

УДК 629.7.054

В.В. КАРАЧУН

Национальный технический университет Украины “КПИ”, Украина

ОСОБЕННОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ В АКУСТИЧЕСКИХ ПОЛЯХ

Приводятся результаты натурных и полунатурных исследований некоторых классов приборов инерциальной навигации. Показано, что навигационно-пилотажное оборудование может иметь дополнительные погрешности, обусловленные воздействием проникающего акустического излучения на подвес гироскопа. Анализируются погрешности гироскопического датчика угловых скоростей в поплавковом исполнении при одновременном воздействии на прибор качки фюзеляжа и звуковых полей. Устанавливается степень их проявления и взаимного влияния. В предположении гармонического характера углового движения носителя, в первом приближении аналитически описывается погрешность измерений в случае синхронной качки. Очерчен вклад составляющих суммарной и разностной частот внешних возмущающих факторов.

поплавковый гироскоп, акустическое излучение, головной аэродинамический обтекатель, вибрация поверхности поплавка, синхронная качка, гармонические колебания фюзеляжа, вынужденные колебания подвижной части прибора

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-техническими задачами. В системах управления ракетами-носителями (РН) широкое применение нашли так называемые поплавковые гироскопы, конструктивно лишенные основных недостатков «сухих» приборов – значительных по величине (и, главное, непостоянных) моментов сил сухого трения на выходной оси, а также недопустимо высокой чувствительности к ударным и вибрационным воздействиям, особенно нежелательных для интегрирующих гироскопов. Создание плавающих приборов явилось началом нового этапа развития не только гироскопической техники как таковой, но и развития навигационно-пилотажного оборудования летательных аппаратов в целом.

Идея плавающего двухстепенного гироскопа была впервые предложена в 1945 году Л.И. Ткачевым, а в 1946 году – Draper C.S. (USA), под руководством которого в Массачусетском технологическом институте были созданы опытные образцы таких приборов. С 1948 года в США фирмой “Minneapolis

Honeywell Reg. Co” положено начало разработке серийных вариантов плавающих гироскопов.

Одним из основных источников погрешностей обычных двухстепенных гироскопов являются моменты дебаланса, обусловленные смещением центра масс подвижной части относительно выходной оси [1]. При этом основную роль здесь играют температурные факторы, вызывающие неодинаковый нагрев элементов подвеса.

Вторым источником значительных погрешностей в обычных гироскопах является момент сил сухого трения в осях подвеса.

Причиной возникновения моментов-помех могут быть и токоподводы. Поэтому необходимо, чтобы материал, из которого они изготавливаются, не имел бы гистерезиса, а его удельный вес – был бы близок к удельному весу жидкости.

В плавающих гироскопах источником значительных вредных моментов могут быть пузырьки газа в жидкости. Для их предупреждения осуществляется ряд технологических мероприятий перед заполнением прибора, в том числе и по контролю герметичности.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Наиболее полное отражение в научной литературе нашли вопросы анализа влияния поступательной и угловой вибрации на динамику гиросприборов в нерезонансных случаях – при линейном характере упругих характеристик элементов подвеса, в резонансных случаях – при рассмотрении гироскопа в виде совокупности абсолютно твердых тел, а также учета нелинейности упругой характеристики шарикоподшипников главной оси и влияния вибрации на моменты сил трения в опорах [2].

Магистральными направлениями борьбы с силовым воздействием на прибор поступательной и угловой вибрации основания с учетом нежесткого подвеса следует признать обеспечение равножесткости, амортизацию прибора, использование динамического поглотителя колебаний, а также автокомпенсационные методы уменьшения влияния вибропомех – двухканальная схема и принудительное вращение карданового подвеса.

Исследования показали, что при качке основания двухстепенной гироскоп также имеет погрешности, обусловленные инерционными моментами [3]. Творческие изыскания ученых и инженеров позволили предложить целый ряд эффективных средств борьбы с этим явлением. К наиболее перспективным из них следует отнести методы автокомпенсации влияния углового движения основания на погрешность измерений – метод принудительного вращения опор карданового подвеса вокруг оси, параллельной вектору кинетического момента [4], метод реверсирования вектора кинетического момента [5] и метод двухканальности [6].

Обобщая вышесказанное, можно отметить, что основными причинами погрешностей плавающего гироскопа являются маятниковый эффект поплавка, обусловленный смещением центра масс относительно выходной оси, момент выталкивающей силы, если центр масс смещен относительно оси поплавка, момент сил гидростатического давления, вызванный

изменением удельного веса жидкости, момент, создаваемый конвекционными потоками жидкости при неравномерном температурном поле в зазоре между поплавком и корпусом, если имеют место внешние температурные градиенты, гидродинамический момент при движении поплавка, если он носит несимметричный характер, момент взаимодействия между магнитными массами поплавкового гиросузда и внешним магнитным полем, реактивный момент датчика угла, момент тяжения датчика момента (даже при отсутствии управляющего сигнала) и другие, менее существенные.

Аналитическое описание динамики гироскопа и анализ его погрешностей достаточно полно обеспечивается представлением его расчетной модели в виде системы с сосредоточенными параметрами.

В то же время, прикладные исследования последних лет дают основание считать такой подход исчерпавшим себя и малоэффективным. Более перспективным для решения некоторых задач представляется рассмотрение гироскопических устройств как систем с распределенными параметрами [7].

Речь идет о влиянии внешнего акустического излучения на механические системы подвеса гироскопа, трансляция которого внутрь прибора осуществляется не только через опоры, подобно звуковому мостику, но и через окружающую среду. Таким образом, под действием прошедшей звуковой волны поплавков будет перемещаться как абсолютно твердое тело в сторону распространяющегося возмущения, с одной стороны, а с другой – элементы его упругой поверхности своим движением окажут воздействие на гироскоп. Первый фактор послужит причиной увеличения давления на выходную ось и, следовательно, увеличения момента сил сухого трения, что, по сути дела, нивелирует саму идею взвешивания подвижной части прибора. Второй приведет к возникновению моментов сил инерции Кориолиса и, как следствие, к дополнительным погрешностям измерений.

Постановка задачи данного исследования.

Полномасштабное освоение космического пространства предусматривает решение трех основных задач:

– осуществление межорбитальных околоземных перелетов, включая довыведение КА с опорной на более высокие орбиты, вплоть до геостационарных;

– коррекция орбиты и энергоснабжение больших орбитальных станций типа Международной космической станции (МКС);

– выведение КА на отлетные траектории, а также на орбиты для полета к планетам Солнечной системы.

Отечественная космонавтика предусматривает использование для решения этих задач ракеты-носители класса «Днепр» и «Зенит-2».

В плане решаемой проблемы, самым уязвимым элементом конструкции РН к постоянно изменяющимся требованиям пусковых услуг является головной аэродинамический обтекатель (ГАО), в подобтекательном пространстве (ПП) которого размещается космический аппарат (КА). Происходящие динамические изменения в спектре КА, планируемых для выведения, приводят к тому, что, с одной стороны, увеличиваются абсолютные значения массы КА, вплотную приближаясь к нижней границе возможностей РН тяжелого класса, а с другой – повышается удельный вес задач по доставке КА на высокие орбиты.

Рассмотрим общий случай качки фюзеляжа, когда ω_x, ω_y и ω_z не равны нулю, причем углы ψ и θ малы вместе со своими производными.

Таким образом, пренебрегая слагаемыми выше второго порядка малости, получаем:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\theta} - \dot{\psi} \sin \psi \approx \dot{\theta} - \omega_0 \psi - \omega_z \psi; \\ \omega_y &= \dot{\psi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta \approx \omega_0 \theta + \dot{\psi} + \omega_z \theta; \\ \omega_z &= \dot{\psi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta \approx \omega_0 + \omega_z + \\ &+ \frac{1}{2} \omega_0 (\theta^2 + \psi^2) - \dot{\psi} \theta. \end{aligned} \quad (1)$$

Уравнение первого приближения двухстепенного гироскопа имеет вид:

$$\begin{aligned} B\ddot{\beta}_1 + (b - \omega_0 Q \sin \beta_0) \dot{\beta}_1 + \\ + (c + \omega_0 r_1 - i\omega_a \omega_0 Q \sin \beta_0) \beta_1 = \\ = r_1 \omega_{1x} - (q_1 - i\omega_a Q \cos \beta_0) \omega_{1z} - B\dot{\omega}_{1y} + \\ + q_1 Q_1 \cos \beta_0 \omega_{1y} + Q \cos \beta_0 \dot{\omega}_{1z}. \end{aligned} \quad (2)$$

Задавая ψ, θ и ω_z как функции времени, можно из соотношений (1) найти $\omega_{1x}, \omega_{1y}, \omega_{1z}, \dot{\omega}_{1y}$ и $\dot{\omega}_{1z}$, а подставив в уравнение (2) – вычислить β_1 .

Уравнение второго приближения можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} B\ddot{\beta}_2 + (b - \omega_0 Q \sin \beta_0) \dot{\beta}_2 + \\ + (c + \omega_0 r_1 - i\omega_a \omega_0 Q \sin \beta_0) \beta_2 = \\ = r_1 \omega_{2x} + (2R\omega_0 + H \cos \beta_0) Q_1 \cos \beta_0 \omega_{2y} - \\ - (q_1 + q'_1 + 2i\omega_a Q \cos \beta_0) \omega_{2z} + r_1 \beta_1 \omega_{1x} + \\ + [R\omega_0 \cos 2\beta_0 \cos \beta_0 (2 - tq_2 \beta_0 tq \beta_0) - H \sin 2\beta_0] \times \\ \times Q_1 \beta_1 \omega_{1y} - q'_1 \beta_1 \omega_{1z} + \\ + Q \cos \beta_0 \omega_0 \beta_1 \dot{\beta}_1 - 2Q \sin \beta_0 \dot{\beta}_1 \omega_{1z} - \\ - \frac{1}{2} \omega_0 (q''_1 + i\omega_a Q \cos \beta_0) \beta_1^2 + \\ + \frac{1}{2} R [(\omega_{1x}^2 - \omega_{1z}^2) \sin 2\beta_0 + 2\omega_{1y}^2 Q_1^2 \cos^2 \beta_0 + \\ - 2\omega_{1x} \omega_{1z} \cos 2\beta_0 + 2\omega_{1x} \omega_{1y} Q_1 \cos \beta_0 - \\ - 2\omega_{1y} \omega_{1z} tg 2\beta_0 \cos \beta_0] - B\dot{\omega}_{2y} + \\ + \dot{\omega}_{2z} Q \cos \beta_0, \end{aligned} \quad (3)$$

где $q'_1 = 2R\omega_0 \cos 2\beta_0 - H \sin \beta_0$;

ω_0 – измеряемая угловая скорость;

$q''_1 = -2R\omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0$;

ω_a – круговая частота акустического воздействия.

Общее решение уравнения первого приближения (1) можно представить суммой общего решения однородного уравнения и частного решения неоднородного уравнения, т.е.

$$\beta_1 = C \times \exp \left[- (h - h^a) \sin \left(\sqrt{n^2 (h - h^a)^2} t + \varepsilon \right) + \tilde{\beta}_1 \right]. \quad (4)$$

Очевидно, что с течением времени первое слагаемое здесь убывает и при $t \rightarrow \infty$ стремится к нулю. Поэтому установившееся значение будет определяться частным решением $\tilde{\beta}_1$.

Проанализируем реакцию поплавкового гироскопа на гармонические колебания основания. Предположим вначале, что правая часть уравнения (2) представляет собой гармоническую функцию, например, вида

$$f(t) = \rho \sin(vt + \delta),$$

то есть

$$\ddot{\beta}_1 + 2(h - h^a)\dot{\beta}_1 + n^2\beta_1 = \rho \sin(vt + \delta). \quad (5)$$

Установившееся движение в этом случае также будет периодическим. Оно определяется из решения уравнения (5):

$$\beta_1 = \left\{ \left[n^2 - v^2 \right]^2 + 4(h - h^a)^2 v^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \rho \sin(vt + \delta - \varepsilon), \quad (6)$$

где $\varepsilon = \arctg \frac{2(h - h^a)}{n^2 - v^2}$, если $n > v$;

$$\varepsilon = \pi + \arctg \frac{2(h - h^a)v}{n^2 - v^2}, \text{ если } n < v. \quad (7)$$

Отметим, что если в правой части периодическая функция есть косинус, тогда

$$\beta_1 = \left\{ \left[n^2 - v^2 \right]^2 - 4(h - h^a)^2 v^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \times \rho \cos(vt + \delta - \varepsilon).$$

Пусть угловые колебания корпуса РН происходят по гармоническому закону, т.е.

$$\theta = \rho_\theta \sin(vt + \delta_\theta); \quad \psi = \rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi); \quad \omega_{1z} = v\rho_\phi \sin(vt + \delta_\phi), \quad (8)$$

а акустическая вибрация поверхности поплавок также происходит по гармоническому закону:

$$V(t) = \rho_\tau \cos(\omega_a t + \delta_V); \quad W(t) = \rho_r \cos(\omega_a t + \delta_W); \\ W_T(t) = \rho_T \cos(\omega_a t + \delta_{W_T}). \quad (9)$$

В акустике часто используется только косинусная составляющая и при этом опускается мнимая – синусная составляющая.

Правая часть уравнения (2) в этом случае примет вид:

$$r\omega_{1x} - (q - q^a)\omega_{1z} + q\lambda\omega_{1y} + m\dot{\omega}_{1z} - \dot{\omega}_{1y} = \\ = (r - \omega_0)v\rho_\theta \cos(vt + \delta_\theta) - \\ - (r\omega_0 - v^2)\rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi) - qv\rho_\phi \cos(vt + \delta_\phi) -$$

$$- \frac{2P_0}{BHR} \omega_a^2 \cos\beta_0 \times$$

$$\times [I_{II}(\rho_\tau \cos(\omega_a t + \delta_V)) + \pi\rho_r \cos(\omega_a t + \delta_W) + \\ + m_T R_T L \rho_T \cos(\omega_a t + \delta_{W_T}) \times$$

$$\times v\rho_\phi \cos(vt + \delta_\phi) + \frac{4P_0}{HBR} (R\omega_0 \sin 2\beta_0 +$$

$$+ H \cos\beta_0) i\omega_a \cos^2\beta_0 I_{II} \rho_r \cos(\omega_a t + \delta_W) \times \\ \times [v\rho_\psi \cos(vt + \delta_\psi) + \omega_0 \rho_\theta \sin(vt + \delta_\theta)] +$$

$$+ \frac{2P_0 i\omega_a \cos\beta_0}{HBR} [I_{II}(\rho_\tau \cos(\omega_a t + \delta_V)) +$$

$$+ \rho_r \pi \cos(\omega_a t + \delta_W) + \times v^2 \rho_\phi \sin(vt + \delta_\phi) +$$

$$+ \rho_T m_T R_T L \cos(\omega_a t + \delta_{W_T}) \times$$

$$+ v^2 \rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi) - v\omega_0 \rho_\theta \cos(vt + \delta_\theta) =$$

$$= (r - \omega_0)v\rho_\theta \cos(vt + \delta_\theta) - (r\omega_0 - v^2)\rho_\psi \times \\ \times \sin(vt + \delta_\psi) - qv\rho_\phi \cos(vt + \delta_\phi) -$$

$$- \frac{P_0 \omega_a^2 \cos\beta_0}{BHR} \{ I_{II} v\rho_\tau \rho_\phi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_V - \delta_\phi] +$$

$$+ I_{II} v\rho_\tau \rho_\phi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_V + \delta_\phi] +$$

$$+ I_{II} \pi v \rho_r \rho_\phi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_W - \delta_\phi] +$$

$$+ I_{II} \pi v \rho_r \rho_\phi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_W + \delta_\phi] +$$

$$+ m_T R_T L v \rho_T \rho_\phi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_{W_T} - \delta_\phi] +$$

$$+ m_T R_T L v \rho_T \rho_\phi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_{W_T} + \delta_\phi] \} +$$

$$\begin{aligned}
 & + \frac{2P_0 i \omega_a \cos^2 \beta_0 I_{II} (R \omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} \times \\
 & \times \left\{ \nu \rho_r \rho_\psi \cos[(\omega_a - \nu)t + \delta_W - \delta_\psi] + \right. \\
 & + \nu \rho_r \rho_\psi \cos[(\omega_a + \nu)t + \delta_W + \delta_\psi] + \\
 & + \omega_0 \rho_r \rho_\theta \sin[(\omega_a - \nu)t + \delta_W - \delta_\theta] + \\
 & \left. + \omega_0 \rho_r \rho_\theta \sin[(\omega_a + \nu)t + \delta_W + \delta_\theta] \right\} + \\
 & + \frac{P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} \left\{ I_{II} \nu^2 \rho_\tau \rho_\phi \sin[(\omega_a - \nu)t + \right. \\
 & \quad \left. + \delta_V - \delta_\phi] + \right. \\
 & + I_{II} \nu^2 \rho_\tau \rho_\phi \sin[(\omega_a + \nu)t + \delta_V + \delta_\phi] + \\
 & + \nu^2 m_T R_T L \rho_T \rho_\phi \sin[(\omega_a - \nu)t + \delta_{W_T} - \delta_\phi] + \\
 & \left. + \nu^2 m_T R_T L \rho_T \rho_\phi \sin[(\omega_a + \nu)t + \delta_{W_T} + \delta_\phi] \right\} + \\
 & + \nu^2 \rho_\psi \sin(\nu t + \delta_\psi) - \\
 & - \nu \omega_0 \rho_\theta \cos(\nu t + \delta_\theta). \quad (10)
 \end{aligned}$$

Теперь можно воспользоваться решением (6) и определить β_1 для случая, когда правая часть уравнения (5) представлена в виде (10).

Как следует из выражения (10), правая часть уравнения первого приближения будет содержать слагаемые, представляющие собой периодические функции времени. Причем одни слагаемые зависят только от частоты ν углового движения корпуса ракеты-носителя, другие – от суммы (или разности) частоты акустического излучения ω_a и кинематического возмущения ν . Первые, понятно, приведут к вынужденным колебаниям подвижной части прибора относительно равновесного положения $\beta = \beta_0$ с частотой ν . Вторые слагаемые, суммарной частоты $(\omega_a + \nu)$, также послужат причиной появления колебаний поправка относительно выходной оси, но уже вследствие совместного действия двух возмущающих факторов – проникающего акустического излучения и углового движения корпуса РН. Как следует из выражения (10), при $\omega_a = 0$, т.е. при отсутствии звукового воздействия, вынужденные ко-

лебания подвижной части будут происходить только из-за влияния углового движения ракеты.

Особо следует остановиться на анализе составляющих разностной частоты $(\omega_a - \nu)$:

$$\begin{aligned}
 & - \frac{P_0 \omega_a^2 \cos \beta_0}{HBR} \left\{ I_{II} \nu \rho_\tau \delta_\phi \cos[(\omega_a - \nu)t + \delta_V - \delta_\phi] + \right. \\
 & \quad \left. + \pi \nu \rho_r \rho_\phi \cos[(\omega_a - \nu)t + \delta_W - \delta_\phi] + \right. \\
 & \quad \left. + \nu m_T R_T L \rho_T \rho_\phi \cos[(\omega_a - \nu)t + \delta_{W_T} - \delta_\phi] \right\} + \\
 & + \frac{2P_0 i \omega_a \cos^2 \beta_0 I_{II} (R \omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} \times \\
 & \times \left\{ \nu \rho_r \rho_\psi \cos[(\omega_a - \nu)t + \delta_W - \delta_\psi] + \right. \\
 & \quad \left. + \omega_0 \rho_r \rho_\psi \sin[(\omega_a - \nu)t + \delta_W - \delta_\psi] \right\} + \\
 & + \frac{P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} \left\{ \nu^2 I_{II} \rho_\tau \rho_\phi \sin[(\omega_a - \nu)t + \delta_V - \delta_\phi] + \right. \\
 & \quad \left. + \nu^2 m_T R_T L \rho_T \rho_\phi \sin[(\omega_a - \nu)t + \right. \\
 & \quad \left. + \delta_{W_T} - \delta_\phi] \right\}. \quad (11)
 \end{aligned}$$

Интересным для практики является случай совпадения частот: $\omega_a = \nu$. Как следует из (11), слагаемые, содержащие $\sin(\omega_a - \nu)t$, исчезают, а слагаемые, содержащие $\cos(\omega_a - \nu)t$, обращаются в единицу и выражение (11) примет вид:

$$\begin{aligned}
 & - \frac{P_0 \omega_a^2 \cos \beta_0}{HBR} \nu \left\{ I_{II} \rho_\tau \delta_\phi \cos(\delta_V - \delta_\phi) + \right. \\
 & \quad \left. + \pi \rho_r \rho_\phi \cos(\delta_W - \delta_\phi) + \right. \\
 & \quad \left. + m_T R_T L \rho_T \rho_\phi \cos(\delta_{W_T} - \delta_\phi) \right\} + \\
 & + \frac{2P_0 i \omega_a \cos^2 \beta_0 I_{II} (R \omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} \times \\
 & \times \left\{ \nu \rho_r \rho_\psi \cos(\delta_W - \delta_\psi) + \right. \\
 & \quad \left. + \omega_0 \rho_r \rho_\psi \sin(\delta_W - \delta_\psi) \right\} + \\
 & + \frac{P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} \nu^2 \left\{ I_{II} \rho_\tau \rho_\phi \sin(\delta_V - \delta_\phi) + \right. \\
 & \quad \left. + m_T R_T L \rho_T \rho_\phi \sin(\delta_{W_T} - \delta_\phi) \right\} =
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &= -\frac{P_0 \omega_a^2 \cos \beta_0}{HBR} v \rho_\phi \times \\
 &\times [I_{II} \rho_\tau \cos(\delta_V - \delta_\phi) + \pi \rho_r \cos(\delta_W - \delta_\phi) + \\
 &+ m_T R_T L \rho_T \cos(\delta_{W_T} - \delta_\phi)] + \\
 &+ \frac{2P_0 i \omega_a \cos^2 \beta_0 I_{II} (R \omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} \times \\
 &\times \rho_r \rho_\psi \left[v \cos(\delta_W - \delta_\psi) + \right. \\
 &+ \omega_0 \cos(\delta_W - \delta_\psi) \left. \right] + \frac{P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} \times \\
 &\times v^2 \rho_\phi \left[I_{II} \rho_\tau \sin(\delta_V - \delta_\phi) + \right. \\
 &+ m_T R_T L \rho_T \sin(\delta_{W_T} - \delta_\phi) \left. \right]. \quad (12)
 \end{aligned}$$

Как видно, акустическое излучение будет своего рода фильтром, подчеркивая полосу частот кинематического возмущения. Наличие постоянных величин в правой части уравнения приведут к выявлению уже в первом приближении систематических составляющих в выходном сигнале прибора.

Теперь можно воспользоваться решением (6) и определить β_1 для случая, когда правая часть уравнения (5) представлена в виде (10):

$$\begin{aligned}
 \beta_1 &= \left[(n^2 - v^2)^2 + 4(h - h^a)^2 v^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \times \\
 &\times \left\{ (r - \omega_0) v \rho_\theta \cos(vt + \delta_\theta - \varepsilon) - \right. \\
 &- (r \omega_0 - v^2) \rho_\psi \sin(vt + \delta_\psi - \varepsilon) - \\
 &- q v \rho_\phi \cos(vt + \delta_\phi - \varepsilon) - \frac{P_0 \omega_a^2 \cos \beta_0}{HBR} \times \\
 &\times v \rho_\phi \left\{ I_{II} \rho_\tau \cos[(\omega_a - v)t + \delta_V - \delta_\phi - \varepsilon] + \right. \\
 &+ I_{II} \rho_\tau \cos[(\omega_a + v)t + \delta_V + \delta_\phi - \varepsilon] + \\
 &+ \pi \rho_r I_{II} \cos[(\omega_a - v)t + \delta_W - \delta_\phi - \varepsilon] + \\
 &+ \pi \rho_r I_{II} \cos[(\omega_a + v)t + \delta_W + \delta_\phi - \varepsilon] + \\
 &+ m_T R_T L \rho_T \cos[(\omega_a - v)t + \delta_{W_T} - \delta_\phi - \varepsilon] \left. \right\} + \\
 &+ m_T R_T L \rho_T \cos[(\omega_a + v)t + \delta_{W_T} + \delta_\phi - \varepsilon] \left. \right\} +
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 &+ \frac{2P_0 i \omega_a \cos^2 \beta_0 I_{II} (R \omega_0 \sin 2\beta_0 + H \cos \beta_0)}{HBR} \times \\
 &\times \left\{ v \rho_r \rho_\psi \cos[(\omega_a - v)t + \delta_W - \delta_\psi - \varepsilon] + \right. \\
 &+ v \rho_r \rho_\psi \cos[(\omega_a + v)t + \delta_W + \delta_\psi - \varepsilon] + \\
 &+ \omega_0 \rho_r \rho_\theta \sin[(\omega_a - v)t + \delta_W - \delta_\theta - \varepsilon] + \\
 &+ \omega_0 \rho_r \rho_\theta \sin[(\omega_a + v)t + \delta_W + \delta_\theta - \varepsilon] \left. \right\} + \\
 &+ \frac{P_0 i \omega_a \cos \beta_0}{HBR} v^2 \rho_\phi \left\{ I_{II} \rho_\tau \times \right. \\
 &\times \sin[(\omega_a - v)t + \delta_V - \delta_\phi - \varepsilon] + \\
 &+ I_{II} \rho_\tau \sin[(\omega_a + v)t + \delta_V + \delta_\phi - \varepsilon] + \\
 &+ m_T R_T L \rho_T \sin[(\omega_a - v)t + \delta_{W_T} - \delta_\phi - \varepsilon] + \\
 &+ m_T R_T L \rho_T \sin[(\omega_a + v)t + \delta_{W_T} + \delta_\phi - \varepsilon] \left. \right\}. \quad (13)
 \end{aligned}$$

Три первых слагаемых в правой части выражения (13) описывают влияние только углового движения корпуса ракеты на выходной сигнал, остальные – совместное влияние акустического и кинематического возмущений.

Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов

Как оказалось, многие из новинок научно-технической мысли, позволявшие успешно решать задачи оптимизации функционирования аппаратуры в акустических полях низкого и среднего уровней (до 130 децибел), утратили свои приоритеты, а в некоторых случаях даже привели к ухудшению паспортных характеристик приборов, например, в акустических полях высокой интенсивности – 140–150 дБ и выше. А именно такие уровни наблюдаются в подобтекательном пространстве РН в натуральных условиях.

Объяснение этому фактору лежит на поверхности. Жидкая среда, предназначенная для взвешивания подвижной части гироскопа и демпфирования колебаний, являясь лучшим проводником звука, чем газообразная фаза, позволяет беспрепятственно

проникнуть акустическому излучению внутрь прибора не столько через опоры, сколько через корпус. Таким образом, гироскоп оказывается с этой стороны полностью незащищенным. Генерируемые в подвесе волновые процессы приведут в своей сово-

купности к погрешностям измерений (рис. 1). Представляется целесообразным все дальнейшие рассуждения строить, ориентируясь на конкретную техническую реализацию серийно выпускаемого авиационной промышленностью поплавкового прибора.

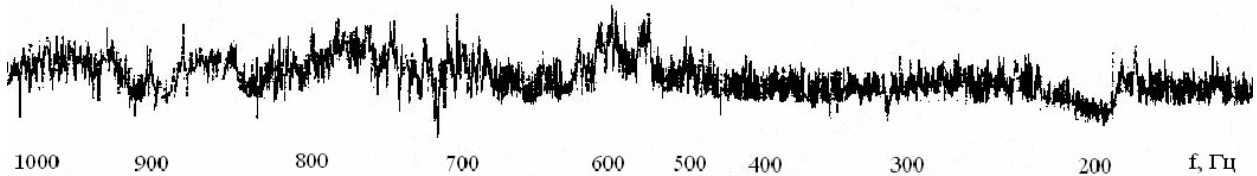


Рис. 1. Сдвиг нуля выходного сигнала гироскопического датчика угловых скоростей в поплавковом исполнении типа ДУСУ2 – 6 АС при акустическом воздействии 161 дБ

Например, на гироскопический датчик угловых скоростей, унифицированный, класса ДУСУ2-6АС, предназначенный для использования в летательных аппаратах длительного функционирования.

По принципу действия он является инерционным, т.е. не нуждается в связи с внешней средой. По динамическим свойствам – является колебательным звеном. Техническое исполнение представляет собой многофазную (полиагрегатную) структуру. По своему целевому назначению – служит измерителем угловой скорости подвижного объекта. Внешний вид ДУСУ представлен на рис. 2. Диапазон измерений угловых скоростей составляет ± 6 град с^{-1} . Порог чувствительности ДУСУ2-6АС около 0,09 град с^{-1} .

Определение степени влияния акустического излучения на показания прибора проводилось опытным путем на установке «Сирена» Института проблем прочности Национальной академии наук Украины (рис. 3).



Рис. 2. Внешний вид серийного гироскопического датчика угловых скоростей класса ДУСУ2-6АС

Датчик угловых скоростей помещался в реверберационной камере на расстоянии 0,25 мм от устья согласующегося рупора динамической роторной

сирены. Влияние стен и пола звуковой камеры устранялось путем установки ДУСУ на четырех амортизаторах-растяжках из упругого материала с высоким коэффициентом демпфирования.

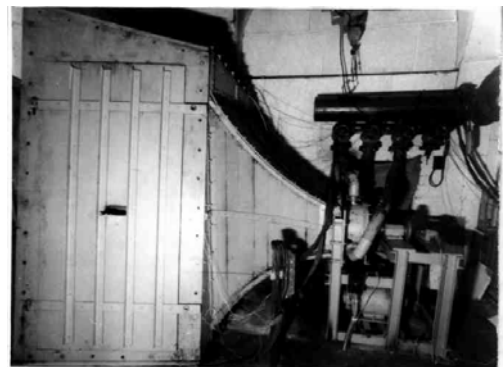


Рис. 3. Установка «Сирена» ИПП НАНУ

Исследования показали, что при неработающем гироскопе возникающие в механической системе прибора волновые процессы в своей совокупности приводят к сдвигу нуля в сигнальной цепи ДУСУ (рис. 4). На частотах 210 Гц, 520...540 Гц, 800...810 Гц, 880...890 Гц регистрируется систематический сигнал в выходной цепи, который соответствует «ложной» угловой скорости величиной 0,25...0,30 град с^{-1} . Причиной этого факта могут быть явления резонансного типа.

При работающем гироскопе сдвиг нуля ДУСУ имеет целый спектр систематических составляющих (рис. 5). При этом их максимальные значения достигают 0,6 град с^{-1} и наблюдаются на частоте 800 Гц. Кроме того, зафиксированы две полосы частот –

500...570 Гц и 680...840 Гц, где сдвиг нуля прибора практически постоянен по величине.

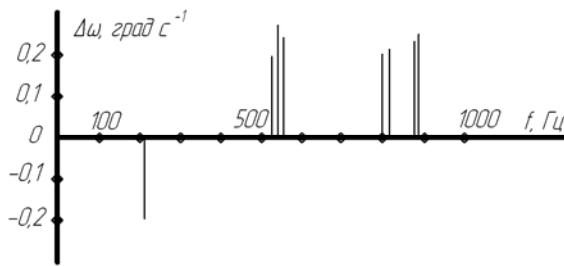


Рис. 4. Сдвиг нуля ДУСУ при неработающем гиromоторе. Акустическое излучение 161 дБ

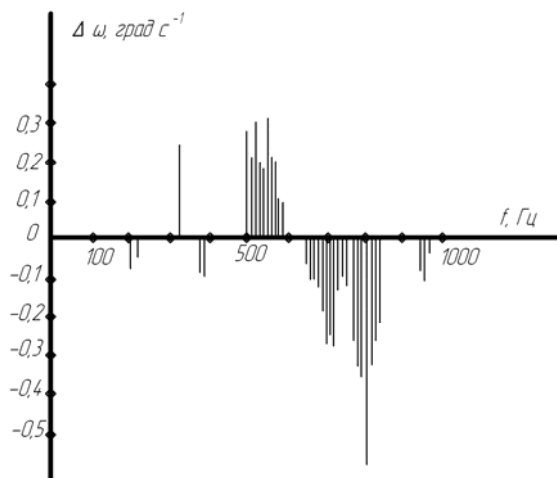


Рис. 5. Сдвиг нуля выходного сигнала ДУСУ при акустическом излучении 161 дБ

Вращающийся ротор, с одной стороны, устраняет погрешность на частотах 210 Гц, 880...890 Гц и практически сохраняет тот же ее уровень и знак на частотах 520...549 Гц.

С другой стороны, на некоторых частотах появляется дополнительная погрешность и довольно значительная. Кроме того, образуются целые полосы – 500...590 Гц и 650...830 Гц, где имеет место систематический сдвиг нуля.

Как видно, в диапазоне частот 500...590 Гц существенно расширилась полоса сдвига нуля. А вот в диапазоне 650...830 Гц она наблюдается только при работающем гиromоторе. Причем, на частоте 810 Гц составляет (как и при выключенном моторе) 0,3 град c^{-1} , но с другим знаком, а на частоте 800 Гц увеличивается вдвое и составляет 0,6 град c^{-1} , одновременно изменяя знак.

Эти особенности имеют следующее толкование. При работающем гиromоторе, в условиях углового движения основания, акустическая вибрация элементов подвеса приводит к возникновению моментов сил инерции Кориолиса, которые существенно меняют спектр и структуру девиации главной оси. На частоте 800 Гц, как следует из графиков, размах погрешности составил 0,85...0,90 град c^{-1} . На частотах 880...890 Гц он исчезает, а на частотах 940...960 Гц – имеет величину около 0,15 град c^{-1} .

Таким образом, оставляя неизменной саму идею взвешивания гиروزла, актуальной представляется проблема создания теории поплавковых гироскопов, которая позволила бы не только объяснить и описать аналитически уже известное, но и очертить круг прикладных задач анализа и синтеза поплавковых приборов с оптимальными функциональными свойствами и минимальными погрешностями измерений механических величин в натуральных условиях эксплуатации РН современного типа, а именно, совместного действия кинематического возмущения со стороны корпуса ракеты-носителя и прошедшего в подобтекательное пространство акустического излучения. Для этого, прежде всего, необходимо аналитически обосновать выбираемую геометрию, массо-габаритные и динамические свойства основного элемента подвеса – поплавок.

При решении задач выведения нескольких космических аппаратов на различные орбиты одним носителем, в процессе последовательного отделения КА разгонный блок (третья ступень РН) становится существенно несимметричным, что приводит к неизмеримости величин осевых и центробежных моментов инерции, нарушению равенства значений осевых моментов инерции и смещению центра масс ракеты относительно ее продольной оси. Появляющаяся несимметрия разгонного блока определяется произведением силы тяги двигателя на величину поперечного смещения центра масс РН и приводит к возникновению углового движения фюзеляжа.

Акустическим воздействием будем считать аэродинамический шум маршевых двигателей РН. Это возмущение, в отличие от кинематического, проходит внутрь не только через опоры подвеса, но и через корпус прибора и окружающую среду.

Техническим решением проблемы уменьшения погрешностей поплавковых гироскопов в натуральных условиях предлагается реализация поплавок в виде вогнутых (либо выпуклых) оболочек вращения.

Само собой разумеется, что параллельно решаются задачи звукоизоляции собственно приборов, что обеспечивается снижением уровня звукового давления до паспортного, когда акустические поля не в состоянии «раскачать» механические системы подвеса гироскопа.

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Таким образом, натурные и полунатурные испытания приборов и систем инерциальной навигации убедительно доказывают влияние акустических полей на рост погрешностей измерений, с одной стороны, заставляют пересмотреть существующие расчетные модели – с другой [9, 10].

Перспективными направлениями изучения данной проблемы следует считать разработку методов и средств звукоизоляции. В каждом конкретном случае отправной точкой для принятия решений служат массо-габаритные требования к РН и точностные характеристики изделий в целом.

Литература

1. Павловский М.А., Петренко В.Е. Об автокомпенсации погрешностей гиротаксметров при угловой вибрации основания // Доклады АН УССР, Серия А. – 1977. – № 8. – С. 147-151.

2. Лунц Я.Л. О систематических уходах платформы трехосного гиростабилизатора при колебаниях основания // Изв. ВУЗ СССР. Приборостроение. – 1967. – Т. 7, № 4. – С. 47-51.

3. Климов Д.М., Рогачева А.Н., Филиппов В.А. Резонансные режимы гироскопа в кардановом подвесе // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. – 1972. – № 4. – С. 37-44.

4. Ильчанинов В.П. Влияние принудительного вращения карданова подвеса на движение астатического гироскопа // Изв. ВУЗ СССР. Приборостроение. – 1970. – Т. 3, № 12. – С. 66-70.

5. Каргу Л.И. Гироскопическая система с реверсируемым кинетическим моментом // Изв. ВУЗ СССР. Приборостроение. – 1964. – Т. 7. – С. 65-70.

6. Одинцов А.А. Об уменьшении погрешностей интегрирующего гироскопа, вызванных угловыми колебаниями основания // Изв. ВУЗ СССР. Приборостроение. – 1971. – № 2. – С. 24-30.

7. Карачун В.В., Гнатейко Н.В. Волновые процессы в механических системах космического аппарата под влиянием акустического излучения // Космічна наука і технологія. – 1996. – Т. 2, № 3 – 4. – С. 55-57.

8. Валеев К.Г., Квитка В.Е. Определение напряженного состояния плоской панели в акустическом поле выхлопной струи // Прикладная механика. – 1970. – VI, № 4. – С. 39-43.

9. Potapova E.R., Karachun V.V., Melnik V.N. Problems of Acoustic Elasticity of Carriers' Board Eduiptent // The Fifth SINO-RUSSIAN-UKRAIN Symposium on Spase Science and Technology Held Jointly With the First International Forum on Astronatics and Aeronautics. 6 th – 9 th June, 2000. Harbin Institute os Technology, Harbin, P.R. China: – P. 350-355.

10. Karachun V.V., Yankovoy V.V., Potapova E.R. Resilient interaction of external acoustical emission with mechanical systems of management devices // Ankara International Aerospace conference. 19-21 september, 1996. – P. 217-220.

Поступила в редакцию 24.01.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Л.М. Рыжков, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.