинематического и проникающего акустического излучения высокого уровня (150 дБ и выше). Поясним природу проявления первого, а затем и второго внешних возмущений. Это должны быть не только все время присутствующие факторы, но и типичные для целого класса изделий управляемые и беспилотные летательные аппараты, дистанционно управляемые, дискокрылые аппараты, тактическая палубная авиация, стратегическая бомбардировочная авиация, ракеты-носители различной модификации и средства базирования, наконец, боевые машины, подводные лодки, торпеды, надводные корабли и др.

Угловое движение корпуса летательного аппарата. Не вызывает сомнения, что наиболее типичным кинематическим возмущением летательных аппаратов различного класса служит угловое движение изделия. Не исследуя особенности этого движения для различных модификаций, остановимся на наиболее сложном из перечисленных – угловом движении корпуса ракеты.

Систему координат $Ox_1y_1z_1$ свяжем с корпусом ракеты, причем ось Ox_1 направим вдоль ее продольной оси, а оси Oy_1 и Oz_1 расположим в плоскости шпангоута (рис. 1).

В качестве опорной системы координат выберем тройку осей, связанных с Землей: ось $O\zeta$ направим вертикально вниз, ось $O\xi$ расположим в горизонтальной плоскости, например совместим с линией заданного курса, $O\eta$ направим перпендикулярно к первым двум.

Предположим, что в момент старта РН занимает произвольное положение. Проведем через ее центр масс плоскость, перпендикулярную продольной оси (плоскость шпангоута), до пересечения с горизонтальной плоскостью $O\xi\eta$. По линии пересечения этих плоскостей, обозначим ее ON , направим ось $O\eta_1$ и построим в горизонтальной плоскости ось $O\xi_1$, перпендикулярную $O\eta_1$.

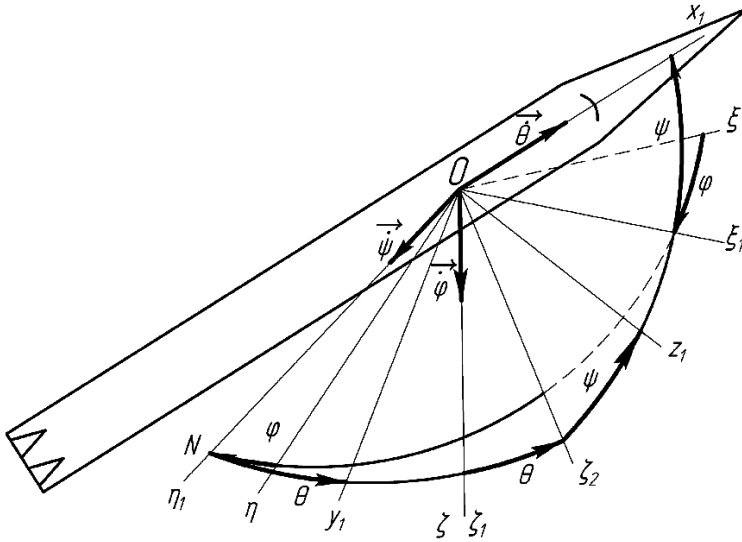


Рис. 1. Схема углов Эйлера.

В качестве углов Эйлера выберем угол поворота вокруг вертикали горизонтальной координатной плоскости $O\xi\eta$ до совпадения ее с осями $O\xi_1\eta_1$. Этот угол назовем углом рыскания φ .

Угол поворота вокруг линии узлов координатной плоскости $\xi_1 O\zeta$ до совмещения оси $O\xi_1$ с продольной осью РН Ox назовем углом тангажа и обозначим ψ . В этом случае ось $O\zeta$ займет положение $O\zeta_1$ в плоскости шпангоута.

Наконец, угол поворота плоскости $\eta_1 O\zeta_1$ вокруг продольной оси ракеты Ox назовем углом крена и обозначим θ .

Соответствующие принятой последовательности поворотов угловые скорости будут направлены по вертикали ($\dot{\varphi}$), по линии узлов ($\dot{\psi}$) и вдоль оси РН ($\dot{\theta}$) – рис. 1.

В случае если аппарат стартует с неподвижного основания, т.е. оси $O\xi\eta\zeta$ неподвижны, проекции угловой скорости на оси $Ox_1y_1z_1$, связанные с корпусом ракеты, составляют:

$$\begin{aligned} \omega_{x_1} &= \dot{\theta} - \dot{\varphi} \sin \psi; & \omega_{y_1} &= \dot{\varphi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta; \\ \omega_{z_1} &= \dot{\varphi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta. \end{aligned} \quad (1)$$

Проекции угловой скорости на оси $Oxyz$, связанные с поплавковым подвесом, имеют следующий вид (рис. 2):

$$\omega_x = \omega_{x_1} \cos \beta + \omega_{y_1} \sin \beta; \quad \omega_y = -\omega_{x_1} \sin \beta + \omega_{y_1} \cos \beta; \quad \omega_z = \omega_{z_1} + \dot{\beta}, \quad (2)$$

причем $\theta = \theta(t)$; $\psi = \psi(t)$; $\varphi = \varphi(t)$.

Если старт осуществляется с орбитальной ступени либо с площадки мобильного базирования, угловую скорость целесообразно предварительно разложить по осям $O\xi\eta\zeta$. В равной степени это относится к угловой скорости суточного вращения Земли.

Далее угол $\theta(t)$ и производные по времени $\dot{\theta}(t)$ и $\dot{\varphi}(t)$ полагаем малыми величинами. Угловую скорость $\dot{\psi}$ представим в виде

$$\dot{\psi} = \omega_0 + \omega_y,$$

где ω_0 – постоянная величина, измеряемая дифференцирующим гироскопом, например, при выполнении РН предусмотренного полетным заданием маневрирования в вертикальной плоскости, т.е. по углу тангажа $\psi(t)$, при $\omega_{y1} \ll \omega_0$ будем считать малое возмущение этой угловой скорости. Такой режим имеет место, в частности, при движении аппарата по программной траектории в поисках цели.

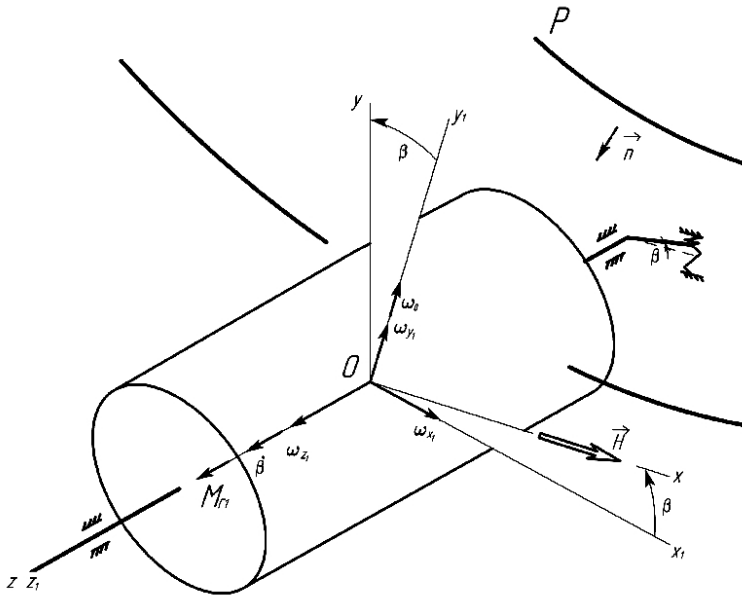


Рис. 2. Кинематическое возмущение подвеса гироскопа. Проникающее акустическое излучение P .

Из схемы, изображенной на рис. 2, следует, что составляющие $(\omega_{x1})_x$ и $(\omega_{y1})_x$ не оказывают влияния на погрешность измерений, поскольку совпадают с направлением вектора кинетического момента \vec{H} . В то же время кинематические возмущения $(\omega_{x1})_y$ и $(\omega_{y1})_y$ приводят к появлению гироскопического момента $M_{Г1}$ (рис. 2):

$$M_{Г1} = H[-(\dot{\theta} - \dot{\varphi} \sin \psi) \sin \beta + (\dot{\varphi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta) \cos \beta]. \quad (3)$$

Очевидно, что это погрешности измерений, обусловленные действием только одного внешнего фактора – углового движения корпуса ракеты. Исследованию этого типа погрешностей, равно как и методов их устранения, посвящены многочисленные работы.

Изучим характер воздействия проникающего акустического излучения высокого уровня на гироскоп и выясним механизм появления дополнительных погрешностей измерений при работе прибора в акустическом реверберационном пространстве.

Природа появления дополнительных погрешностей. При исследовании влияния дифракционных явлений на подвес гироскопа ограничимся рассмотрением только смешанной краевой задачи, т.е. анализом дифракционных явлений на импедансной поверхности, представляющей наибольший практический интерес. Результаты полунатурных стендовых испытаний на установке “Сирена”, проведенные в Институте проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, подтвердили правильность этого выбора. Поплавковый подвес не является абсолютно мягким (задача Дирихле), но и не обладает абсолютно жесткой поверхностью (задача Неймана). При акустических давлениях в 150 дБ и выше поверхность подвеса переходит из абсолютно твердой в разряд импедансной, т.е. такой, на поверхности которой под действием силового воздействия со стороны проникающего излучения возникают упругие перемещения поверхности в трех направлениях: вдоль протяженности поплавка (координата z); в окружном (по параллели, координата φ) и поперечном (в плоскости шпангоута, координата W) – рис. 3.

Пока поверхность подвеса может считаться абсолютно твердой, все свойства поплавка сосредоточены в одном параметре – моменте инерции. Отсюда следует и механизм описания погрешности прибора.

Если поверхность становится импедансной и совершает вынужденные упругие перемещения, то в силу стабилизирующих свойств гироскопа упругонапряженное состояние подвеса будет восприниматься прибором как входная величина и порождать дополнительную погрешность измерений в виде реакции на “ложную” угловую скорость корпуса летательного аппарата. Поскольку поверхность поплавкового подвеса достаточно велика, интегральная погрешность будет значительной. Причем опасны не так периодические ее составляющие, как имеющие место систематические компоненты.

Изучение этого явления подтвердило тот факт, что нежелательны не столько упругие перемещения поверхности подвеса, столько одновременное действие на прибор кинематического возмущения со стороны корпуса летательного аппарата в виде его углового движения и упругих перемещений поверхности подвеса под влиянием прошедшего акустического излучения и вызванных им дифракционных эффектов. Необходимо учитывать, что жидкостатический подвес является хорошим проводником звуковых волн и не способствует рассеянию энергии прошедшего поля. В итоге сама идея поплавкового подвеса в этих условиях формирует известную ненадежность бортовой аппаратуры при эксплуатационном использовании летательных аппаратов различного класса.

Следует отметить еще одну опасность для приборов инерциальной навигации: многоцикловое нагружение, имеющее место, например, в летательных

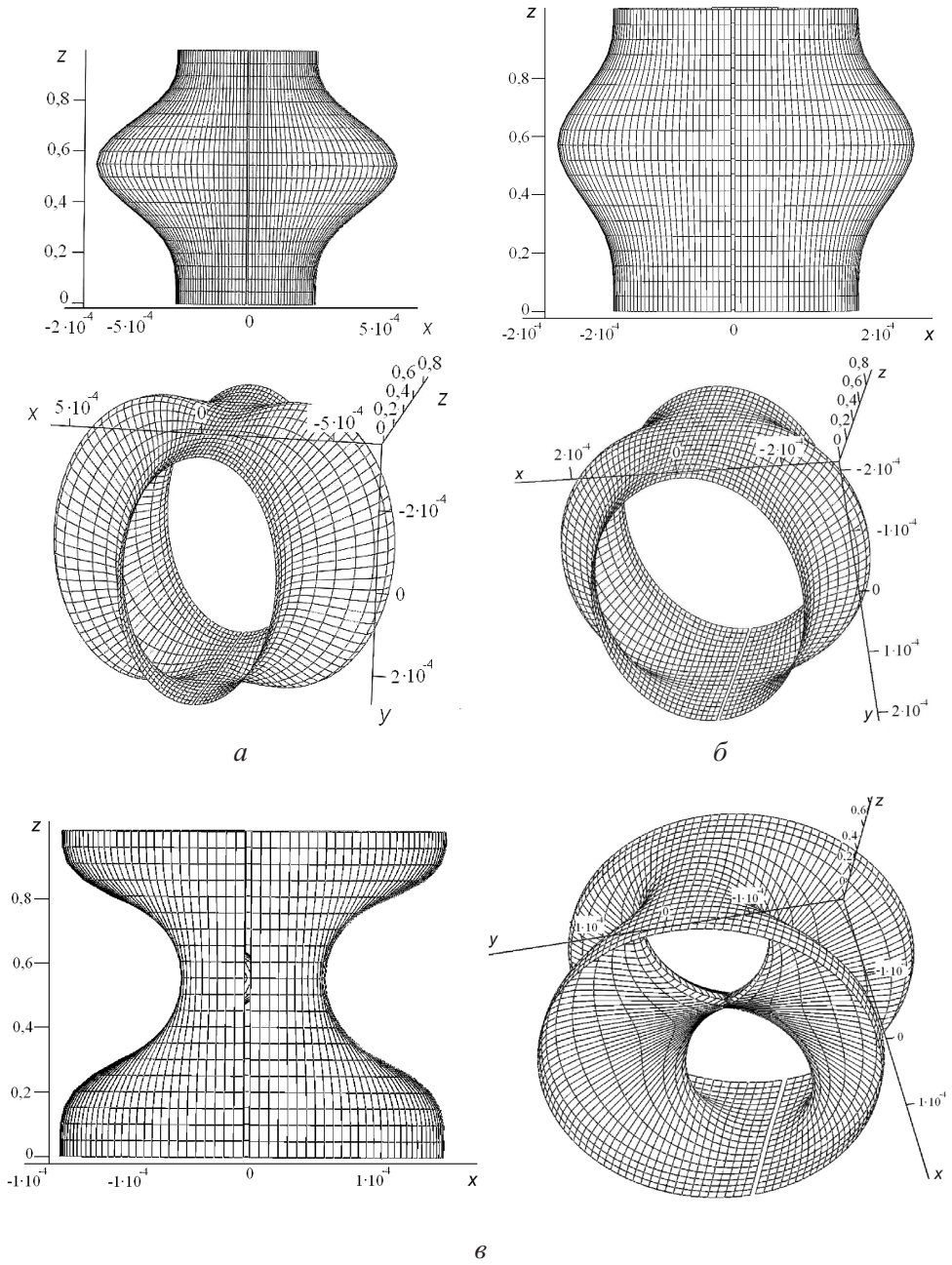


Рис. 3. Упругие деформации поплавкового подвеса под действием проникающего акустического излучения: а – $\omega = 500 \text{ с}^{-1}$; б – $\omega = 3 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$; в – $\omega = 6 \cdot 10^3 \text{ с}^{-1}$.

аппаратах длительного действия. Акустическая погрешность поплавкового интегрирующего гироскопа в данном случае все время суммируется и может привести к нештатным ситуациям. В частности, если эти приборы являются чувствительными элементами трехосной гиростабилизированной платформы оптико-электронной аппаратуры, оптических головок инфракрасного самонаведения гироскопов и гиротеодолитов.

На наш взгляд, для акустических полей существующие расчетные модели погрешностей гироскопов требуют критического и всестороннего переосмысления. Прежде всего подвес следует рассматривать как систему с распределенными параметрами или дискретно-непрерывными параметрами. Кроме того, необходимо обязательно учитывать неизменно присутствующую качку фюзеляжа. Кстати говоря, такой подход в полной мере соответствует имеющимся реалиям натуральных условий.

Таким образом, отправной точкой при построении расчетных моделей следует считать соизмеримость протяженности подвеса гироскопа с половиной длины волны проникающего акустического излучения.

Циклически деформированное состояние ($2 \leq k$). Примем звуковое давление в падающей волне равным (рис. 2)

$$P_1 = P_{10} \exp i[\omega t - \vec{k}_0 \vec{R}_0(z, \varphi)] \quad (4)$$

согласно схеме ее воздействия с поплавком, где P_{10} – давление в падающей волне; $\vec{k}_0 = \vec{n} \frac{\omega}{c}$ – волновой вектор; c – скорость звука; \vec{n} – единичный вектор направления распространения волны; \vec{R}_0 – радиус-вектор точки поверхности поплавоквого подвеса.

Тогда звуковые давления в падающей, отраженной и прошедшей волнах будут описываться соответственно соотношениями:

$$P_1 = P_{10} \exp i[\omega t - k_0(R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)]; \quad (5)$$

$$P_2 = P_{20} \exp i[\omega t - k_0(-R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \cos \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)]; \quad (6)$$

$$P_3 = P_{30} \exp i[\omega t - k_0(R \cos \varphi \cos \varepsilon_1 - R \cos \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 - z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2)]. \quad (7)$$

Внешнее динамическое воздействие на поплавок в осевом, окружном и поперечном направлениях определяется выражениями:

$$q_{1k}(t, z, \varphi) = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1 + B + A) \exp i(\omega_k t + k_{0k} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2) \cos k\varphi + (1 + B - A) \exp i(\omega_k t + k_{0k} z \sin \varepsilon_1 \sin \varepsilon_2) \sin k\varphi]; \quad (8)$$

$$q_{2k}(t, z, \varphi) = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1 + B + A) \exp i(\omega_k t + k_{0k} R \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2) \cos k\varphi + (1 + B - A) \exp i(\omega_k t + k_{0k} R \sin \varphi \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2) \sin k\varphi]; \quad (9)$$

$$q_{3k}(t, z, \varphi) = \frac{1}{2} \sum_{k=0}^{\infty} P_{10k} [(1 + B + A) \exp i(\omega_k t - k_{0k} R \cos \varphi \cos \varepsilon_1) \cos k\varphi +$$

$$+ (1 + B - A) \exp i(\omega_k t + k_{0k} R \cos \varphi \cos \varepsilon_1) \sin k\varphi], \quad (10)$$

а координатные функции подвеса строятся в виде [6, 7]

$$U_z = \sum_{k=0}^{\infty} [a_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \cos z + a_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \sin z]; \quad (11)$$

$$U_\varphi = \sum_{k=0}^{\infty} [b_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \cos z + b_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \sin z]; \quad (12)$$

$$W = \sum_{k=0}^{\infty} [c_k^{(1)}(t) z^4 (1-z)^4 \cos k\varphi \cos z + c_k^{(2)}(t) z^4 (1-z)^4 \sin k\varphi \sin z], \quad (13)$$

где $a_k^{(s)}$, $b_k^{(s)}$, $c_k^{(s)}$ – коэффициенты, $s = 1, 2$.

Природу явления достаточно убедительно можно проиллюстрировать на примере нестационарной задачи взаимодействия, например, при осесимметричном деформированном состоянии. В рамках трехмерной модели полагаем, что вследствие дифракционных явлений на импедансной поверхности подвеса гироскопа элементы оболочечной части совершают упругие перемещения вдоль протяженности поплавка, в окружном направлении и в поперечной плоскости с относительными скоростями (рис. 4):

$$\begin{aligned} \dot{U}_z(t, z, \varphi) &= i\omega z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t (a_1^{(1)} \cos \varphi \cos z + \\ &+ a_1^{(2)} \sin \varphi \sin z) = i\omega U_z; \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) &= i\omega z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t (b_1^{(1)} \sin \varphi \cos z + \\ &+ b_1^{(2)} \cos \varphi \sin z) = i\omega U_\varphi; \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \dot{W}(t, z, \varphi) &= i\omega z^4 (1-z)^4 \exp i\omega_1 t (c_1^{(1)} \cos \varphi \cos z + \\ &+ c_1^{(2)} \sin \varphi \sin z) = i\omega W. \end{aligned} \quad (16)$$

Выделив в плоскости шпангоута два элементарных объема $dzd\varphi dW$ массы dm , построим схему возникновения эйлеровых сил инерции, а именно: кориолисовых сил инерции при циркуляции аппарата с угловой скоростью ω_0 .

Пусть аппарат выполняет маневрирование с угловой скоростью ω_0 . Для простоты примем ее постоянной по величине.

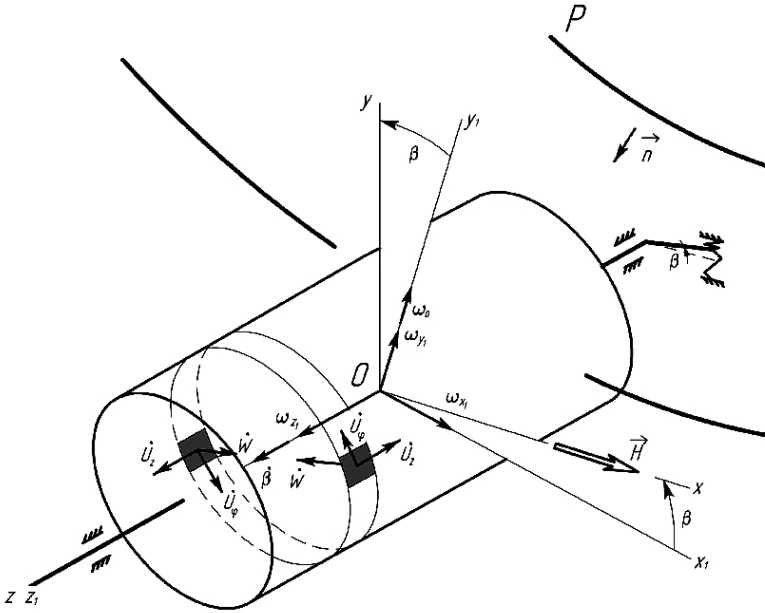


Рис. 4. Сложное движение поверхности подвеса гироскопа.

Поверхность поплавка совершает сложное движение. Упругие ее смещения под действием проникающего акустического излучения являются относительным движением, циркулируя вместе с летательным аппаратом – переносным. Таким образом, элементы поверхности будут испытывать ускорения Кориолиса $\vec{W}_{c1} = 2\vec{\omega}_0 \times \vec{U}_z$ (рис. 5,а), $\vec{W}_{c2} = 2\vec{\omega}_0 \times \vec{U}_\varphi$ (рис. 5,б) и $\vec{W}_{c3} = 2\vec{\omega}_0 \times \vec{W}$ (рис. 5,в). Возникающие при этом кориолисовы силы инерции служат причиной проявления их моментов.

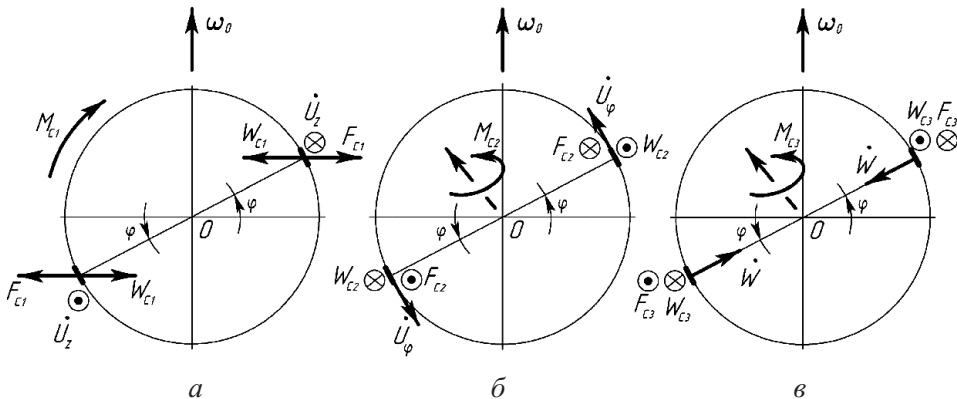


Рис. 5. Механизм возникновения моментов кориолисовых сил инерции на циркуляции.

Принимая во внимание, что $h \ll R$, т.е. толщина поплавка намного меньше его радиуса, после интегрирования по всей поверхности подвеса определяем полные значения действующих моментов:

$$\begin{aligned}
 M_u^c(U_z) &= \frac{8I\omega_0}{R} i\omega U_z; & M_u^c(U_\varphi) &= \frac{8I\omega_0}{R} i\omega U_\varphi; \\
 M_u^c(W) &= \frac{1}{R} 4I\omega_0 \dot{W} \cos \varphi = 0,
 \end{aligned}
 \tag{17}$$

где I – момент инерции подвижной части относительно выходной оси (оси z).

Чтобы четко представить весь механизм явления, запишем векторы моментов в виде их составляющих по направлениям $\vec{\omega}_0$ и \vec{H} (рис. 6).

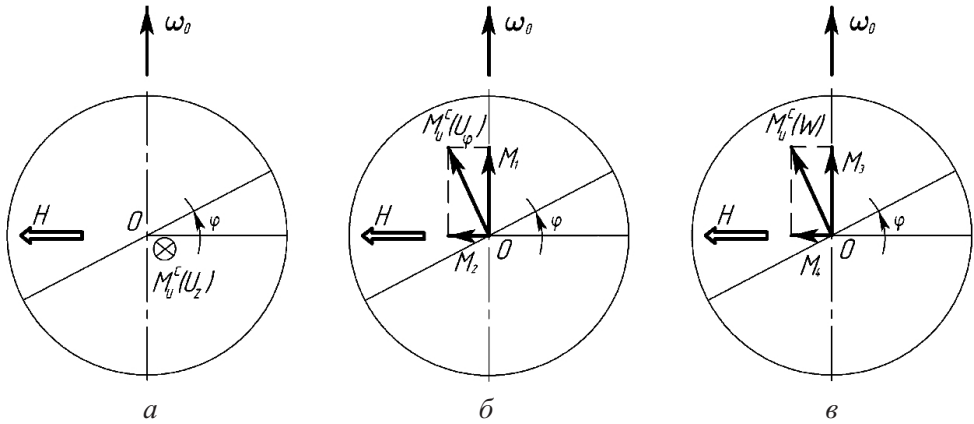


Рис. 6. Возмущающие моменты, вызванные упругонапряженным состоянием поплавкового подвеса гироскопа.

Упругие перемещения поверхности подвеса в направлении его протяженности (рис. 6,а). Величина возмущающего момента описывается формулой (17):

$$M_u^c(U_z) = \frac{8I\omega_0}{R} i\omega U_z(t, z, \varphi).
 \tag{18}$$

Вектор момента направлен вдоль оси подвеса, оси z , за рисунок, и будет отражен в правой части дифференциального уравнения движения. Его величина пропорциональна акустической погрешности прибора, а влияющие факторы следуют из формулы (17).

Упругие перемещения поверхности подвеса в окружном направлении вдоль параллели (рис. 6,б). Представим вектор момента кориолисовых сил инерции в виде двух составляющих M_1 и M_2 :

$$M_1(t) = M_\varphi \sin 2\varphi; \quad M_2(t) = 2M_\varphi \sin^2 \varphi,
 \tag{19}$$

после интегрирования по углу φ окончательно получим их значения:

$$M_1(t) = M_\varphi(t); \quad M_2(t) = \pi M_\varphi(t),
 \tag{20}$$

где $M_\varphi(t, z, \varphi) = \frac{4}{R} I\omega_0 i\omega U_\varphi(t, z, \varphi)$.

Очевидно, что наибольшую опасность представляет составляющая $M_1(t, z, \varphi)$, так как вызывает прецессию гироскопа относительно оси подвеса

$$\vec{\omega}_\varphi \times \vec{H} = M_1(t, z, \varphi) \quad (21)$$

и девиацию оси фигуры относительно исходного положения.

Рассуждая аналогично, можно установить степень влияния радиальных упругих перемещений $W(t, z, \varphi)$ – рис. 6, в.

Таким образом, перемещения поверхности поплавоквого подвеса под действием проникающего акустического излучения на качающемся основании формируют упругонапряженное состояние подвеса, воспринимаемое гироскопом как входная величина – угловая скорость относительно оси z :

$$\begin{aligned} \omega^a = \omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a = & \frac{4\pi I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t}{HR} [\omega_x a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z + \\ & + \omega_y a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z - 2\omega_z c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z]. \end{aligned}$$

Ложная угловая скорость ω^a может содержать как периодические, так и систематическую составляющие. Первые представляются целым спектром разностных и суммарных частот, вторая – одним слагаемым. Однако именно это слагаемое вызывает наибольшую опасность.

Угловые скорости ω_1^a и ω_2^a порождаются упругими перемещениями $U_z(t, z, \varphi)$ поплавка вдоль его протяженности, а составляющая ω_3^a – упругими перемещениями в плоскости шпангоута $W(t, z, \varphi)$.

Ложное угловое ускорение ε^a относительно выходной оси состоит из следующих величин:

$$\begin{aligned} \varepsilon^a = \dot{\omega}_{W1}^a - \dot{\omega}_{W2}^a - \dot{\omega}_{\varphi 1}^a - \dot{\omega}_{\varphi 2}^a = \\ = \frac{8I_z \omega_1^2 \exp i \omega_1 t}{3HR} [\omega_x c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z - \omega_y c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z - \\ - \omega_x b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z - \omega_y b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z]. \end{aligned}$$

Как видно, его проявлению способствуют упругие перемещения поверхности поплавка только в радиальном и окружном направлении. Упругие перемещения вдоль протяженности подвижной части не оказывают влияния.

Заключение. Приведенные результаты позволяют глубже понять механизм упругого взаимодействия поверхности поплавоквого подвеса гироскопа с проникающим акустическим излучением и оценить степень этого влияния в условиях маневрирования летательного аппарата. Изучается наиболее сложный случай – трехмерная задача упругонапряженного состояния подвеса.

Резюме

Аналізується природа пружної взаємодії поплавкового підвісу диференціюючого гіроскопа з проникним акустичним випромінюванням і будуються розрахункові моделі явища. Розкривається механізм появи додаткових похибок гіроскопічного датчика кутових швидкостей, які зумовлені дифракційними явищами на рухомій частині приладу. Векторні діаграми пояснюють суть девіації осі фігури в ревербераційному просторі.

1. *Карачун В. В., Лозовик В. Г., Потапова Е. Р. и др.* Многомерные задачи нестационарной упругости подвеса поплавкового гироскопа. – Киев: Корнейчук, 2000. – 128 с.
2. *Koshljakov V. N., Karachun V. V., Mel'nik V. N., et al.* The some aspects of flight safety in conditions penetrate acoustic radiation // The World Congress “Aviation in the XXI-st Century” (Sept. 14–16, 2003, Kyiv). – Kyiv, 2003. – P. 2.37 – 2.40.
3. *Mel'nik V. N. and Karachun V. V.* Some aspects of the gyroscopic stabilization in aconstic fields // Int. Appl. Mech. – 2002. – **38**, No. 1. – P. 74 – 80.
4. *Karachun V. V.* About the influence of acoustic influences to the equipment of space apparatus complex // Proc. of Fourth Ukraine–Russia–China Simp. on Space Science and Technology (Sept. 12–17, 1996, Kiev). – Kiev, 1996. – P. 720.
5. *Ишлинский А. Ю.* Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. – М.: Наука, 1976. – 671 с.
6. *Черных К. Ф.* Линейная теория оболочек. В 2 ч.; Ч. I.– Л.: Изд-во ЛГУ, 1962. – 274 с.
7. *Галеркин Б. Г.* К теории упругой цилиндрической оболочки // ДАН СССР. – 1934. – **4**, № 5-6. – С. 73 – 81.

Поступила 20. 04. 2011