

**Вивчається природа впливу ударних хвиль гіперзвукових апаратів на пружний підвіс гіроскопа напрямку на основі динамічно збалансованого трістепеневого астатичного гіроскопа. Встановлені величини виникаючого додаткового дрейфу осі фігури відносно осей підвісу**

**Ключові слова: гіперзвукові апарати, гіроскоп напрямку**

**Изучается природа влияния ударных волн гиперзвуковых аппаратов на упругий подвес гироскопа направления на основе динамически сбалансированного трехстепенного астатического гироскопа. Установлены значения возникающего дополнительного дрейфа оси фигуры относительно осей подвеса**

**Ключевые слова: гиперзвуковые аппараты, гироскоп направления**

# ОСОБЕННОСТИ АВТОНОМНОГО ИНЕРЦИАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ НА ГИПЕРЗВУКОВЫХ АППАРАТАХ

**В. Н. Мельник**

Доктор технических наук, профессор, профессор\*

Контактный тел.: (044) 454-94-51

E-mail: karachun11@i.ua

**В. В. Карачун**

Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой\*

Контактный тел.: (044) 454-94-51

E-mail: karachun11@i.ua

\*Кафедра биотехники и инженерии

Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»

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

## 1. Введение

Исследования относятся к области прикладной механики и посвящены изучению воздействия мощной ударной волны гиперзвуковых аппаратов, скорость которых превышает  $2 M$ . К таким аппаратам можно отнести сверхзвуковые крылатые ракеты, скорость  $3 M$ , с отделяемыми БЧ, затем предтечу крылатой ракеты X-51 гиперзвуковой аппарат X-43 (скорость  $9,8 M$ ), ракету X-51, высотный бомбардировщик-волнолет *North American XB-70 Valkyrie* (скорость  $3 M$ ), крылатую ракету *Брамос-2* (скорость  $6,4 M$ ) и другие.

Жесткие эксплуатационные условия, сопровождаемые действием на аппарат мощных ударных волн, неизбежно приводят к особенностям функционирования командно-измерительного комплекса и, несомненно, должны быть изучены и математически описаны для последующего учета в системах управления.

## 2. Анализ состояния проблемы и постановка задачи исследований

Инерциальный указатель ориентирного направления создает возможности построения на борту заданной оси (осей) автономными средствами, что является неоспоримым его достоинством [1, 2]. Прекрасно изученные внутренние и внешние моменты-помехи позволяют обеспечить на объекте требуемую точность построения заданного направления.

Вместе с тем, форсированное развитие авиационно-космической техники, в частности, гиперзвукового оружия, привело к возникновению при летной эксплуатации новых возмущающих факторов, которые стали занимать ведущие позиции в плане влияния на конструкцию аппарата в целом и бортовую аппаратуру – в частности [3, 4, 5].

Ударная *N-волна*, вызванная многократным преодолением звукового барьера при достижении гиперзвуковой скорости, генерирует в механических системах инерциального оборудования множество форм колебаний, создающих предпосылки для перехода абсолютно твердых тел в импедансные.

Остается только построить соответствующие этому факту расчетные модели и установить закономерности возмущенного движения динамически сбалансированного трехстепенного астатического гироскопа.

Целью исследований является определение дрейфа оси фигуры гироскопа относительно осей подвеса при действии ударной акустической волны.

## 3. Динамически сбалансированный гироскоп под действием мощной ударной звуковой волны

Как уже отмечалось, корпус ракеты-носителя воздушного или наземного базирования в режиме разгона маршевых двигателей испытывает значительные вибрации, а также угловые, развивающиеся во времени, колебания относительно трех осей, связанных с РН (рис. 1).

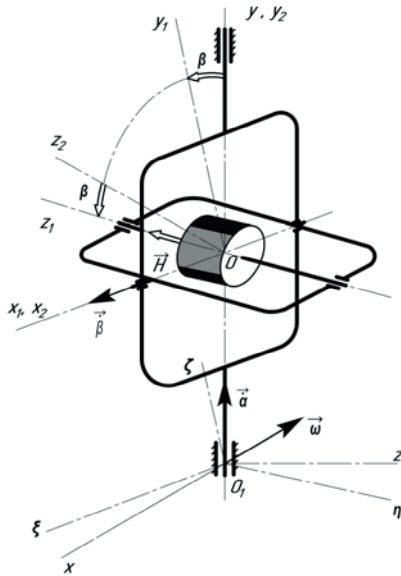


Рис. 1. Системы координат для определения положения гироскопа:  $O_1x_1y_1z_1$  - связанная с носителем;  $Ox_2y_2z_2$  - связанная с наружным кольцом;  $Ox_1y_1z_1$  - связанная с кожухом;  $O_i\xi\eta\zeta$  - инерциальная

Будем считать, что рамки и ротор гироскопа статически и динамически сбалансированы. Поэтому в основных уравнениях движения будут отсутствовать центробежные моменты инерции и угол несовпадения ротора и главной оси. Моменты сил сухого и вязкого трения в опорах также положим равными нулю. Пренебрежем также разностью между моментом аэродинамического сопротивления и вращающимся моментом гиromотора, эти вопросы исследовались отдельно.

Тогда дифференциальные уравнения движения гироскопа можно записать в виде –

$$\begin{aligned}
 & A(\beta)(\dot{\omega}_y + \dot{\alpha}) + R\dot{\beta}[\omega_{2z}\cos 2\beta - (\omega_y + \dot{\alpha})\sin 2\beta] + \\
 & + \frac{1}{2}R\dot{\omega}_{2z}\sin 2\beta - (H\cos\beta - B\omega_{2z}) \times (\omega_{2x} + \dot{\beta}) - \\
 & - (I_z^{(2)} + I_z^{(1)} - I_x^{(2)} + R\sin^2\beta)\omega_{2z}\omega_{2x} - \\
 & - R(\omega_y + \dot{\alpha})\omega_{2x} \frac{\sin 2\beta}{2} = Q_\alpha; \\
 & B(\dot{\omega}_{2x} + \dot{\beta}) + H\omega_{1y} + \\
 & + \frac{1}{2}R\left\{[(\omega_y + \dot{\alpha})^2 - \omega_{2z}^2]\sin 2\beta - 2\omega_{2z}(\omega_y + \dot{\alpha})\cos 2\beta\right\} = Q_\beta; \\
 & \dot{H} = 0; \quad H = I\Omega_{1z} = \text{const},
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

где

$$A(\beta) = I_y^{(2)} + I_z^{(1)}\sin^2\beta + (I_0 + I_y^{(1)})\cos^2\beta;$$

$R = (I_0 + I_y^{(1)} - I_z^{(1)})$ ;  $B = I_0 + I_x^{(1)}$ ;  $I$ ,  $I_0$  – осевой и экваториальный моменты инерции; индекс “2” – наружная рамка; “1” – внутренняя рамка; значения величин  $Q_\alpha$ ,  $Q_\beta$  будут раскрыты далее;

$$\begin{aligned}
 \omega_{2x} &= \omega_x \cos\alpha - \omega_z \sin\alpha; \quad \omega_{2y} = \\
 &= \omega_y + \dot{\alpha}; \quad \omega_{2z} = \omega_z \cos\alpha + \omega_x \sin\alpha
 \end{aligned}$$

– проекции угловой скорости на оси системы координат  $Ox_2y_2z_2$ , связанные с наружным кольцом.

Оценим степень влияния упругой податливости кожуха на акустическую девиацию. Для этого ограничимся изучением влияния перемещений цилиндрической части кожуха под действием звуковой волны на динамику прибора [3, 5].

Угловая скорость  $\omega_{2x}$ . При тангенциальных  $V$  перемещениях поверхности ее наличие приводит к возникновению ускорения Кориолиса с возмущающими моментами –

$$Q_\alpha^1 = Rm\pi\dot{V}\omega_{2x}\cos\beta; \quad Q_\beta^1 = 2Rm\dot{V}\omega_{2x}\cos\beta. \tag{2}$$

Оценим теперь влияние радиальных перемещений  $W$  поверхности цилиндра –

$$Q_\alpha^2 = -2mRW\dot{\omega}_{2x}\cos\beta; \quad Q_\beta^2 = m\pi RW\dot{\omega}_{2x}\cos\beta. \tag{3}$$

Откуда следует, что

$$Q_\alpha(\omega_{2x}) = Q_\alpha^1 - Q_\alpha^2 = mR\omega_{2x}\cos\beta(\pi\dot{V} - 2\dot{W}); \tag{4}$$

$$Q_\beta(\omega_{2x}) = -Q_\beta^1 + Q_\beta^2 = mR\omega_{2x}\cos\beta(-2\dot{V} + \pi\dot{W}).$$

Проанализируем влияние составляющей угловой скорости основания  $\omega_{2z}$  вследствие тангенциальных перемещений  $V$ :

$$Q_\alpha^{\&1} = mR\dot{V}\omega_{2z}\sin\beta; \quad Q_\beta^{\&1} = m\pi R\dot{V}\omega_{2z}\sin\beta. \tag{5}$$

Наконец, радиальные перемещения  $W$  при повороте основания с угловой скоростью  $\omega_{2z}$  приведут к возникновению пары сил инерции Кориолиса

$$Q_\alpha^{\&2} = Rm\dot{W}\omega_{2z}\sin\beta; \quad Q_\beta^{\&2} = Rm\pi\dot{W}\omega_{2z}\sin\beta. \tag{6}$$

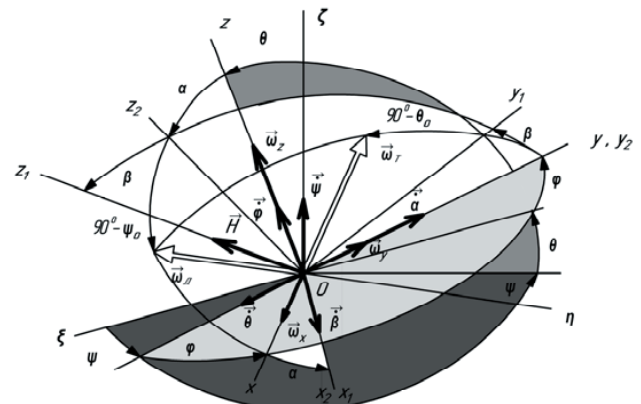


Рис. 2. Система координат для определения положения астатического гироскопа в инерциальном пространстве:

- $\tilde{\omega}$  – угловая скорость двухкомпонентной качки;
- $\tilde{\omega}_T$  – угловая скорость трехкомпонентной качки;
- $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – угловые скорости корпуса носителя

С учетом сказанного, имеем:

$$Q_\alpha = (Q_\alpha^1 - Q_\alpha^2) + Q_\alpha^{&1} + Q_\alpha^{&2}; \quad Q_\beta = (-Q_\beta^1 + Q_\beta^2) + Q_\beta^{&1} + Q_\beta^{&2}, \quad (7)$$

или так:

$$Q_\alpha = mR [\omega_{2x} (\pi\dot{V} - 2\dot{W}) \cos\beta + \omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \sin\beta]; \quad (8)$$

$$Q_\beta = mR [\omega_{2x} (-2\dot{V} + \pi\dot{W}) \cos\beta + \pi\omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \sin\beta].$$

Ограничиваясь изучением только прецессионного движения, уравнения (1) гироскопа запишем в виде:

$$-H\dot{\beta} \cos\beta = Q_\alpha; \quad H\dot{\alpha} \cos\beta = Q_\beta. \quad (9)$$

Отсюда:

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{H \cos\beta} \{ mR [\omega_{2x} (-2\dot{V} + \pi\dot{W}) \cos\beta + \pi\omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \sin\beta] \}; \quad (10)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{H \cos\beta} \{ mR [\omega_{2x} (\pi\dot{V} - 2\dot{W}) \cos\beta + \omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \sin\beta] \}.$$

Это и есть значения скоростей ухода оси фигуры гироскопа относительно осей подвеса в рамках прецессионной теории.

В эти формулы достаточно подставить значения тангенциальной  $\dot{V}$  и радиальной  $\dot{W}$  скоростей перемещения цилиндрической части поверхности кожуха при акустическом воздействии.

Формулы (10) легко распространить на случай полигармонических колебаний, когда угловое движение корпуса ракеты является суммой гармонических колебаний вида

$$\omega_{2x} = \cos \psi_0 \sum_{i=1}^n \omega_{Hi} \rho_{Hi} \sin \omega_{Hi} t; \quad (11)$$

$$\omega_{2y} = \sin \psi_0 \sum_{i=1}^n \omega_{Hi} \rho_{Hi} \cos \omega_{Hi} t.$$

Перейдем теперь к трехкомпонентной качке с угловой скоростью  $\dot{\omega}_T$  (рис. 2). В качестве координат, задающих угловое движение корпуса РН, выберем углы Эйлера  $\theta, \psi, \phi$ :

$$\theta = \rho_\theta \sin \omega_1 t; \quad \psi = \rho_\psi \sin \omega_2 t; \quad \phi = \rho_\phi \sin \omega_3 t, \quad (12)$$

откуда получаем, например, в предположении малости углов Эйлера –

$$\omega_{2x} = (-\omega_3 \rho_\theta \rho_\phi \sin \omega_1 t \cos \omega_3 t - \omega_2 \rho_\psi \cos \omega_2 t) \cos \alpha - (\omega_1 \rho_\theta \cos \omega_1 t - \omega_3 \rho_\theta \rho_\psi \sin \omega_2 t \cos \omega_3 t) \sin \alpha; \quad (13)$$

$$\omega_{2z} = (\omega_1 \rho_\theta \cos \omega_1 t - \omega_3 \rho_\theta \rho_\psi \sin \omega_2 t \cos \omega_3 t) \cos \alpha - (\omega_3 \rho_\theta \rho_\phi \sin \omega_1 t \cos \omega_3 t + \omega_2 \rho_\psi \cos \omega_2 t) \sin \alpha.$$

Следует различать два случая – *асинхронная* качка (когда частоты  $\omega_i$  колебаний не совпадают) и *синхронная* (когда совпадают).

Как уже отмечалось, динамика гироскопа с вертикальной осью не зависит от угла  $\phi$ . Поэтому выражение (13) можно упростить –

$$\omega_{2x} = -\omega_2 \rho_\psi \cos \omega_2 t \cos \alpha - \omega_1 \rho_\theta \cos \omega_1 t \sin \alpha; \quad (14)$$

$$\omega_{2z} = \omega_1 \rho_\theta \cos \omega_1 t \cos \alpha - \omega_2 \rho_\psi \cos \omega_2 t \sin \alpha.$$

Теперь из соотношений (10), с учетом (14), можно вычислить дрейф гироскопа. Если предположить, что углы  $\beta$  малы, а это обеспечивается конструктивно, то формулы (10) несколько упростятся:

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{H} \{ mR [\omega_{2x} (-2\dot{V} + \pi\dot{W}) + \pi\omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \beta] \}; \quad (15)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{H} \{ mR [\omega_{2x} (\pi\dot{V} - 2\dot{W}) + \omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \beta] \}.$$

Эти выражения прежде всего требуют значений  $\beta(t)$ , которые можно установить из уравнений гироскопа.

Оценим численно величину уходов  $\dot{\alpha}$  и  $\dot{\beta}$ . С этой целью выражения (15) несколько видоизменим:

$$\dot{\alpha} = \frac{i\omega}{H} \left\{ mR \left[ \omega_{2x} (\pi\dot{W} - 2\dot{V}) + \pi\omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \beta \right] \right\}; \quad (16)$$

$$\dot{\beta} = \frac{i\omega}{H} \left\{ mR \left[ \omega_{2x} (\pi\dot{V} - 2\dot{W}) + \omega_{2z} (\dot{V} + \dot{W}) \beta \right] \right\},$$

здесь  $\omega$  – круговая частота падающей звуковой волны.

Положим, для конкретности, следующие значения входящих в формулы величин:

$$H = 0,2 \text{ Нмс}; \quad P_0 = 140 \text{ дБ}; \quad L = 6 \cdot 10^{-2} \text{ м};$$

$$W = 50 \cdot 10^{-9} \text{ м}; \quad V = 4 \cdot 10^{-13} \text{ м}; \quad m = 1 \text{ Нм}^{-1} \text{ с}^2;$$

$$R = 6 \cdot 10^{-2} \text{ м}; \quad \beta = 5 \text{ град}; \quad \omega_{2E} = \omega_{2z} = 0,1 \text{ с}^{-1}.$$

Тогда величины дрейфа будут составлять  $\dot{\alpha} \approx 0,024$  град/мин;  $\dot{\beta} \approx 0,017$  град/мин. Для сравнения, уходы оси свободного гироскопа при двухкомпонентной качке составляют  $\dot{\alpha} = 0,010$  град/мин;  $\dot{\beta} = 0,008$  град/мин.

Таким образом, совместное действие акустического излучения в 140 дБ и угловой качки основания приводят к существенному увеличению девиации главной оси.

Стендовые исследования гироскопа направления на базе гироагрегата ГА-8 показали, что при звуковом давлении 163...165 децибел прибор через 30 минут работы ложится на упоры, теряя при этом одну степень свободы.

#### 4. Выводы

Проведенные исследования позволяют сделать вывод о том, что на точность построения ориентирных направлений инерциальными средствами оказывают существенное влияние внешние факторы, среди которых малоизученным, но не менее существенным, является проникающее акустическое излучение.

Недостаточное внимание к этому аспекту эксплуатации использования летательных аппаратов может, в частности, привести к ошибкам выведения

ракет-носителей и, естественно, к сокращению времени существования космического аппарата. Кроме того, не исключается в этом случае и возможность проявления нештатных ситуаций.

Обобщая сказанное, можно утверждать, что погрешности систем инерциальной навигации могут привести к ухудшению тактико-технических характеристик объектов в целом.

---

Литература

1. Ишлинский, А.Ю. Ориентация, гироскопы и навигация [Текст]: моногр./ А.Ю. Ишлинский. – М.: Наука, 1976. – 671 с.
2. Ткачев, Л.И. Системы инерциальной ориентировки [Текст]: уч. пособ./ Л.И. Ткачев. – М.: МЭИ, 1973. – 213 с.
3. Mel'nick, V.N., Karachun, V.V. Some aspects of the gyroscopic stabilization in acoustic fields [Text]/ V.N. Mel'nick, V.V. Karachun // Jnt. Appl. Mech. – 2002. – Vol. 38. - № 1. – P. 74-80.
4. Мельник, В.Н., Карачун, В.В. Пассивные методы уменьшения погрешностей гироскопа, обусловленных дифракцией звуковых волн на подвесе гироскопа [Текст]/ В.Н. Мельник, В.В. Карачун // Космічна наука і технологія. – 2003. Т.9. - № 1. – С. 22-28.
5. Karachun, V.V. Vibration of Porous Plates under the Action of Acoustic [Text]/ V.V. Karachun// SOVIET APPLIED MECHANICS. – 1987. – Vol. 22. - № 3. – P. 236 – 238

**Abstract**

*The work concerns the nature of powerful shock action of hypersonic flying vehicles on mechanical systems of autonomous inertial positioning to define the deviation of the main axes of directional gyroscope by the derived N-wave while operating the vehicle. In addition to that, attention is stressed on the necessity to take into account the inertial sensors of Eulerian's inertial forces  $Q_\alpha$  and  $Q_\beta$  in analytic calculated model, as a result of elastically intense state of impedance surface of gyroscope suspension in conditions of growing polyharmonic fuselage roll.*

*In the frameworks of precession theory, in the assumption of smallness of Eulerian angles, for the case of asynchronous and synchronous roll there are values of drift  $\dot{\alpha}(t)$  and  $\dot{\beta}(t)$  of the main axis of directional gyroscope relative to the axes of suspension, which outline additional errors of positioning of autonomous sensors and guidance devices in conditions of hypersonic motion. Received results serve as scientific base for the further improvement of the accuracy of positioning systems, in the first place pilotless planes (drones). Created calculated model of powerful shock action at the speed up to 20 M will enable to understand better the nature of this phenomenon and improve performance characteristics of hypersonic vehicles during its operation*

**Keywords:** hypersonic vehicles, directional gyroscope