

УДК 629.7.054

**В. В. Карачун, В. Н. Мельник**

Національний технічний університет України «КПІ», Київ

## **О ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ПОГРЕШНОСТЯХ ПОПЛАВКОВОГО ГИРОСКОПА ПРИ ЦИРКУЛЯЦИИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

---

*Наводяться результати аналізу динаміки поплавкового двоступеневого гіроскопа та причин виникнення похибок вимірювань при виконанні ракетою-носієм маневрів у режимі експлуатаційного використання.*

---

### **ВСТУПЛЕНИЕ**

В настоящее время в странах с развитой ракетно-космической индустрией все большее внимание уделяется созданию перспективных средств выведения космических аппаратов на требуемые траектории, в частности, разработке двухступенчатых авиационно-космических систем. Роль первой ступени в системах воздушно-го базирования выполняет дозвуковой самолет-носитель, создающий необходимые динамические предпосылки для старта второй ступени с космическим аппаратом целевого назначения на борту [6]. Вторая ступень реализуется либо ракетой-носителем, либо орбитальным самолетом. В некоторых случаях используются грузовые блоки выведения.

Иллюстрацией сказанного могут служить разработки авиационно-космического ракетного комплекса отечественных ученых и конструкторов под общим шифром «Связь» и «Ориль», РН класса «Зенит», «Циклон», разработки российских специалистов — МАКС и МАКС-Т, американских — «Пегас-XL» (разработка корпорации «Орбитал сайенсиз»), «Дельта-2», «Дельта-3», «Дельта-4М» (разработка фирмы «Боинг»), «Атлас-3А,В», «Титан-4А,В» (разработка фирмы «Локхид Мартин»), многоразовая транспортная космическая система «Спейс Шаттл» (разработка фирмы «Боинг»). Особое место в ряду американских ракет-носителей за-

нимают РН «Сатурн-1В» и «Сатурн-5», которые создавались не на базе баллистических ракет, а специально разрабатывались для реализации Программы пилотируемых полетов на Луну.

Компания «Локхид Мартин» осуществляет работы по созданию коммерческой одноступенчатой многоразовой транспортной космической системы «Венчурстар», рассчитанной на выведение на низкую околоземную орбиту полезной нагрузки массой 25 т, а на орбиту международной космической станции — полезной нагрузки массой 11.3 т.

Полномасштабное освоение космического пространства предусматривает решение трех основных задач [1–4]:

- 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;
- 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, в подобтекательном пространстве которого раз-

мещается космический аппарат. Происходящие динамические изменения в спектре КА, планируемых для выведения, с одной стороны, увеличивают массу аппарата вплоть до нижней границы возможностей РН тяжелого класса, а с другой — повышают удельный вес задач по доставке 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. 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 подобтекательное пространство акустического излучения со стороны двигателей на бортовую аппаратуру РН, в частности на гироскопические приборы и устройства. Общий уровень акустического поля в районе реактивной струи, как уже отмечалось, может достигать 180 дБ, при ширине частотной полосы 0...10 кГц. Такие режимы наблюдаются, в частности, при старте ракет с поверхности Земли или из шахт [5].

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 функционирования приборов, и в итоге — к ухудшению тактико-технических характеристик изделий в целом, что потребует 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 мно-

гих 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 орбиты, либо вообще к существенному сокращению времени жизни космического аппарата.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

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 задач в приборостроении. Вместе с тем остается много нерешенных проблем качественной и количественной оценки природы этого явления. В первую очередь это относится к инерциальным навигационным системам.

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

Объяснение этому фактору лежит на поверхности. Жидкофазная составляющая подвеса, 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 совокупности к погрешностям измерений.

Установлено, что наибольшей величины акустические нагрузки от шума реактивной струи достигают на Земле и во время старта РН. С увеличением скорости полета их влияние уменьшается, но при этом возрастают нагрузки, обусловленные пульсацией давления в турбулентном пограничном слое. На самолетах с турбовинтовыми двигателями создается переменное давление на панели фюзеляжа, главным образом в зоне вращения винта.

Особенностью излучения звука аэродинамическим потоком является наличие сферических звуковых волн и остронаправленных интенсивных волн Маха, которые и являются основным источником шума. Величина среднего квадрата акустического давления  $P$  высокоскоростных ракет может быть определена известной формулой

$$\bar{P}^2 \sim \varepsilon^5 l^2 |y|^{-2} (\rho U)^2 M^4 \left[ (1 - M \cos \Theta)^2 + \varepsilon^2 M^2 \right]^{-\frac{5}{2}},$$

где  $M$  — число Маха,  $\Theta$  — угол между направлением движения вихрей и направлением излучения,  $\varepsilon$  — безразмерный коэффициент уровня турбулентности. При малых скоростях движения это уравнение выражает известный закон «восьмой степени» Лайтхилла. Наибольший интерес представляет случай, когда  $M \cos \Theta = 1$ , что соответствует максимуму шума, излучаемого струей ракетного двигателя.

Шум ракетных двигателей распространяется не только через окружающую среду, но и через элементы конструкции ракеты-носителя — подобно звуковому мостику — в результате возникновения в материале горизонтально (SH-волна) и вертикально (SV-волна) поляризованных волн, а также их суперпозиции (эллиптическая поляризация). Кроме того, проявляются волны Стоунли, которые локализируются вблизи границы поверхности фюзеляжа и являются результатом возникновения явлений резонансного типа.

В системах управления ракетами-носителями широкое применение нашли так называемые поплавковые гироскопы, конструктивно ли-

шенные 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. Отличительной особенностью поплавковых модификаций стало наличие погруженной в тяжелую фторорганическую (удельный вес  $1.9 \cdot 10^3$  Н/м<sup>3</sup>) или хлорорганическую (удельный вес  $2.7 \cdot 10^3$  Н/м<sup>3</sup>) жидкость подвижной части прибора. Гиросотор располагается в герметичном, заполненном гелием или водородом, цилиндрическом поплавке, который продольными цапфами устанавливается в наружном, также герметичном, коаксиальном круговом цилиндре, выполняющем роль корпуса прибора. Опоры подвижной части в некоторых случаях выполняются на камнях.

Такое техническое решение характерно для целого ряда конструкций. Плавающие приборы, в отличие от поплавковых, не имеют остаточного веса.

Зазор между цилиндрической частью кожуха и корпусом весьма мал и составляет приблизительно 0.2 мм в радиальном направлении. Большая вязкость жидкости и малая величина рабочего зазора позволяют получить требуемый коэффициент демпфирования в интегрирующем гироскопе.

Создание плавающих гироскопов явилось началом нового этапа развития не только гироскопической техники как таковой, но и развития навигационно-пилотажного оборудования летательных аппаратов в целом. Это техническое решение позволило достичь высоких точностей измерений не только у гироскопов, но и у командно-измерительных комплексов РН в целом, решить такие задачи управления движением, которые до этого не представлялись реализуемыми. Создание плавающих гироскопов, в свою очередь, поставило перед техникой необходимость разработки и проектирования иных элементов систем управления с более высокими точностными характеристиками.

Идея плавающего двухстепенного гироскопа была впервые предложена в 1945 г. Л. И. Ткачев

вым, а в 1946 г. — Дрейпером, под руководством которого в Массачусетском технологическом институте были созданы опытные образцы таких приборов. С 1948 г. в США фирмой «Миннеаполис Хонейвелл Reg. Со» 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. При этом основную роль здесь играют температурные факторы, вызывающие неодинаковый нагрев элементов подвеса.

В плавающих гироскопах влияние этого фактора практически сведено к нулю путем поддержания практически постоянного значения температуры внутри прибора. Кроме того, материалы деталей гироскопа выбираются с такими коэффициентами линейного расширения, чтобы центр масс подвижной части мало смещался при изменении температуры. Иногда все детали изготавливаются из одного материала — сталь, керамика и т. п.

Вторым источником значительных погрешностей в обычных гироскопах является момент сил сухого трения в осях подвеса. В плавающих гироскопах он сведен к ничтожно малым величинам за счет взвешивания подвижной части в жидкости, с одной стороны, и за счет весьма малых радиусов цапфенных опор — с другой.

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. Количество токоподводов следует снижать до минимального, а используемый материал обеспечивать высокой степенью эластичности.

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.

Датчики угла, применяемые в плавающих гироскопах, имеют реактивные моменты, сос-

тавляющие около  $10^{-7}$  Н·м и ниже. Такой же порядок должны иметь и нулевые моменты (при отсутствии управляющего сигнала) моментного устройства.

Перечисленные погрешности плавающих гироскопов возникают из-за несовершенства прибора и относятся к инструментальным погрешностям, поэтому их структура и уровень целиком и полностью определяются степенью совершенства технологии в приборостроении. К инструментальным следует отнести и погрешности измерений, обусловленные вибрацией места установки. Как показали исследования, причиной этих погрешностей следует считать совокупное влияние конечной по величине жесткости конструкции прибора, сухого и вязкого трения (особенно гистерезисного типа) в осях подвеса, а также динамической неуравновешенности отдельных комплектующих. Наиболее полное отражение в научной литературе нашли вопросы анализа влияния поступательной и угловой вибрации на динамику гироскопов в нерезонансных случаях — при линейном характере упругих характеристик элементов подвеса, в резонансных случаях — при рассмотрении гироскопа как совокупности абсолютно твердых тел, а также учета нелинейности упругой характеристики шарикоподшипников главной оси и влияния вибрации на моменты сил трения в опорах.

Часто выделяют отдельно моменты, зависящие от ускорений ракеты-носителя при поступательном и угловом движении — качка, вибрация и т. д. При этом различают моменты, пропорциональные первой либо второй степени ускорения. В поплавковых гироскопах к первым можно отнести моменты, появляющиеся из-за остаточного дебаланса подвижной части и конвекционных потоков поддерживающей жидкости, а также гидродинамические моменты из-за несимметричного характера движения поплавка.

Ко второй группе можно отнести моменты, возникающие вследствие неравножесткости и нежесткости конструкции прибора в целом при эксплуатации его в условиях постоянных перегрузок, а также линейной и круговой вибрации.

Методической погрешностью прибора является его боковая чувствительность по перекрестной угловой скорости. Эффективным средством борьбы с ее влиянием представляются, например, компенсационные схемы с обработкой на ноль.

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.

Речь идет о влиянии проникающего акустического излучения на механические системы подвеса гироскопа, трансляция которого внутрь прибора осуществляется не только через опоры, подобно звуковому мостику, но и через окружающую среду.

### ВОЗМУЩЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ ПОПЛАВКОВОГО ДВУХСТЕПЕННОГО ГИРОСКОПА ПОД ДЕЙСТВИЕМ ПРОНИКАЮЩЕГО АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ. ЦИРКУЛЯЦИЯ РН

Запишем дифференциальное уравнение возмущенного движения прибора в форме

$$\begin{aligned}
 & B\ddot{\beta} + R\{(\omega_z + \omega_2^a \cos\beta)^2 - \omega_x^2\} \sin\beta \cos\beta - \\
 & - \omega_x(\omega_z + \omega_2^a \cos\beta) \cos 2\beta + \\
 & + H[\omega_x \sin\beta + (\omega_z + \omega_2^a \cos\beta) \cos\beta] + \\
 & + B(\dot{\omega}_y + \dot{\omega}_1^a + \dot{\omega}_{T1}^a - \dot{\omega}_{T2}^a) + \\
 & + c\beta + b\dot{\beta} + \frac{2}{R_0} B\omega_z \dot{U}_z(t) = 0, \quad (1)
 \end{aligned}$$

где  $B = I_0 + I_y$ ,  $R = I_0 + I_z - I_x$ ;  $I_x, I_y, I_z$  — моменты инерции поплавка;  $I, I_0$  — полярный и экваториальный моменты инерции ротора;  $c, b$  — соответственно коэффициент жесткости пружины и коэффициент демпфирования;  $R_0$  — радиус поплавка;

$$\omega_2^a(t) = \frac{4B}{HR_0} \omega_y \dot{W}(t);$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{T1}^a &= \frac{2R}{HL} \{\dot{W}_T(t) \omega_x \sin\beta + \\ & + \dot{W}_T(t) [\dot{\omega}_x \sin\beta + \omega_x \dot{\beta} \cos\beta]\}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{T2}^a(t) &= -\frac{2R}{HL} \{\dot{W}_T(t) \omega_z \cos\beta + \\ & + \dot{W}_T(t) [\dot{\omega}_z \cos\beta - \omega_z \dot{\beta} \sin\beta]\}; \end{aligned}$$

$$\dot{\omega}_1^a = 2 \frac{B}{HR_0} [(\dot{U}_\varphi + \pi \dot{W}) \dot{\omega}_z + \omega_z (\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W})];$$

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

$$W = \sum_{k=0}^{\infty} [W_k^{(1)}(t, z) \cos k\varphi + W_k^{(2)}(t, z) \sin k\varphi];$$

$$U_{\varphi,k}^{(s)} = \sum_{j=0}^{\infty} B_{\varphi,j}^{(sk)}(t) \dot{U}_{\varphi,j}^{(sk)}(z);$$

$$W_{(k)}^{(s)} = \sum_{j=0}^{\infty} C_j^{(sk)}(t) \dot{W}_j^{(sk)}(z);$$

$$\dot{U}_{\varphi,j}^{(sk)}(z) = z^{m_2} (1-z)^{n_2} U_{\varphi,j}^{(sk)}(z);$$

$$\begin{aligned} \dot{W}_j^{(sk)}(z) &= z^{m_3} (1-z)^{n_3} W_j^{(sk)}(z), \\ s &= 1, 2; \quad k = 0, 1, 2, \dots; \end{aligned}$$

$$U_{\varphi,k}^{(s)}(z, t) = \sum_{j=0}^{\infty} B_{z,j}^{(sk)}(t) \dot{U}_{\varphi,j}^{(sk)}(z);$$

$$W_k^{(s)}(z, t) = \sum_{j=0}^{\infty} C_{z,j}^{(sk)}(t) \dot{W}_j^{(sk)}(z);$$

$$\dot{U}_{\varphi,j}^{(sk)}(z) = \omega_2^{(sk)}(z) U_{\varphi,j}^{(sk)}(z);$$

$$\dot{W}_j^{(sk)}(z) = \omega_3^{(sk)}(z) W_j^{(sk)}(z);$$

$U_\varphi, W$  — упругие перемещения поверхности поплавка под действием акустической волны в направлении параллели и в плоскости шпангоута.

Рассмотрим частный случай — **циркуляция РН** с угловой скоростью  $\omega_0$ . Пусть в соответствии с полетным заданием маневр выполняется с достаточной большой угловой скоростью  $\omega_0$ . В этом случае можно принять, что  $\omega_x = \omega_y = 0$ ,  $\omega_z = \omega_0 = \text{const}$ . Такое движение реализуется носителем, например, на *программном* участке траектории, либо в режиме *наведения*. Пусть акустическое давление остается постоянным ( $P_0 = \text{const}$ ). Нетрудно установить связь между установившимся значением угла поворота поплавок  $\beta_0$ , угловой скоростью поворота РН вокруг оси чувствительности прибора и проникающим акустическим излучением  $P_0$ . Из уравнения (1) в этом случае получаем

$$\frac{1}{2} R \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + H \omega_0 \cos \beta_0 + B(\dot{\omega}_1^a + \dot{\omega}_{T1}^a - \dot{\omega}_{T2}^a) + \frac{2B}{R_0} \omega_0 \dot{U}_z + c\beta_0 = 0, \quad (2)$$

или

$$\frac{1}{2} R \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + H \omega_0 \cos \beta_0 + \frac{2B^2 \omega_0}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \omega_0 \dot{U}_z + c\beta_0 = 0, \quad (3)$$

$$\frac{1}{2} R \omega_0^2 \sin 2\beta_0 + \omega_0 \left\{ H \cos \beta_0 + \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z \right\} + c\beta_0 = 0 \quad (4)$$

Отсюда

$$\omega_0 = \frac{1}{R \sin 2\beta_0} \times \left\{ \left[ H \cos \beta_0 + \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z \right]^2 - 2Rc\beta_0 \sin 2\beta_0 \right\}^{1/2} -$$

$$-H \cos \beta_0 - \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] - \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z \}. \quad (5)$$

Для малых углов  $\beta_0$

$$\left( \left[ H \cos \beta_0 + \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z \right]^2 - 2Rc\beta_0 \sin 2\beta_0 \right)^{1/2} \approx \approx H \cos \beta_0 + \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z \} \times \times \left\{ 1 - 2Rc\beta_0 \sin 2\beta_0 \left( 2! \left[ H \cos \beta_0 + \frac{2B^2}{HLR_0} \times \times \left[ L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z \right]^2 \right)^{-1} \right) \approx \approx H \cos \beta_0 + \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z - -Rc\beta_0 \sin 2\beta_0 \left( H \cos \beta_0 + \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T \cos \beta_0] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z \right)^{-1} .$$

После подстановки в формулу (5) окончательно получаем

$$\omega_0 \approx - \frac{c\beta_0}{H + \frac{2B^2}{HLR_0} [L(\ddot{U}_\varphi + \pi \ddot{W}) - R\ddot{W}_T] + \frac{2B}{R_0} \dot{U}_z} . \quad (6)$$

При отсутствии акустической вибрации поверхности поплавок ( $\ddot{U}_\varphi = 0$ ;  $\ddot{W} = 0$ ;  $\ddot{W}_T = 0$ ;  $\dot{U}_z = 0$ ) выражение (6) приобретает известный вид, устанавливающий связь между углом поворота  $\beta_0$  гирокамеры и угловой скоростью вращения вокруг оси чувствительности гироскопа  $\omega_0$ :

$$\omega_0 \approx -\frac{c\beta_0}{H}. \quad (7)$$

Следует подчеркнуть, что формула (6) имеет место только для малых углов поворота подвижной части подвеса поплавкового прибора.

Координатные функции  $U_z(t)$ ,  $U_\varphi(t)$ ,  $W(t)$ ,  $W_T(t)$  после подстановки в выражение (6) создают возможность для качественной и количественной оценки явления. Интересно отметить, что если торцевые поверхности поплавкового подвеса акустически мягкие и в более значительной степени подвержены влиянию акустического излучения, по сравнению с боковой поверхностью в ее окружном и радиальном направлениях, т. е. имеет место соотношение

$$L[\ddot{U}_\varphi + \pi\ddot{W}] \ll R\ddot{W}_T,$$

тогда становится возможным взаимное подавление влияния друг на друга упругих перемещений подвеса под действием проникающего излучения, которое при наступлении равенства

$$\dot{U}_z(t) = \frac{BR}{HL}\ddot{W}_T(t),$$

приведет к автономному нивелированию этого влияния. Итогом будет преобразование соотношения (6) в (7), что эквивалентно бесконечному механическому импедансу подвеса в акустическом поле.

Угловую скорость РН можно представить в виде разложения  $\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3$  по ортам осей  $O\eta_1, O\zeta$  и  $Ox$ :

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{e}_1\dot{\varphi} + \mathbf{e}_2\dot{\psi} + \mathbf{e}_3\dot{\theta},$$

или в проекциях на оси, связанные с корпусом РН:

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{e}_x\omega_x + \mathbf{e}_y\omega_y + \mathbf{e}_z\omega_z.$$

В случае, когда ракета-носитель стартует с неподвижного основания (оси  $O\xi\eta\zeta$  неподвижны), проекции угловой скорости на оси  $Ox, y, z$ , связанные с корпусом РН, равны (рисунок):

$$\omega_x = \dot{\theta} - \dot{\varphi} \sin \psi,$$

$$\omega_{x_1} = \omega_x \cos \beta - \omega_z \sin \beta,$$

$$\omega_y = \dot{\varphi} \sin \theta \cos \psi + \dot{\psi} \cos \theta,$$

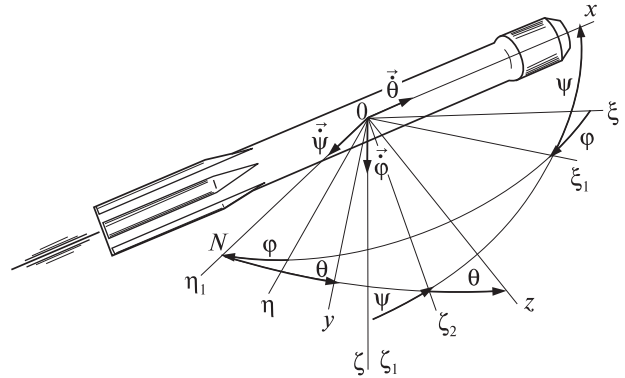


Схема углов поворота фюзеляжа РН

$$\omega_{y_1} = \omega_y + \dot{\beta},$$

$$\omega_z = \dot{\varphi} \cos \theta \cos \psi - \dot{\psi} \sin \theta,$$

$$\omega_{z_1} = \omega_x \sin \beta + \omega_z \cos \beta,$$

где  $\theta = \theta(t)$ ,  $\psi = \psi(t)$ ,  $\varphi = \varphi(t)$ .

Если старт производится с орбитальной ступени (либо иного подвижного основания), требуется предварительно угловую скорость ее движения разложить по осям  $O\xi\eta\zeta$ . Это в равной степени относится к случаю, когда необходимо учитывать угловую скорость вращения Земли.

Будем предполагать, что углы  $\psi, \theta$  и их производные по времени малы. Угловую скорость рыскания представим в виде

$$\dot{\varphi} = \omega_0 + \omega_z,$$

где  $\omega_0$  — постоянная величина, измеряемая датчиком угловых скоростей, например при выполнении циркуляции РН, а  $\omega_z \ll \omega_0$  — малое возмущение этой угловой скорости.

## ВЫВОДЫ

Таким образом, прошедшее внутрь прибора акустическое излучение высокой интенсивности — выше 150 дБ — приводит к упругим перемещениям поверхности поплавкового подвеса, как его оболочечной части, так и торцевой. Это движение будет относительным по отношению к основанию. Переносным движением будет выступать качка корпуса РН. В этих условиях будут возникать силы инерции Кориолиса и, ес-

тественно, моменты сил инерции Кориолиса, на которые неизбежно отреагирует гироскоп. В итоге упруго-напряженное состояние подвеса прибор воспримет как входную величину и повернется относительно выходной оси на соответствующий угол.

1. Анфимов Н. А., Лукьященко В. И., Синельщиков М. В. и др. Основные результаты предварительного рассмотрения проекта «Долгосрочной программы совместных российско-украинских научных исследований и технологических экспериментов на РС МКС» // Космічна наука і технологія. — 2002. — 8, № 5/6. — С. 9–14.
2. Анфимов Н. А., Синельщиков М. В., Суворов В. В., Цымбалюк М. М. Методология формирования целевой программы пилотируемого космического комплекса (ПКК) // Первая укр. конф. по перспективному космич. исслед.: Сб. тр. — Киев, 2001. — С. 11–15.
3. Лукьященко В. И., Синельщиков М. В., Суворов В. В. Основные направления разработки российско-украинской программы совместных научных исследований и технологических экспериментов на РС МКС // Первая укр. конф. по перспективному космич. исслед.: Сб. тр. — Киев, 2001. — С. 21–25.
4. Марков А. В., Кузнецов А. А., Сорокин И. В. и др. Первые шесть экспедиций на МКС: итоги и перспективы реализации программ научно-прикладных исследований и экспериментов на российском сегменте // Космічна наука і технологія. — 2003. — 9, № 5/6. — С. 12–19.
5. Мельник В. М., Карачун В. В. Инжекція акустичної енергії РН і її вплив на похибки гіроскопа // Вісник ЖІТІ. Тех. науки. — 2004. — 1, № 4 (31). — С. 135–138.
6. Тимошенко В. И., Гусьнин В. П. Использование гиперзвуковых технологий при создании перспективных транспортных систем // Космічна наука і технологія. — 1999. — 5, № 1. — С. 78–89.

Надійшла до редакції 06.11.09

V. V. Karachun, V. N. Mel'nick

#### ON ADDITIONAL ERRORS OF FLOAT GYROSCOPE DURING CIRCULATION OF A CARRIER ROCKET

We present some results of the analysis of the float bigratic gyroscope dynamics and of origin of measurement errors during manoeuvres of a carrier rocket in the mode of the operating use.