

УДК 629.7.054

Е.А. КЛАДУН*Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина***СПЕЦИФИКА РАБОТЫ ГИРОСКОПИЧЕСКОГО ИНТЕГРАТОРА ЛИНЕЙНЫХ УСКОРЕНИЙ В НАТУРНЫХ УСЛОВИЯХ**

Раскрывается природа появления дополнительных погрешностей гироскопического интегратора линейных ускорений в натуральных условиях. Показан механизм воздействия проникающего акустического излучения на подвес гироскопа и определена погрешность измерений.

ракета-носитель, гироскопический интегратор линейных ускорений, дифракция звуковых волн, волновое совпадение

Введение

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 ракет-носителей 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.

Моменту активного отделения второй ступени от первой предшествует и вывод на номинальный режим работы ее маршевых двигателей с одновременной подготовкой к работе навигационно-пилотажного оборудования РН (рис. 1).

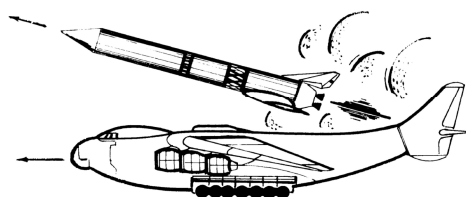


Рис. 1. Авиационно-космическая система. Ракета-носитель воздушного базирования

Наряду с прочими функциональными операциями, в этот период времени строится система заданных ориентирных направлений. Оставляя в стороне вопросы специфики, в том числе и безопасности, самого маневра разведения, отличающегося наличием мощного теплового факела двигателей второй ступени, подробно остановимся на другом малоизученном явлении – влиянии прошедшего в подобтекательном пространстве акустического излучения со стороны двигателей на бортовую аппаратуру РН, в частности на гироскопические приборы и устройства. Известно, что на звуковое излучение расходуется около 1% механической мощности двигателей. Общий уровень акустического поля в районе реактивной струи, например, может достигать 180 дБ, ши-

рина частотной полосы – 0...10 кГц [1, 2]. Такие режимы наблюдаются при старте ракет с поверхности Земли или из шахт (рис. 2).

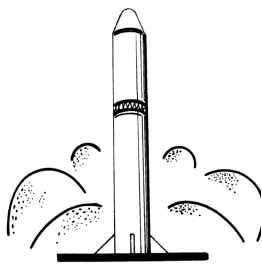


Рис. 2. Ракета наземного базирования

Естественно, что звуковое давление такой интенсивности окажет существенное влияние на собственно конструкцию ЛА, а также и на приборы командно-измерительного комплекса. Шум реактивной струи, обладая широким спектром частот и случайным характером изменения величины звукового давления, приведет к возникновению в механических системах бортовой аппаратуры множества форм колебаний, в том числе и резонансных. В своей совокупности волновые процессы, как показывают результаты экспериментальных исследований, приведут к нарушению режима нормального функционирования приборов и, в итоге, к ухудшению тактико-технических характеристик изделий в целом, что выльется в необходимость решения дополнительных нештатных задач эксплуатации РН и выведения КА, не предусмотренных техническими условиями.

Последнее поясняется следующим. Характер движения космических аппаратов на высотах, превышающих условную границу атмосферы Земли, существенным образом зависит от многих факторов, среди которых не последнее место занимают собственно погрешности выведения и погрешности построения ориентирных направлений, например, с помощью систем инерциальной навигации. Совокупность этих нежелательных проявлений может привести либо к необходимости доукомплектования КА корректирующими двигателями (или топливом) с целью обеспечения требуемых параметров орби-

ты, либо, вообще, – к существенному сокращению времени существования космического аппарата.

Достижения практической космонавтики существенно расширили и вывели на качественно высшую ступень сложившиеся представления о характере рассеяния энергии акустических полей в механических системах бортовой аппаратуры летательных аппаратов, определили перспективы развития и совершенствования измерителей механических величин, очертили круг прикладных и теоретических изысканий в приборостроении. Вместе с тем, остается много нерешенных проблем качественной и количественной оценки природы этого явления. В первую очередь это относится к навигационным системам с носителями кинетических моментов [3]. На рис. 3 схематично изображена структура реактивной струи и указаны особенности генерируемого звука. При изучении вопроса о звуковом давлении на поверхности фюзеляжа необходимо более детальное рассмотрение некоторых свойств этого поля. Теоретические исследования предполагают наличие наиболее интенсивных волн Маха в направлении, где имеет место равенство $(1 - M \cos \theta) = 0$. Очевидно, что для поверхности корпуса это равенство никогда не выполняется, так как здесь угол θ близок к π .

Удовлетворительная теоретическая трактовка должна опираться на уравнение (1) с доплеровским эффектом $(1 - M \cos \theta)$, который в данном случае будет равен $(1 + M)$, где M – число Маха для движения вихрей относительно воздуха. Звуковое давление должно удовлетворять уравнению (1):

$$\begin{aligned} \bar{p}^2 &\approx \varepsilon^5 l^2 |\bar{y}|^{-2} \left\{ \rho U^2 \right\}^2 M^4 (1 + M)^{-5} \xrightarrow{M \gg 1} \\ &\xrightarrow{M \gg 1} \varepsilon^5 l^2 |\bar{y}|^{-2} c_0 \rho^2 U^3. \end{aligned} \quad (1)$$

Масштаб поля давлений в данном случае сравнительно велик, а точнее – имеет порядок диаметра сопла. Это характерно для звукового излучения высокоскоростных потоков ракетных двигателей.

Конвекция вихрей в направлении от ракеты увеличивает этот масштаб, изменяя частоты в соответствии с доплеровским коэффициентом $(1 + M)^{-1}$. Движение ракеты-носителя относительно воздушной среды не может существенно повлиять на уровень шума. Изменение будет пропорционально величине $(1 + M^* \cos \theta)$, что согласуется с приведенным выше. Масштаб поля давлений не изменяется, однако частоты корректируются на величину $(1 - M^*)$, поскольку этот коэффициент определяет изменение скорости волн относительно корпуса ракеты.

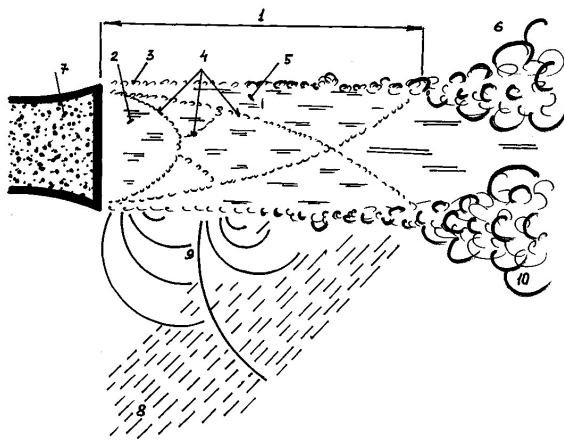


Рис. 3. Схематическое изображение потока (1–7) и звукового поля вблизи сопла ракеты (8–10): 1 – сверхзвуковая зона перемешивания, быстрое уменьшение скорости потока; 2 – зона температурной неоднородности, вызванная горением и перемешиванием; 3 – медленно распространяющийся турбулентный пограничный слой со сдвигом, максимальный градиент скорости; 4 – ячеистая структура ударных волн; 5 – турбулентные вихри, конвектирующие со сверхзвуковой скоростью; 6 – дозвуковая зона перемешивания, турбулентные вихри конвектируют с дозвуковой скоростью, интенсивная турбулентность, умеренные градиенты скорости; 7 – сопло двигателя ракеты; 8 – остронаправленные интенсивные волны Маха, излучаемые турбулентными вихрями, конвектирующими со сверхзвуковой скоростью; считается, что это основной источник шума ракет; 9 – сферические звуковые волны, возникающие вследствие взаимодействия турбулентного потока с ударными волнами; этот шум не слишком интенсивен; 10 – звук, возникающий из-за интенсивной турбулентности зоны дозвукового течения; составляет малую часть общего излучения струи ракетного двигателя

Что касается старта ракет с поверхности Земли (либо из шахты), а также пуска ракет мобильного базирования, то звуковое поле здесь имеет очень сложный характер. Наблюдается не только прямое акустическое излучение, но и отраженное звуковое поле. Последний факт объясняется реверберационным эффектом.

Несомненно, что основным источником шума являются остронаправленные волны Маха, появление которых предопределено соблюдением условия $(1 - M \cos \theta) = 0$. Теория показывает, что в этом случае интенсивность звука пропорциональна третьей степени скорости истечения и квадрату плотности потока. Оба эти утверждения удовлетворительно согласуются с экспериментом. Однако только при запуске из шахты ракета может подвергаться действию звукового излучения такого типа, поскольку лишь в данном случае имеют место поверхности, отражающие звук в направлении ракеты.

На ракете имеют место два основных изменения звукового поля. Вблизи среза сопла звук наиболее интенсивен и уменьшается при удалении в сторону носовой части. Второй эффект менее очевиден. Вблизи среза сопла имеется мелкомасштабный турбулентный поток, который создает высокочастотное излучение, тогда как основные источники низкочастотного звука находятся сравнительно далеко.

Постановка задачи данного исследования

Проникающее через ГАО и элементы фюзеляжа акустическое излучение попадает в приборный отсек РН. Структура и характер прошедшего внутрь звукового поля представлена в табл. 1.

Характер и степень акустического влияния, равно как и выбор механической расчетной модели возмущенного движения, находятся в прямой зависимости от соотношения габаритов изделия и половины длины звуковой волны. В том случае, когда эта величина в пределах единицы, тогда акустиче-

ская нагрузка приравнивается к равномерно распределенной, а расчетная модель – к твердому телу на упругих связях. Если же габаритный размер в несколько раз превышает половину длины, тогда внешнее воздействие рассматривается как волновое, а вся конструкция – как система с распределенными параметрами.

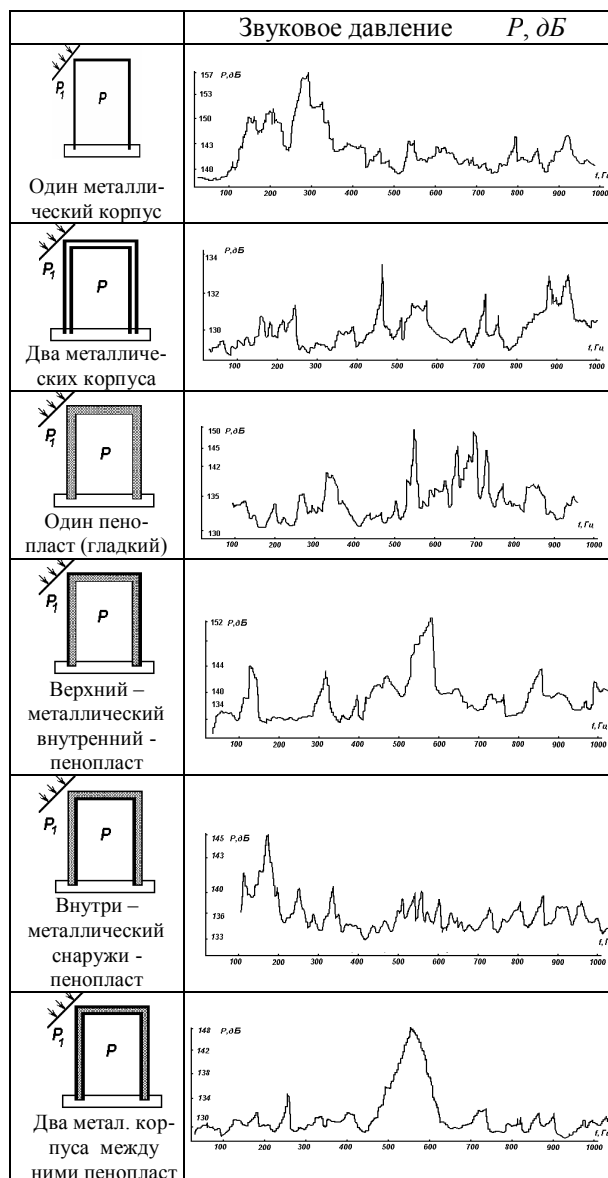
Понятие «шум» не накладывает ограничений на характер и структуру спектра колебаний. Это могут быть периодические колебания, называемые звуковыми, но также и случайные или нестационарные процессы.

Для достижения ракетой-носителем (РН) заданной точки пространства, как известно, необходимо, чтобы в конце активного участка полета, т.е. в момент отключения двигательных установок, вектор скорости ее центра масс имел требуемую величину и направление. Вторая задача решается, в основном, гиригоризонтом и вертикантом. Решение первой задачи, как правило, осуществляется с помощью гироскопического интегратора линейных ускорений [4]. Основное назначение гириинтеграторов связано с их применением в баллистических ракетах для формирования сигнала отключения двигателей в конце активного участка траектории. В этом случае ось наружной рамки прибора устанавливается параллельно продольной оси ракеты. С осью наружной рамки через редуктор связывается кулачковое контактное устройство, вырабатывающее сигналы включения двигателя. Замыкание контактов производится кулачком при достижении ракетой заданного значения продольной скорости. Влияние силы тяжести учитывается соответствующим смещением контактов на расчетный угол. Активный участок траектории движения баллистической ракеты является программной кривой. Поэтому закон изменения угла тангажа θ на активном участке (с точностью до погрешностей управления по углу тангажа) также задается. Это позволяет рассчитывать влияние силы тяжести. Для ракет без управления по тяге двигателей эти расчеты могут быть выполнены лишь при-

близительно, поскольку заранее неизвестно время достижения требуемой скорости движения.

Таблица 1

Прошедшее звуковое давление внутри прибора для различных технических реализаций корпуса



жение основного материала с обоснованием полученных результатов

Парусность подвеса гироскопа и влияние геометрической асимметрии кожуха на погрешность прибора. Наличие перекрещивающихся осей карданового подвеса гироскопа при работе прибора в замкнутом реверберационном акустическом пространстве приводит к появлению особенностей функционирования гириинтегратора в натурных условиях. Эти особенности в своей совокупности

послужат причиной дополнительной погрешности измерений.

Вначале рассмотрим подвес как совокупность абсолютно твердых, недеформируемых тел.

Тогда, под действием плоской звуковой волны давления P кожух с гироскопом будут испытывать возмущающее действие двух моментов – $\vec{M}_1(P)$ и $\vec{M}_2(P)$ (рис. 4). Вектор первого направлен вдоль оси наружной рамки и равен:

$$M_1(P) = P \cdot S \cdot \cos(\vec{n}, \hat{Oy}) \cdot l_1, \quad (2)$$

где P – давление в падающей волне;

S – площадь поверхности кожуха;

l_1 – расстояние от оси вращения кожуха до точки приложения равнодействующей сил акустического давления.

Вектор второго момента $\vec{M}_2(P)$ направлен вдоль оси вращения внутренней рамки и равен:

$$M_2(P) = P \cdot S \cdot \cos(\vec{n}, \hat{Ox}) \cdot l_2, \quad (3)$$

где l_2 – расстояние до центра приложения равнодействующей сил акустического давления.

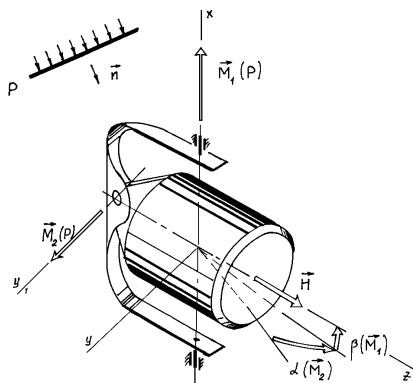


Рис. 4. Влияние звуковой волны на динамику гироскопа

Наличие возмущающего момента $\vec{M}_1(P)$ приводит к отклонению главной оси на угол $\beta(\vec{M}_1)$, нарушающему требованию перпендикулярности оси фигуры и оси наружной рамки. Это, в свою очередь, скажется на искажении входного сигнала

$$M(W) = -mIW \cos \beta,$$

и, следовательно, на появлении погрешности измерений.

Возникновение возмущающего момента $\vec{M}_2(P)$ вызовет прецессию подвижной части на угол $\alpha(\vec{M}_2)$, который внесет изменения в выходной сигнал, соответствующий также погрешности измерений.

Наличие в подвесе гироскопа перекрещивающихся осей приводит к тому, что кожух с гироскопом, по сути дела, является физическим маятником, подверженным действию волны давления. Причем наиболее опасной является ее антисимметричная составляющая

$$P_a = \frac{1}{2} (P_{10} + P_{20} - P_{30}) \exp i(\omega t - \vec{k}_0 \cdot \vec{r}),$$

приводящая к раскачке относительно осей подвеса кожуха и оси наружной рамки. Очевидно, что симметричная составляющая давления P не представляет серьезной опасности для подвеса.

Таким образом, наличие геометрической асимметрии (парусности) может быть причиной возникновения дополнительных моментов-помех и, следовательно, дополнительных погрешностей гироскопического интегратора линейных ускорений ракеты-носителя.

Влияние упругих перемещений поверхности кожуха. Проанализируем влияние упругих перемещений поверхности внутренней рамки под действием прошедшей внутрь прибора звуковой волны на появление дополнительных возмущающих моментов и, следовательно, на дополнительные погрешности измерений.

В качестве внешнего возмущающего фактора рассмотрим широко применяемую для такого типа задач плоскую волну давления. Кроме того, корпус ракеты-носителя считаем совершающим угловые колебания, что имеет место в натурных условиях, как во время старта, так и при движении. Возникновение особенностей динамики других элементов подвеса и комплектующих здесь не анализируется.

Кожух интегратора можно представить в виде шарнирно соединенных с круговым цилиндром двух

торцевых крышек. Проанализируем природу прохождения звука через эти элементы, возникающую в них вибрацию и появление возмущающих моментов.

Начнем с цилиндрической части кожуха.

Под воздействием звуковой волны P упругая поверхность кожуха получает радиальные $\vec{W}(t)$ и касательные $\vec{V}(t)$ перемещения. Ввиду малости, перемещения вдоль образующей цилиндра не учитываются.

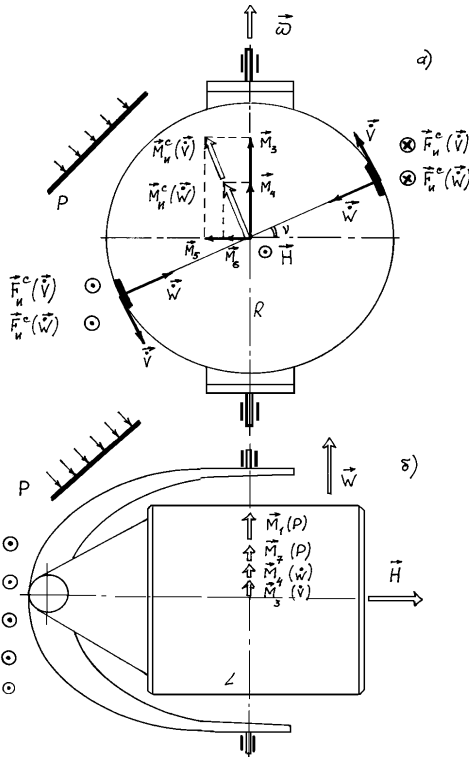


Рис. 5. Природа возникновения возмущающих моментов при дифракции звуковых волн на подвесе гироинтегратора

Пусть векторы скоростей $\vec{V}(t)$ и $\vec{W}(t)$ направлены, как указано на рис. 5, а. Тогда, вследствие углового движения корпуса ракеты-носителя со скоростью $\vec{\omega}$, элементы поверхности, совершая сложное движение, будут испытывать действие ускорения Кориолиса $2\vec{\omega} \times \vec{V}$ и $2\vec{\omega} \times \vec{W}$ и соответственно сил инерции Кориолиса $\vec{F}_H^C(\vec{V})$, $\vec{F}_H^C(\vec{W})$. Последние образуют пары сил с моментами $\vec{M}_H^C(\vec{V})$ и

$\vec{M}_H^C(\vec{W})$, которые выступают возмущающими факторами для кожуха интегратора.

Представив векторы этих ускорений в виде составляющих $\vec{M}_3$, $\vec{M}_4$, $\vec{M}_5$, $\vec{M}_6$, легко установить, девиация относительно какой подвеса имеет место (рис. 5, б).

Величины этих моментов известны [3]:

$$\begin{aligned} M_3(\dot{V}) &= \frac{2A\omega\dot{V}(t)}{R}; \quad M_4(\dot{W}) = \pi \frac{2A\omega\dot{W}(t)}{R} \\ M_5(\dot{V}) &= \pi \frac{2B\omega\dot{V}(t)}{R}; \quad M_6(\dot{W}) = \frac{2B\omega\dot{W}(t)}{R}, \end{aligned} \quad (4)$$

где A , B – моменты инерции кожуха.

То есть, моменты $M_5(\vec{V})$, $M_6(\vec{W})$ вызовут прецессию гироскопа относительно оси наружной рамки, а моменты $M_3(\vec{V})$, $M_4(\vec{W})$ – относительно оси привеса кожуха. Первые вносят искажение в полезный сигнал непосредственно, вторые – опосредованно, вызывая нарушение перпендикулярности главной оси и оси наружной рамки.

Акустическая вибрация торцов кожуха в направлении их нормали приведет к появлению возмущающего момента

$$M_7(P) = 2m_T L \omega \dot{W}_T(t) \sin(\vec{\omega}, \vec{W}_T(t)), \quad (5)$$

где m_T – масса торца кожуха;

$\vec{W}_T(t)$ – скорость изгибного движения пластины.

Перемещения поверхности цилиндра под действием акустического излучения удобно представлять в виде рядов Фурье:

$$V = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} V_{mn} \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x}{L};$$

$$W = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{mn} \exp(im\beta) \sin \frac{n\pi x}{L},$$

где

$$V_{mn} = -im \frac{F_{mn}}{\Delta_{mn}};$$

$$W_{mn} = \left[\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{h} \right)^2 \right] \frac{F_{mn}}{\Delta_{mn}};$$

$$\Delta_{mn} = m^2 + \left[\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right] \times$$

$$\times \left\{ \left(\omega^2 \rho + 1 \right) + c^2 \left[\left(\frac{m}{R} \right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L} \right)^2 \right] \right\};$$

$$m = 0, \pm 1, \pm 2, \dots; \quad n = 0, 1, 2, \dots;$$

$$F_{mn} = I_{mn} P_0 \exp(i\omega t);$$

$$I_{mn} = \frac{2n\pi [1 - (-1)^n]}{(n\pi)^2 - (k_0 L)^2} \times$$

$$\times \begin{cases} 1, & \text{если } k_0 R_i q = -m; \\ i \frac{\exp i[-2\pi k_0 R_i (q + \cos \beta \cos \varepsilon_1)] - 1}{2\pi [k_0 R_i (q + \cos \beta \cos \varepsilon_1) + m]}, & \text{если } k_0 R_i q \neq -m \end{cases}.$$

$$q = \sin \beta \cdot \sin \varepsilon_1 \cdot \sin \varepsilon_2;$$

$$k_0 L \neq n\pi;$$

β – центральный угол в плоскости шпангоута;

$k_0 = \frac{\omega}{c_0}$ – волновое число; м^{-1} ;

P_0 – давление в падающей звуковой волне, ∂B ;

$$W_T = W_{T_0} \exp(i\omega t), \quad W_{T_0} = c^j u_j, \quad j = \overline{1, 6} \quad [4];$$

$$u_1 = \left(1 - \frac{x^2}{R^2} - \frac{y^2}{R^2} \right)^2; \quad u_2 = \frac{x}{R} u_1; \quad u_3 = \frac{y}{R} u_1;$$

$$u_4 = \frac{x^2}{R^2} u_1; \quad u_5 = \frac{y^2}{R^2} u_1; \quad u_6 = \frac{xy}{R^2} u_1;$$

$$C = (c^1 \ c^2 \ \dots \ c^N)^T = G^{-1} F =$$

$$= \frac{R^4}{64D} P_0 \begin{bmatrix} 4 & 0 & 0 & 5 & 5 & 0 \\ 0 & 9 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 9 & 0 & 0 & 0 \\ 5 & 0 & 0 & 19 & 7 & 0 \\ 5 & 0 & 0 & 7 & 19 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 6 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 4 - 2\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \\ i6\frac{\lambda}{2} \cos \varepsilon \\ -i6\frac{\lambda}{2} \sin \varepsilon \\ 5 - 8\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \cos^2 \varepsilon \\ 5 - 8\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \sin^2 \varepsilon \\ 2\left(\frac{\lambda}{2}\right)^2 \sin 2\varepsilon \end{bmatrix};$$

$D = \frac{Eh}{12(1-\sigma)}$ – цилиндрическая жесткость крышки

торца кожуха;

$$\left(\frac{\lambda_i}{2} \right)^2 = \frac{1}{4} (\cos^2 \theta_1 \sin^2 \theta + \sin^2 \theta_1) (k_0 R_i)^2 \ll 1; \quad \theta, \theta_1 -$$

углы падения и отражения звуковой волны;

$\varepsilon_1, \varepsilon_2$ – числовые параметры.

Моменты, действующие на осях подвеса интегратора. Чтобы проанализировать погрешности гироскопа, рассмотрим подробнее значения моментов-помех. Для вывода основных аналитических зависимостей необходимо установить взаимную ориентацию координатных осей, связанных с носителем и с Землей (либо с авиационно-космической системой АКС при старте с самолета-носителя).

Земную систему координат $O_1 \xi_0 \eta_0 \zeta_0$ ориентируем следующим образом. Оси $O_1 \xi_0$ и $O_1 \zeta_0$ расположим в плоскости горизонта, а ось $O_1 \eta_0$ направим вдоль вертикали места.

Положение системы координатных осей $O_1 \xi \eta \zeta$, жестко связанных с корпусом ракеты-носителя, относительно Земной системы координат зададим углами θ (тангажа) и φ (крена) (рис. 6). На этой же схеме покажем также ориентацию осей $O_1 x_1 y_1 z_1$, жестко связанных с кожухом гироскопа.

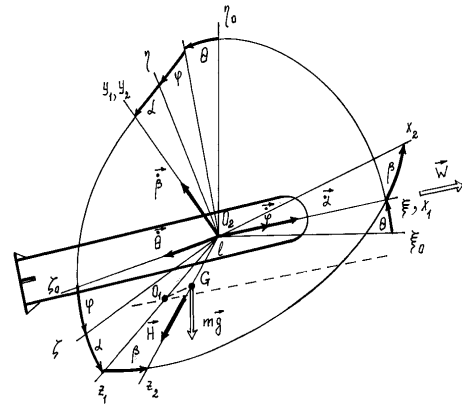


Рис. 6. Взаимное расположение систем координат:

$O_2 \xi_0 \eta_0 \zeta_0$ – связанная с Землей;

$O_2 \xi \eta \zeta$ – с корпусом ракеты-носителя;

$O_2 x_1 y_1 z_1$ – с кожухом прибора

Для наглядности совместим начала всех координатных осей, а именно – в точке O_2 . Таким образом, начала координатных осей $\xi\eta\zeta$ и $x_1y_1z_1$ смещены на расстоянии l вдоль оси z_1 из точки O_1 в точку O_2 . В общем случае продольная ось $O_1\xi$ ракеты наклонена к плоскости горизонта на угол θ , а поперечная ось $O_1\zeta$ – на угол φ .

Пунктирной линией, проходящей через точку O_1 , обозначим действительную ориентацию оси подвеса наружной рамки.

Моменты-помехи от сил веса гиromотора. Сила веса $m\vec{g}$ гиromотора направлена параллельно вертикали места – оси η_0 . Момент этой силы относительно оси y_2 определяется соотношением

$$M_{y_2}(mg) = \rho_{3z_2}(mg)_{x_2} - \rho_{3x_2}(mg)_{z_2}, \quad (6)$$

где $(\rho_3)_{x_2, z_2}$ – проекции радиус-вектора $\overrightarrow{O_2G}$ на оси x_2, z_2 ;

$(mg)_{x_2, z_2}$ – проекции силы веса гиromотора на эти же оси.

Из рис. 6 следует, что $\rho_{3z_2} = l$; $\rho_{3x_2} = 0$.

Тогда, из соотношения (6) вытекает:

$$M_{y_2}(mg) = l(mg)_{x_2} = mgl \cos \left(\hat{O_2\eta_0}, \hat{O_2x_2} \right).$$

Косинус угла между осями $O_2\eta_0$ и O_2x_2 определяется из сферического треугольника, вершины которого находятся на осях $O_2\eta_0$, $O_2\xi$ и O_2x_2 , т.е.:

$$\cos \left(\hat{O_2\eta_0}, \hat{O_2x_2} \right) = \sin \theta \cos \beta + \cos \theta \sin \beta \sin (\varphi + \alpha).$$

С учетом сказанного, в окончательном виде величина момента силы веса гиromотора будет определяться соотношением

$$M_{y_2}(mg) = -mgl [\sin \theta \cos \beta + \cos \theta \sin \beta \sin (\varphi + \alpha)]. \quad (7)$$

Рассуждая аналогично, определим момент силы веса относительно оси O_2x_1 подвеса наружной рам-

ки. Действительное положение оси наружной рамки на рис. 6 обозначено пунктирной линией. Тогда:

$$M_{x_1}(mg) = -mgl(1 - \cos \beta) \cos \theta \cos (\varphi + \alpha). \quad (8)$$

Моменты сил сухого трения. Моменты кулонового трения относительно осей подвеса представим в виде моментов сил сухого трения в относительном движении гироскопа, т.е.

$$M_{TPx} = -M_{Tx}^0 \text{sign} \dot{\alpha}; \quad M_{TPy} = -M_{Ty}^0 \text{sign} \dot{\beta}. \quad (9)$$

Коррекционный момент. Коррекционный момент M_{KOP} создается датчиком момента. Если датчик момента связан с наружной рамкой гироскопа через редуктор, тогда величина момента определяется соотношением

$$M_{KOP} = k_P M_{DM} (-1)^n, \quad (10)$$

где k_P – передаточное число редуктора;

M_{DM} – момент датчика момента;

n – число пар колес цилиндрического редуктора с внешним зацеплением.

Наличие редуктора не является обязательным, и достаточно часто датчик момента устанавливается непосредственно на оси наружной рамки.

По принципу работы датчики момента аналогичны электрическим двигателям, работающим в заторможенном режиме. Поэтому в качестве уравнений датчика могут использоваться уравнения двигателя соответствующего типа [5, 6].

Так, уравнение магнитоэлектрического датчика момента можно записать в виде уравнений двигателя постоянного тока с независимым возбуждением (если не учитывать реакцию якоря):

$$U = L \frac{di}{dt} + R_i + \omega c;$$

$$M_{DM} = m_l - I \frac{d}{dt} (\omega + \omega_2) - M_{TP} \text{sign} \omega, \quad (11)$$

где i и ω – соответственно ток в управляющей обмотке и скорость ротора относительно статора;

L, R, I – коэффициент самоиндукции, активное сопротивление управляющей обмотки и момент инерции ротора;

M_{TP} – момент сил сухого трения в подшипниках датчика момента;

c и m – соответственно коэффициент противо э.д.с. и электромеханический коэффициент.

В случае использования двухфазного индукционного датчика момента, его свойства описываются уравнением двухфазного асинхронного двигателя

$$M_{DM} = k_u U - k_\omega \omega - I(\dot{\omega} + \dot{\omega}_\xi) - M_{TP} \text{sign} \omega, \quad (12)$$

где k_u и k_ω – коэффициенты, имеющие наиболее достоверные значения при определении их величины по механической характеристике, путем спрямления в рабочем диапазоне скоростей.

Обычно, в рассматриваемых приборах используется двухфазный датчик момента, поскольку обладает лучшими эксплуатационными характеристиками.

Между угловой скоростью ω ротора датчика момента и скоростью $\dot{\alpha}$ поворота наружной рамки существует кинематическая зависимость

$$\omega = (-1)^n k_P \dot{\alpha}. \quad (13)$$

Поэтому уравнение датчика момента можно записать в виде

$$M_{DM} = k_u U - (-1)^n k_\omega k_P \dot{\alpha} - M_{TP} \text{sign} \left[(-1)^n \dot{\alpha} \right] - I \left[(-1)^n k_P \ddot{\alpha} + \dot{\omega}_\xi \right], \quad (14)$$

а значение коррекционного момента (10), с учетом зависимости (14), определять соотношением

$$M_{КОР} = (-1)^n k_P k_u U - k_\omega k_P^2 \dot{\alpha} - M_{TP} k_P \text{sign} \dot{\alpha} - I \left[k_P^2 \ddot{\alpha} + (-1)^n k_P \dot{\omega}_\xi \right]. \quad (15)$$

Полученные соотношения следует дополнить еще уравнением, выражающим зависимость управляющего напряжения U датчика от угла β .

В случае линейной системы коррекции эта зависимость имеет вид

$$U = k_{DU} k_Y \beta, \quad (16)$$

где k_{DU} – крутизна характеристики электрического датчика угла, преобразующего угол β в электрический сигнал;

k_Y – коэффициент усиления усилителя.

Выражение (16) справедливо в случае линейного безинерционного усилителя. Если усилитель инерционный, это соотношение видоизменяется

$$T \frac{dU}{dt} + U = k_{DU} k_Y \beta,$$

здесь T – постоянная времени.

В гироскопах наиболее часто используют нелинейную систему коррекции, содержащую также существенно нелинейные элементы как контактный датчик угла, релейный усилитель или их сочетание.

При нелинейной коррекции зависимость управляющего напряжения U от угла β имеет вид релейной характеристики с зоной (зонами) гистерезиса, которая в сочетании с большой скоростью коррекционного движения неизбежно приводит к появлению автоколебаний.

Погрешности гироскопа в натурных условиях. Принимая во внимание, что угол β практически равен нулю, выражения (7) и (8) можно упростить:

$$M_{y_2}(mg) \approx -mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)];$$

$$M_{x_1}(mg) \approx 0,$$

а соотношением (8) пренебречь, ввиду малости. Тогда уравнения движения гироскопа, с учетом изложенного, можно представить в виде:

$$\begin{aligned} A\ddot{\alpha} + k_\omega k_P^2 \dot{\alpha} + H\dot{\beta} &= (-1)^n k_P k_u U(\beta) - \\ &- H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\xi \sin \alpha) - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{TP} \text{sign} \dot{\alpha} + M_{x_1}^a; \\ B\ddot{\beta} - H\dot{\alpha} &= -ml\dot{V}_{G\xi} - ml\beta(\dot{V}_{G\eta} \sin \alpha - \dot{V}_{G\xi} \cos \alpha) - \\ &- ml(\dot{\omega}_\eta \rho_{1\xi} - \dot{\omega}_\xi \rho_{1\eta}) - B_1(\dot{\omega}_\xi \sin \alpha + \dot{\omega}_\eta \cos \alpha) + \\ &+ H\omega_\xi - mgl[\sin \theta + \beta \cos \theta \sin(\varphi + \alpha)] - \\ &- M_{y_2}^0 \text{sign} \dot{\beta} + M_{y_2}^a, \end{aligned} \quad (17)$$

где $A = A_0 + Ik_P^2 + A_{РАМ}$ – общий момент инерции подвижной части относительно оси наружной рамки ($A_{РАМ}$ – момент инерции наружной рамки);

$A_1 = A_0 + I(-1)^n k_P + A_{РАМ}$ – суммарный мо-

мент инерции по отношению к переносному ускорению $\dot{\omega}_\xi$, приведенный к оси наружной рамки;

$M_{TP} = M_{TX} + M_{TP}k_p$ – суммарный момент сил сухого трения на оси наружной рамки и датчика момента, приведенный к оси рамки;

$B = B_0 + ml\rho_{1\xi}\beta$ – суммарный момент инерции по отношению к переносному ускорению относительно оси привеса кожуха, приведенный к этой оси; $B = B_0 + ml^2$;

$$M_{x_1}^a = M_1(P) + M_3(\dot{V}) + M_4(\dot{W}) + M_7(P);$$

$$M_{y_2}^a = M_2(P) + M_5(\dot{V}) + M_6(\dot{W}) + M_8(W_T) \quad -$$

моменты-помехи, вызванные влиянием акустического излучения (рис. 5).

Как следует из уравнений движения (17), для расчета погрешностей прибора от действия ускорений ракеты-носителя вдоль осей, перпендикулярных к оси чувствительности, необходимо определение величины статического угла, обусловленного наличием постоянного или медленно меняющегося момента вдоль оси наружной рамки. Точный расчет здесь затруднен и эффективным является использование асимптотических методов, в частности, метода гармонического баланса.

Упрощенные уравнения (17) все же остаются достаточно сложными, чтобы записать решения в общем виде в элементарных функциях. Поэтому, как правило, ограничиваются анализом либо частных случаев, либо упрощенным анализом общих уравнений.

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Приводимые результаты аналитических исследований, а также стендовые испытания показывают, что в натурных условиях гироскопический интегра-

тор линейных ускорений ракет-носителей имеет дополнительные погрешности, вызванные действием проникающего акустического излучения. В совокупности с угловым движением фюзеляжа, генерируемая звуковой волной вибрация воспринимается прибором как входная величина и должным образом на нее реагирует. Особо следует отметить влияние парусности подвеса.

Дальнейшие исследования должны быть посвящены разработке методов и средств борьбы с влиянием акустических полей на гироинтегратор. Имеющие сведения подтверждают эффективность средств пассивной звукоизоляции с помощью перфорированного экрана. Такая конструкция запатентована Киевским политехническим институтом.

В том случае, когда массогабаритные требования по сравнению с точностными менее жестки, имеет смысл воспользоваться автокомпенсационными методами, например, принудительного вращения подвеса или методом двухканальности Б.Н. Петрова.

Литература

1. Феодосьев В.И., Синярев Г.Б. Введение в ракетную технику: Учебное пособие. – М.: Оборонгиз, 1960. – 378 с.
2. Гладкий В.Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. – М.: Наука, 1969. – 496 с.
3. Mel'nik V.N., Karachun V.V. Some aspects of the gyroscopic stabilization in aconstic fields // Int. Appl. Mech. – 2002. – 38, № 1. – P. 74-80.
4. Ягодкин В.В., Хлебников Г.А. Гироскопы баллистических ракет. – М.: Воениздат, 1967. – 197 с.

Поступила в редакцию 17.10.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.Н. Безвесильная, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.