

УДК 629.07.54

В. В. Карачун, В. Н. Мельник, В. Г. Саверченко

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Некоторые аспекты влияния проникающего акустического излучения на приборы и системы инерциальной навигации

Надійшла до редакції 03.07.03

Наводяться результати теоретичних та експериментальних досліджень впливу акустичного випромінювання з боку рушійних установок РН на похибки приладів інерціальної навігації, що зумовлені дифракцією звукових хвиль на підвищі гіроскопа та чутливих елементах систем корекції.

Среди множества факторов, влияющих на ошибки систем инерциальной навигации, — продольные колебания фюзеляжа, поступательная и угловая вибрация, кинематическое возбуждение, тепловой факел (в АКС) и другие — следует особо выделить проникающее акустическое излучение со стороны маршевых двигателей. Наиболее опасными с этой точки зрения представляются режимы старта РН, разделения и разведения. В частности, при выводе КА на геостационарную орбиту с использованием разгонных блоков тяжелых носителей типа «Протон», «Зенит», «Циклон-4», «Маяк», а также для решения задач перевода КА с опорной на геостационарную орбиту проникающее акустическое воздействие может достигать 150—160 дБ, а в зоне реактивной струи — выше 180 дБ. Пространственный характер излучения и его проникающая способность не только через элементы конструкции РН (подобно звуковому мостику), но и через среду, с непредсказуемыми вариациями вектора воздействия затрудняют эффективное использование уже известных методов звукоизоляции. Кроме того, звуковые поля генерируют в приборах инерциальной навигации множество форм колебаний, которые в своей совокупности существенно ухудшают точностные характеристики.

Таким образом, актуальной представляется проблема выяснения природы взаимодействия акустического излучения с приборами и системами инер-

циальной навигации, с одной стороны, и синтез инвариантных (или частично инвариантных) конструкций — с другой.

До настоящего времени вопросы анализа силового воздействия звуковых полей на летательные аппараты ограничивались выяснением их прочностных характеристик [1, 9]. В стороне оставалось изучение вязкоупругих свойств конструкций приборов командно-измерительных комплексов и систем инерциальной навигации РН. Можно считать едва ли не единственными в отечественной науке публикации, посвященные выяснению природы прохождения звуковых волн через многофазные системы приборов РН [4] и их элементную базу, включая системы коррекции [2, 3, 5].

Мы сочли целесообразным проанализировать и в какой-то степени обобщить имеющиеся результаты в данной области знаний, очертить круг прикладных задач синтеза приборов и систем инерциальной навигации, работающих в акустических полях.

Специфика излучения звука аэродинамическим потоком обусловлена, как известно, наличием сферических звуковых волн и остро направленных волн Маха, которые и являются основным источником шума [1, 7]. Величина среднего квадрата акустического давления P может быть аппроксимирована выражением

$$\bar{P}^2 \approx \varepsilon^5 l^2 |y|^{-2} (\rho U)^2 M^4 [(1 - M \cos \theta)^2 + \varepsilon^2 M^2]^{-5/2},$$

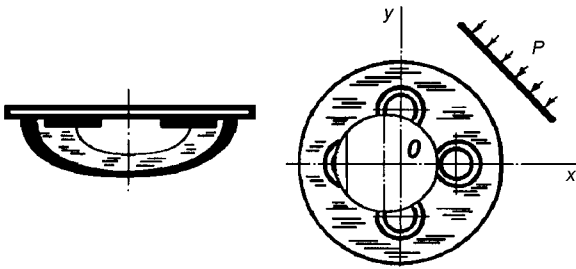


Рис. 1. Жидкостный маятниковый переключатель системы коррекции

где M — число Маха, ε — безразмерный коэффициент турбулентности, θ — угол между направлением движения вихрей и направлением излучения. При малых скоростях движения летательных аппаратов это равенство представляет собой известный «закон восьмой степени» Лайтхилла, причем максимум шума соответствует случаю, когда $M \cos \theta = 1$.

Часть излучаемой звуковой энергии при этом поглощается ребрами шпангоутов, другая — погонной массой летательного аппарата. Исследования показали, что проникающее внутрь командно-измерительного комплекса акустическое излучение может стать причиной существенного ухудшения точностных характеристик бортовой аппаратуры, в частности навигационных систем. В некоторых случаях звуковые поля могут даже стать определяющими с точки зрения работоспособности приборов в целом. Речь идет о возникновении пространственного или пространственно-частотного резонанса.

Проиллюстрируем вышесказанное на примере анализа погрешностей некоторых типов приборов и систем инерциальной навигации — дифференцирующего и интегрирующего поплавковых гироскопов, гироскопа направления, гироскопа горизонта, трехосной гиростабилизированной платформы.

К слову, предположение о повышенной уязвимости некорректируемых систем по сравнению с корректируемыми, как оказалось, не всегда подтверждается. Объясняется это тем, что чувствительные элементы систем коррекции подвержены действию проникающего акустического излучения не меньше, чем некорректируемый прибор в целом. Так, в гироскопе со смешанной коррекцией от жидкостного маятникового переключателя (ЖМП) под действием проникающей звуковой волны пузырек газа будет совершать вынужденное движение в сторону распространяющейся волны давления, что приведет в итоге к ложному включению системы коррекции, и следовательно, погрешности построе-

ния вертикали места (рис. 1).

Для реальной, несжимаемой жидкости движение пузырька в этом случае будет описываться уравнением вида [5]

$$M\ddot{U} + b\dot{U} + c_1U + m\ddot{U} + \alpha\dot{U} = (M^0 + m)[\delta_1(t) - \delta_1(t - 1)] + \alpha[\delta_0(t) - \delta_0(t - 1)], \quad (1)$$

где M — масса пузырька, m — присоединенная масса, M^0 — масса вытесненной пузырьком жидкости, b — коэффициент демпфирования, c_1 — коэффициент упругости, α — коэффициент вязкого сопротивления движению пузырька, $\delta_1(t)$ — дельта-функция Дирака, $\delta_0(t)$ — единичная функция Хевисайда.

Решая уравнение (1), можно установить закон движения пузырька:

$$U(t) = \omega^{-1} \exp(-\nu t) [(M^0 + m)(M + m)^{-1} - \alpha \nu c_1^{-1}] \times [\sin \omega t - \exp \nu \sin \omega(t - 1)] - \alpha c_1^{-1} \exp(-\nu t) [\cos \omega t - \exp \nu \cos \omega(t - 1)] + \alpha c_1^{-1} [\delta_0(t) - \delta_0(t - 1)], \quad (2)$$

где

$$\omega^2 = c_1(M + m)^{-1} - \nu^2, \\ \nu = (\alpha + b)[2(M + m)]^{-1}.$$

Как частный случай из соотношения (2) можно определить величину предельного перемещения.

Используемые для решения задач построения заданных ориентирных направлений, в частности при решении вопросов курсоуказания, трехстепенные свободные гироскопы под действием проникающего акустического излучения также имеют погрешности. Так, при воздействии звуковой волны в 155—160 дБ ось фигуры имеет систематический дрейф, приводящий через 25—30 мин к потере одной степени свободы. Поясним это с помощью приводимой ниже схемы (рис. 2).

Воздействие волны давления на вертикальные плоскости наружной рамки приводит к появлению момента-помехи M_2 , влияние которого нивелируется межрамочной коррекцией. Действие на горизонтальные плоскости не приводит к появлению момента относительно внутренней оси подвеса.

Механизм воздействия звукового поля на внутреннюю рамку несколько сложнее. Здесь в основном проявляется вредное влияние антисимметричной составляющей акустического давления P_a , приводящей к дрейфу ω_a оси гироскопа [2]:

$$\omega_a = \frac{M_1}{J\Omega \sin(\omega_a, \hat{H})} =$$

$$= \rho [J\Omega \sin(\omega_a, \hat{H})]^{-1} \int_s \left[y \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) + \right.$$

$$\left. + y \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_z, \hat{\xi}) - z \frac{\partial \Phi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) - z \frac{\partial \varphi}{\partial t} \cos(n_y, \hat{\xi}) \right] dS, \quad (3)$$

где $\Phi(\xi) = \exp i(\omega t - k\xi \cos \theta)$ — потенциал скорости падающей волны, φ — потенциал отраженной волны, J , Ω , H — соответственно момент инерции ротора, его угловая скорость вращения и кинетический момент.

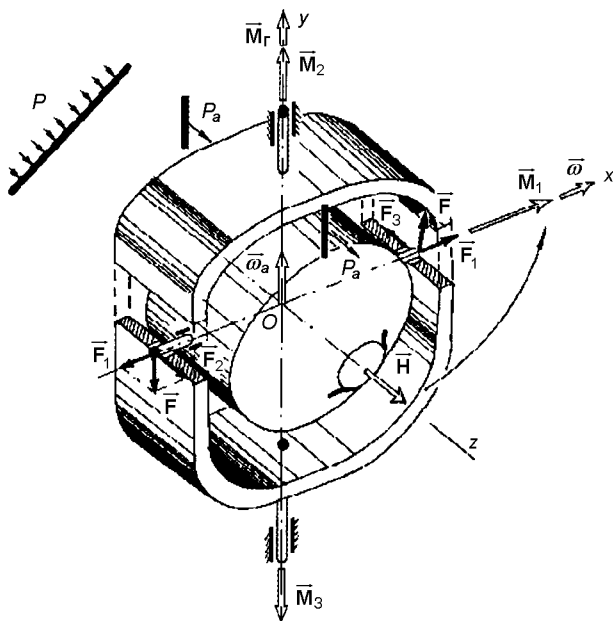


Рис. 2. Механизм взаимодействия акустической волны с гироскопом

С другой стороны, четные формы акустической вибрации крышек внутренней рамки приведут к принудительному повороту ротора вокруг оси, перпендикулярной к вектору кинетического момента H и послужат причиной погрешности курсоуказания [6].

Обращает на себя внимание тот факт, что конструкторские усовершенствования подвеса гироскопа, эффективно решая задачи повышения точности приборов при отсутствии звукового нагружения, оказываются бессильными нейтрализовать его отрицательное влияние в случае проникающего акустического излучения. Так, струнный подвес трехстепенного гироскопа, колеблясь в звуковом поле, приводит к девиации главной оси (рис. 3), а упругий перекрестный шарнир двухстепенного гироскопа вследствие изгибных колебаний под действием звуковой волны приводит к погрешности дифференцирующего гироскопа в виде реакции прибора на «ложную» угловую скорость (рис. 4) [3].

Экспериментальные исследования двухстепенного поплавкового гироскопа, нашедшего широкое применение в роли чувствительного элемента трехосных гиростабилизированных платформ, показали, что дифракция звуковых волн на подвесе приводит к появлению систематической погрешности измерений (рис. 5), и наличие жидкофазной части подвеса не изолирует, а наоборот, способствует более интенсивной трансляции звукового излучения внутрь прибора [4].

В том случае, когда требования точности построения триортогональной системы координат велики, а массогабаритные характеристики менее жестки, для построения опорной системы координат используют трехосную гиростабилизированную платформу (ГСП). Она позволяет создать в пространстве плоскость определенной угловой ориентации (рис. 6).

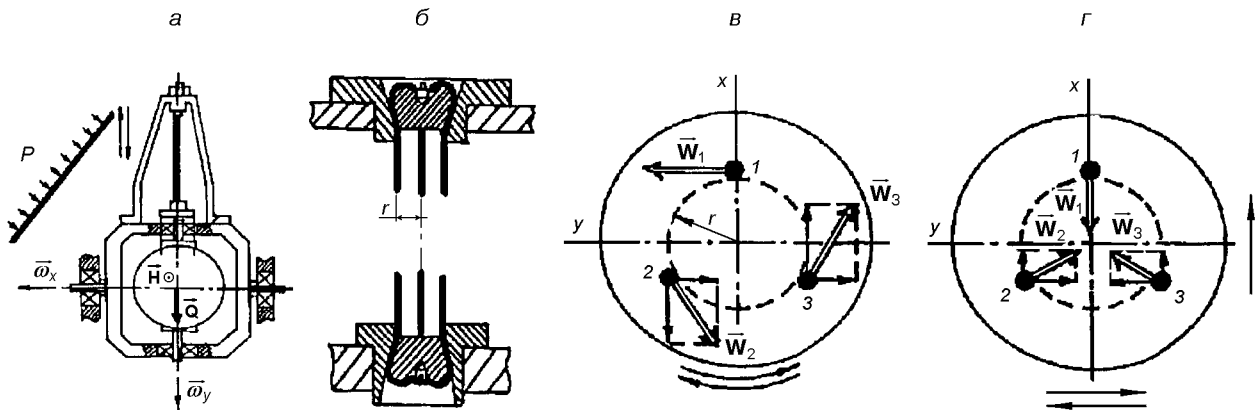


Рис. 3. Струнный подвес: а — общий вид свободного астатического гироскопа, б — подвес с тремя струнами, в, г — перемещения точек крепления подвеса под действием акустической волны

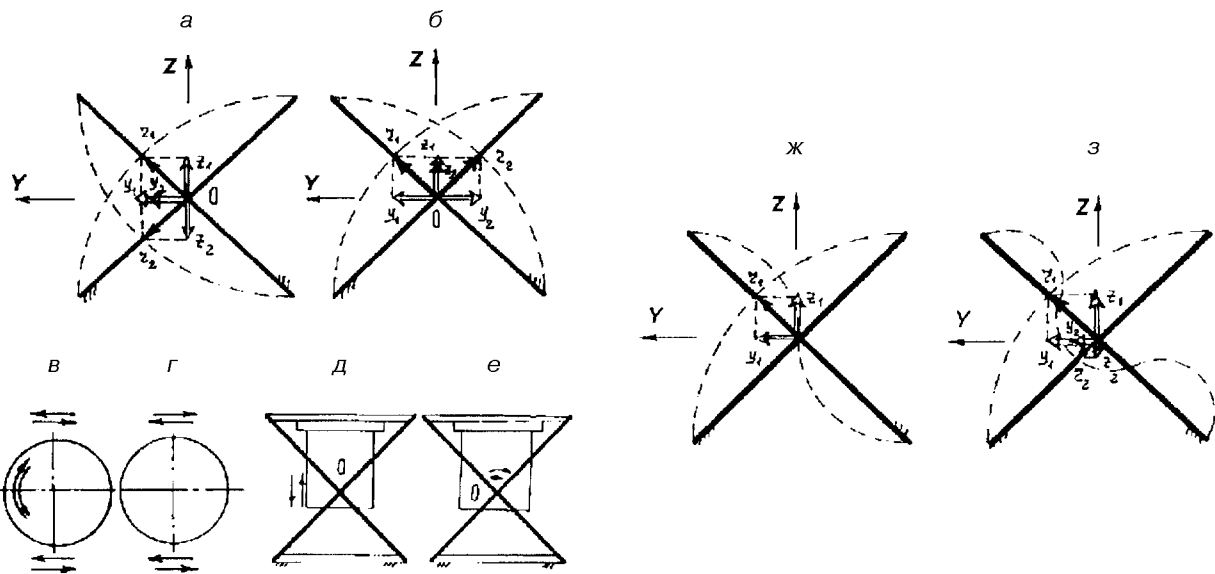


Рис. 4. Перекрестный упругий шарнир для подвеса двухстепенного гироскопа: а—з — различные формы изгибных перемещений пластин подвеса

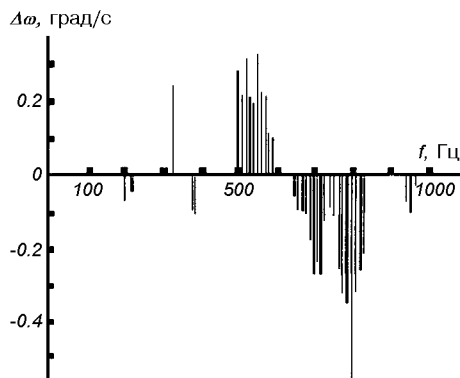


Рис. 5. Погрешность ДУСУ при акустическом воздействии 161 дБ

В отличие от двухосных, здесь возможно построение площадки, которая не только запоминает направление ее нормали, но и сохраняет неподвижными все три координатные оси, с ней связанные. Трехосный силовой гиросtabilизатор обладает также рядом существенных достоинств по сравнению с индикаторными гироскопами направления и гироскопами вертикали (так, задачу стабилизации может решать система из двух свободных гироскопов). Одно из них — отсутствие в показаниях кардановой и виражной погрешности.

Трехосная стабилизированная платформа, как известно, имеет погрешности построения неподвижной системы координат, обусловленные качкой основания, а также непосредственно системой ста-

билизации — трением, упругостью, люфтами редукторов и т. п. Но в основном ее уходы обусловлены погрешностями двухстепенных гироскопов, играющих роль чувствительных элементов ГСП. Как показывают исследования, кроме уже изученных возмущающих факторов, на гироскопические датчики оказывают влияние акустические поля, которые имеют место в натуральных условиях. Упругое взаимодействие их с механическими системами приборов содействует возникновению в последних волновых процессов, приводящих в своей совокупности к дополнительным, акустическим, погрешностям. Проанализируем это явление более подробно на примере ГСП с одним гироскопическим чувствительным элементом по каждой оси (рис. 6). Достоинства таких схем заключаются в том, что трехосные платформы с силовой гироскопической стабилизацией могут использоваться как свободные платформы, сохраняющие заданное направление по отношению к условно неподвижным звездам (с точностью до собственных уходов чувствительных элементов), так и как корректируемые.

Трехосная гироскопическая платформа в условиях либо детерминированного, либо случайного углового движения основания, как известно, имеет собственные уходы относительно всех трех осей. Наиболее существенными из всех возмущающих факторов следует считать перекрестные связи по гироскопическим моментам $H_1 \beta_1 \omega_y$, $H_2 \beta_2 \omega_x$, $H_3 \beta_3 \omega_z$, которые возникают при отклонении гироскопов относительно осей подвеса. Вместе с тем,

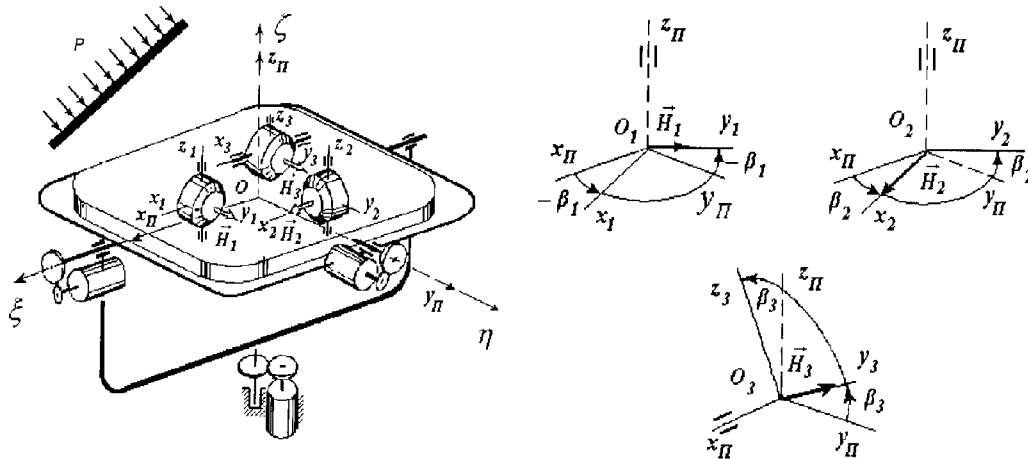


Рис. 6. Кинематическая схема трехосной гиросtabilизированной платформы

кроме самостоятельного нежелательного воздействия, кинематическое возмущение в совокупности с акустической вибрацией конструкции приборов также приводит к дополнительным погрешностям чувствительных элементов ГСП [10].

Следует отметить, что в трехосной платформе, даже при достаточно малых углах поворота подвижной части двухстепенных гироскопов, всегда имеют место взаимные связи между каналами стабилизации, именуемые перекрестными. Их можно разделить на четыре вида — перекрестные связи по гироскопическому моменту (как уже отмечено), перекрестные связи по углу прецессии, по моментам стабилизирующих двигателей и связи, которые зависят от соотношения моментов инерции платформы относительно различных осей и моментов инерции гиromотора относительно соответствующей оси.

Известно, что влияние перекрестной угловой скорости может быть уменьшено использованием двухроторных датчиков, гироскопов с принудительным возвратом на нуль, а также датчиков с электрической пружиной. Все эти методы имеют свои достоинства и недостатки.

Так, использование вращения опор карданова подвеса гироскопов нецелесообразно из-за невозможности применения поплавковых датчиков. Метод принудительного вращения подвеса гироскопа вокруг оси, параллельной вектору кинетического момента, также непригоден в силу возникающих в этом случае гироскопических моментов, приводящих к дополнительным погрешностям чувствительных элементов ГСП. К тому же компенсация этих моментов усложняет практическую реализацию этого метода автокомпенсации.

Основным недостатком метода реверсирования

вектора кинетического момента является компенсация уходов в среднем за период реверса, а метода двухканальности — некоторое увеличение массогабаритных характеристик и лишь усреднение проявления внутренних моментов-помех у гироскопа.

Исследования показывают, что при работе в акустических полях эти методы не являются эффективным средством борьбы с внешними возмущениями. В лучшем случае, они усредняют во времени проявление звукового излучения. Поэтому следует разработать и апробировать иные подходы для оптимизации функционирования ГСП. Наиболее перспективным для этих целей является перфорированный экран, прошедший натурные испытания в звуковых полях высокой интенсивности.

Линеаризованные дифференциальные уравнения движения платформы имеют вид [10]

$$\begin{aligned}
 A\dot{\omega}_x + A\dot{\omega}_{21}^a - H_1\dot{\beta}_1 - k_1F_1(\beta_1) &= M_x, \\
 I_1\ddot{\beta}_1 + f_1\dot{\beta}_1 + H_1\omega_x + H_1\omega_{21}^a &= \\
 = M_{z1} - H_1\beta_1\omega_y - H_1\beta_1\omega_{22}^a, \\
 B\dot{\omega}_y + B\dot{\omega}_{22}^a + H_2\dot{\beta}_2 + k_2F_2(\beta_2) &= M_y, \\
 I_2\ddot{\beta}_2 + f_2\dot{\beta}_2 - H_2\omega_y - H_2\omega_{22}^a &= \\
 = M_{z2} - H_2\beta_2\omega_x - H_2\beta_2\omega_{21}^a, \\
 C\dot{\omega}_z + C\dot{\omega}_{23}^a + H_3\dot{\beta}_3 + k_3F_3(\beta_3) &= M_z, \\
 I_3\ddot{\beta}_3 + f_3\dot{\beta}_3 - H_3\omega_z - H_3\omega_{23}^a &= \\
 = M_{x3} - H_3\beta_3\omega_y - H_3\beta_3\omega_{22}^a,
 \end{aligned} \tag{4}$$

где A, B, C — моменты инерции ГСП совместно с подвесом относительно осей $x_{\Pi}, y_{\Pi}, z_{\Pi}$ соответственно, f_x, f_y, f_z — коэффициенты моментов вязкого

трения платформы, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — проекции угловой скорости платформы на оси $x_{\text{П}}, y_{\text{П}}, z_{\text{П}}, M_x, M_y, M_z$ — проекции внешних моментов на оси стабилизации, I_x, I_y, I_z — моменты инерции подвижной части гироскопов относительно осей прецессии, $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ — углы прецессии гироскопов, H_1, H_2, H_3 — кинетические моменты роторов гироскопов, f_1, f_2, f_3 — коэффициенты моментов вязкого трения поплавковых чувствительных элементов, M_{z1}, M_{z2}, M_{x3} — проекции внешних моментов на оси прецессии, $F_1(\beta_1), F_2(\beta_2), F_3(\beta_3)$ — функции, характеризующие зависимость между моментами стабилизирующих двигателей и соответствующими углами прецессии, ω_{2i}^a ($i = 1, 2, 3$) — «ложная» угловая скорость, на которую реагирует поплавок чувствительный элемент ГСП, вызванная влиянием акустического излучения на подвес гироскопа:

$$\begin{aligned} M_{z1} &= -I_1 \dot{\omega}_z - I_1 \dot{\omega}_{11}^a - M_{\text{T1}} \text{sign} \dot{\beta}_1 + M_{\text{д61}}, \\ M_{z2} &= -I_2 \dot{\omega}_z - I_2 \dot{\omega}_{12}^a - M_{\text{T2}} \text{sign} \dot{\beta}_2 + M_{\text{д62}}, \\ M_{x3} &= -I_3 \dot{\omega}_x - I_3 \dot{\omega}_{13}^a - M_{\text{T3}} \text{sign} \dot{\beta}_3 + M_{\text{д63}}, \end{aligned} \quad (5)$$

$M_{\text{T1}}, M_{\text{T2}}, M_{\text{T3}}$ — моменты трения на осях прецессии гироскопов, $M_{\text{д61}}, M_{\text{д62}}, M_{\text{д63}}$ — моменты дебаланса гироскопов, $\dot{\omega}_{11}^a, \dot{\omega}_{12}^a, \dot{\omega}_{13}^a$ — дополнительное угловое ускорение подвижной части поплавковых чувствительных элементов вследствие акустической вибрации поверхности подвеса:

$$\begin{aligned} \omega_{21}^a &= \frac{4I_{\text{П1}} \omega_z \dot{W}(t)}{H_1 R_1}, \\ \omega_{22}^a &= \frac{4I_{\text{П2}} \omega_y \dot{W}(t)}{H_2 R_2}, \quad \omega_{23}^a = \frac{4I_{\text{П3}} \omega_x \dot{W}(t)}{H_3 R_3}, \\ \dot{\omega}_{11}^a &= \\ &= \frac{2I_1}{H_1 R_1} \{ [\dot{\omega}_y \sin \beta_1 + \dot{\omega}_x \cos \beta_1 + \dot{\beta}_1 (\omega_y \cos \beta_1 - \omega_x \sin \beta_1)] \times \\ &\quad \times [m_{\text{T1}} R_1 L_1 \dot{W}_{\text{T1}}(t) + I_{\text{П1}} (\dot{V}_1(t) + \pi \dot{W}_1(t))] + \\ &\quad + (\omega_y \sin \beta_1 + \omega_x \cos \beta_1) \times \\ &\quad \times [m_{\text{T1}} R_1 L_1 \ddot{W}_{\text{T1}}(t) + I_{\text{П1}} (\ddot{V}_1(t) + \pi \ddot{W}_1(t))] \}, \\ \dot{\omega}_{12}^a &= \\ &= \frac{2I_2}{H_2 R_2} \{ [\dot{\omega}_x \sin \beta_2 + \dot{\omega}_z \cos \beta_2 + \dot{\beta}_2 (\omega_x \cos \beta_2 - \omega_z \sin \beta_2)] \times \\ &\quad \times [m_{\text{T2}} R_2 L_2 \dot{W}_{\text{T2}}(t) + I_{\text{П2}} (\dot{V}_2(t) + \pi \dot{W}_2^*(t))] + \\ &\quad + (\omega_x \sin \beta_2 + \omega_z \cos \beta_2) \times \\ &\quad \times [m_{\text{T2}} R_2 L_2 \ddot{W}_{\text{T2}}(t) + I_{\text{П2}} (\ddot{V}_2(t) + \pi \ddot{W}_2(t))] \}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{13}^a &= \\ &= \frac{2I_3}{H_3 R_3} \{ [\dot{\omega}_y \sin \beta_3 + \dot{\omega}_z \cos \beta_3 + \dot{\beta}_3 (\omega_y \cos \beta_3 - \omega_z \sin \beta_3)] \times \\ &\quad \times [m_{\text{T3}} R_3 L_3 \dot{W}_{\text{T3}}(t) + I_{\text{П3}} (\dot{V}_3(t) + \pi \dot{W}_3(t))] + \\ &\quad + (\omega_y \sin \beta_3 + \omega_z \cos \beta_3) \times \\ &\quad \times [m_{\text{T3}} R_3 L_3 \ddot{W}_{\text{T3}}(t) + I_{\text{П3}} (\ddot{V}_3(t) + \pi \ddot{W}_3(t))] \}, \end{aligned}$$

R_i — радиусы поплавков i -го гироскопа, L — длины поплавков, $I_{\text{Пi}}$ — моменты инерции подвижной части поплавков относительно входной оси гироскопа, m_{Ti} — массы торцов поплавка, $W_{\text{Ti}}(t)$ — прогибы торцов под действием акустического излучения, $V_i(t), W_i(t)$ — перемещения элементов цилиндрической поверхности поплавка в плоскости шпангоута (V_i — тангенциальные составляющие, W_i — радиальные составляющие),

$$\begin{aligned} \dot{V}_i &= i\omega V_i, & \ddot{V}_i &= -\omega^2 V_i, \\ \dot{W}_i &= i\omega W_i, & \ddot{W}_i &= -\omega^2 W_i, \\ \dot{W}_{\text{T}i} &= i\omega W_{\text{T}i}, & \ddot{W}_{\text{T}i} &= -\omega^2 W_{\text{T}i}, \end{aligned}$$

$$V_i = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} V_{\text{mni}} \exp(im\beta_{\text{Пi}}) \sin \frac{n\pi z}{L_i},$$

$$W_i = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} W_{\text{mni}} \exp(im\beta_{\text{Пi}}) \sin \frac{n\pi z}{L_i},$$

$$V_i = -im \frac{F_{\text{mni}}}{\Delta_{\text{mni}}},$$

$$W_{\text{mni}} = \left[\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L_i} \right)^2 \right] \frac{F_{\text{mni}}}{\Delta_{\text{mni}}}, \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \Delta_{\text{mni}} &= m^2 + \left[\omega^2 \rho - m^2 - \frac{1-\sigma}{2} \left(\frac{n\pi}{L_i} \right)^2 \right] \times \\ &\quad \times \left\{ (\omega^2 \rho + 1) + c^2 \left[\left(\frac{m}{R_i} \right)^2 + \left(\frac{n\pi}{L_i} \right)^2 \right] \right\}, \end{aligned}$$

$$m = 0, \pm 1, \pm 2, \dots, \quad n = 0, 1, 2, 3 \dots,$$

$$F_{\text{mni}} = l_{\text{mni}} P_0 \exp(i\omega t),$$

$$l_{\text{mni}} = \frac{2n\pi [1 - (-1)^n]}{(n\pi)^2 - (k_0 L_i)^2} \times$$

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

где $q = \sin\beta_{\text{ПН}}\sin\varepsilon_1\sin\varepsilon_2$, $k_0Li \neq n\pi$, $\beta_{\text{ПН}}$ — центральный угол в плоскости шпангоута, $k_0 = \omega/330 = \omega/c_0$, m^{-1} — волновое число, P_0 — давление в падающей звуковой волне, дБ, $W_{\text{ТН}} = W_{\text{Т0i}}\exp(i\omega t)$ (рис. 7), $W_{\text{Т0i}} = c^j u_j$, $j = 1, 2, \dots, 6$,

$$u_1 = \left(1 - \frac{x^2}{R_1^2} - \frac{y^2}{R_1^2}\right)^2, \quad u_2 = \frac{x}{R_1}u_1, \quad u_3 = \frac{y}{R_1}u_1, \\ u_4 = \frac{x^2}{R_1^2}u_1, \quad u_5 = \frac{y^2}{R_1^2}u_1, \quad u_6 = \frac{xy}{R_1^2}u_1,$$

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

$$= \frac{R_1^4}{64D_1}P_0 \begin{pmatrix} 4 & 0 & 0 & 5 & 5 & 0 \\ 0 & 9 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 9 & 0 & 0 & 0 \\ 5 & 0 & 0 & 19 & 7 & 0 \\ 5 & 0 & 0 & 7 & 19 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 6 \end{pmatrix}^{-1} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} 4 - 2\left(\frac{\lambda_1}{2}\right)^2 \\ i6 \cdot \frac{\lambda_1}{2} \cos\varepsilon \\ -i6 \cdot \frac{\lambda_1}{2} \sin\varepsilon \\ 5 - 2(2 + \cos 2\varepsilon) \left(\frac{\lambda_1}{2}\right)^2 \\ 5 - 2(2 - \cos 2\varepsilon) \left(\frac{\lambda_1}{2}\right)^2 \\ 2\left(\frac{\lambda_1}{2}\right)^2 \sin 2\varepsilon \end{pmatrix},$$

$D_1 = \frac{E_i h_i}{12(1-\sigma)}$ — цилиндрическая жесткость торца,

$$\left(\frac{\lambda_1}{2}\right)^2 = \frac{1}{4}(\cos^2\theta_1 \sin^2\theta + \sin^2\theta_1)(k_0 R_1)^2 \ll 1.$$

Пусть основание (корпус носителя) испытывает детерминированное возмущение, чисто периодическое с постоянной частотой и амплитудой, заданное неслучайными функциями времени:

$$M_x = M_x^* + M_x^0 \sin\gamma_1 t, \\ M_y = M_y^* + M_y^0 \sin(\gamma_2 t + \eta_2), \\ M_z = M_z^* + M_z^0 \sin(\gamma_3 t + \eta_3), \quad (8)$$

где M_x^0, M_y^0, M_z^0 — амплитудные значения моментов, M_x^*, M_y^*, M_z^* — постоянные составляющие.

Нетрудно показать, что учет постоянных составляющих моментов не внесет изменений в искомый

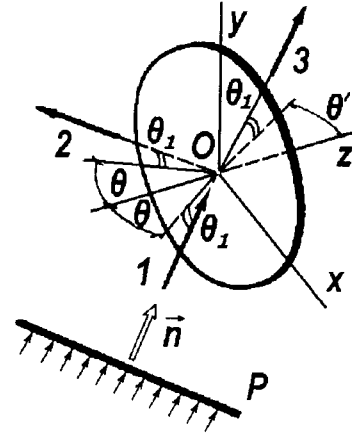


Рис. 7. Схема прохождения звуковой волны через торец поплавка: 1 — падающая волна, 2 — отраженная волна, 3 — прошедшая волна

результат. Поэтому положим $M_x^* = M_y^* = M_z^* = 0$.

Решения системы (4) будем отыскивать методом последовательных приближений:

$$\begin{aligned} (\omega_x + \omega_{21}^a) &= \omega_x^0 + X_1 + \dots, \\ (\omega_y + \omega_{22}^a) &= \omega_y^0 + Y_1 + \dots, \\ (\omega_z + \omega_{23}^a) &= \omega_z^0 + Z_1 + \dots, \\ \beta_1 &= \beta_1^0 + \delta_1 + \dots, \\ \beta_2 &= \beta_2^0 + \delta_2 + \dots, \\ \beta_3 &= \beta_3^0 + \delta_3 + \dots, \end{aligned} \quad (9)$$

Здесь $\omega_x^0, \omega_y^0, \omega_z^0, \beta_1^0, \beta_2^0, \beta_3^0$ — решения линейного приближения, полученные без учета нелинейных членов (гироскопических моментов из-за перекрестных связей), X — добавки к решению соответственно первого и т. д. порядка малости.

При отбрасывании нелинейных членов $H_1 \beta_1 \omega_y, H_2 \beta_2 \omega_x, H_3 \beta_3 \omega_y$, уравнения системы (4) могут попарно рассматриваться как уравнения трех независимых систем стабилизации, находящихся под действием возмущений M_x, M_y и M_z . Реакция систем на эти возмущения и представляет собой решения линейного приближения $\omega_x^0, \omega_y^0, \omega_z^0, \beta_1^0, \beta_2^0$ и β_3^0 .

После подстановки выражения (8) в (4) опять получаются линейные уравнения, но относительно переменных X и δ_3 , по форме аналогичные уравнениям линейного приближения, хотя в правых частях уже будут члены $H_1(\beta_1^0 + \delta_1)(\omega_y^0 + Y_1), H_2(\beta_2^0 + \delta_2)(\omega_x^0 + X_1)$ и $H_3(\beta_3^0 + \delta_3)(\omega_y^0 + Y_1)$.

Полагая, что величины X и δ_3 значительно меньше соответствующих решений линейного прибли-

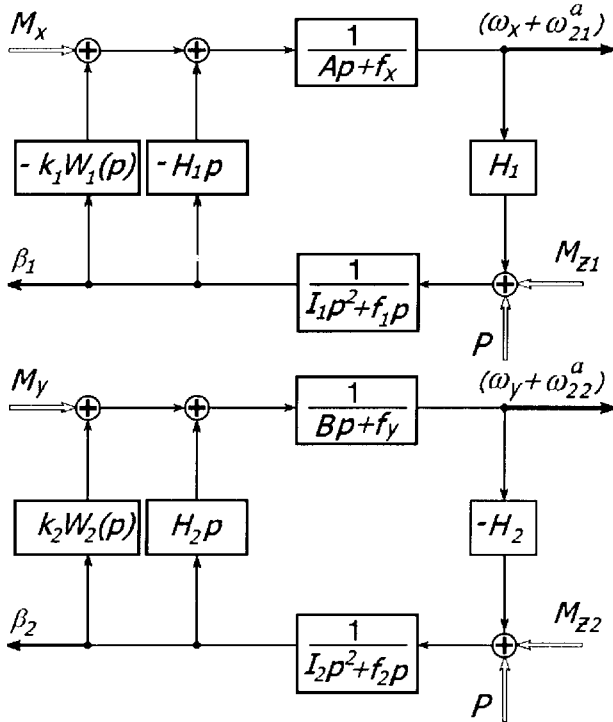


Рис. 8. Структурная схема гиросtabilизированной платформы в линейном приближении

жения, можно записать:

$$\begin{aligned} H_1(\beta_1^0 + \delta_1)(\omega_y^0 + Y_1) &\approx H_1 \beta_1^0 \omega_y^0 = M_{Z1}^{\Pi}, \\ H_2(\beta_2^0 + \delta_2)(\omega_x^0 + X_1) &\approx H_2 \beta_2^0 \omega_x^0 = M_{Z2}^{\Pi}, \\ H_3(\beta_3^0 + \delta_3)(\omega_y^0 + Y_1) &\approx H_3 \beta_3^0 \omega_y^0 = M_{X3}^{\Pi}. \end{aligned} \quad (10)$$

Таким образом, задача нахождения решений первого приближения сводится опять к определению реакций двух независимых линейных систем на возмущения M_{Z1}^{Π} и M_{Z2}^{Π} , которые являются следствием перекрестного влияния каналов стабилизации.

Аналогично, при необходимости, могут быть найдены второе, третье и последующие приближения.

Первые четыре уравнения систем (4) могут решаться независимо от последних двух, поэтому в дальнейшем анализируем систему из первых четырех уравнений без изучения динамики гиросtabilизатора как замкнутой системы.

Цепи стабилизации условно считаем разомкнутыми, вместе с тем будем учитывать малые угловые колебания платформы относительно осей x_{Π} и y_{Π} , соответствующие погрешностям стабилизации.

В линейном приближении уравнения двух каналов стабилизации распадаются на следующие две несвязанные подсистемы:

$$\begin{aligned} A\dot{\omega}_x^0 + f_x \dot{\omega}_x^0 - H_1 \dot{\beta}_1^0 - k_1 F_1(\beta_1^0) &= M_x, \\ I_1 \ddot{\beta}_1^0 + f_1 \dot{\beta}_1^0 + H_1 \omega_x^0 + H_1 \omega_{21}^a &= 0, \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{aligned} B\dot{\omega}_y^0 + f_y \dot{\omega}_y^0 + H_2 \dot{\beta}_2^0 + k_2 F_2(\beta_2^0) &= M_y, \\ I_2 \ddot{\beta}_2^0 + f_2 \dot{\beta}_2^0 - H_2 \omega_y^0 - H_2 \omega_{22}^a &= 0. \end{aligned} \quad (12)$$

Реакция ГСП на периодические возмущения будет состоять из вынужденных и собственных колебаний. Полагаем, что последние достаточно быстро затухают.

Тогда решения систем (11) и (12) при гармонических воздействиях легко получить по частотным характеристикам системы:

$$\begin{aligned} \omega_x^0 &= M_x^0 A_1(\gamma_1) \sin[\gamma_1 t + \varphi_1(\gamma_1)], \\ \beta_1^0 &= M_x^0 A_2(\gamma_1) \sin[\gamma_1 t + \varphi_2(\gamma_1)], \\ \omega_y^0 &= M_y^0 A_3(\gamma_2) \sin[\gamma_2 t + \varphi_3(\gamma_2) + \eta_2], \\ \beta_2^0 &= M_y^0 A_4(\gamma_2) \sin[\gamma_2 t + \varphi_4(\gamma_2) + \eta_2], \end{aligned} \quad (13)$$

где $A_i(\gamma_i)$, $A_j(\gamma_j)$, $\varphi_i(\gamma_i)$, $\varphi_j(\gamma_j)$ — соответственно амплитудно-частотные и фазо-частотные характеристики тракта между входным воздействием и рассматриваемой выходной величиной, $i = 1, 2, j = 3, 4$.

Структурные схемы платформы в линейном приближении представлены на рис. 8. Соответствующие им передаточные функции платформы определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \Phi_1(p) &= \frac{\omega_x(p) + \omega_{21}^a(p)}{M_x(p)} = \frac{I_1 p^2 + f_1 p}{\Delta_1}, \\ \Phi_2(p) &= \frac{\beta_1(p)}{M_x(p)} = \frac{H_1}{\Delta_1}, \\ \Phi_3(p) &= \frac{\omega_y(p) + \omega_{22}^a(p)}{M_y(p)} = \frac{I_2 p^2 + f_2 p}{\Delta_2}, \\ \Phi_4(p) &= \frac{\beta_2(p)}{M_y(p)} = \frac{H_2}{\Delta_2}, \end{aligned} \quad (14)$$

$$\Phi_5(p) = \frac{\omega_x(p) + \omega_{21}^a(p)}{P + M_{Z1}(p)} = \frac{-H_1 p - k_1 W_1(p)}{\Delta_1},$$

$$\Phi_6(p) = \frac{\omega_y(p) + \omega_{22}^a(p)}{P + M_{Z2}(p)} = \frac{H_2 p + k_2 W_2(p)}{\Delta_2},$$

где

$$\Delta_1 = AI_1 p^3 + (I_1 f_x + Af_1)p^2 + (f_x f_1 + H_1^2)p + k_1 H_1 W_1(p),$$

$$\Delta_2 = BI_2 p^3 + (I_2 f_y + Bf_2)p^2 + (f_y f_2 + H_2^2)p + k_2 H_2 W_2(p).$$

(15)

Из выражений (15) следует, что постоянных составляющих угловых скоростей $\omega_x + \omega_{21}^a$ и $\omega_y + \omega_{22}^a$ линейное приближение не выявляет.

Перейдем к рассмотрению первого приближения. Подставляя (9) в (4), с учетом (11) и (12) получаем систему линейных уравнений, где M_{Z1}^{Π} и M_{Z2}^{Π} определяются соотношениями (10):

$$\begin{aligned} A\dot{X}_1 + f_x X_1 - H_1 \dot{\delta}_1 - k_1 F_1(\delta_1) &= 0, \\ I_1 \ddot{\delta}_1 + f_1 \dot{\delta}_1 + H_1 X_1 + H_1 \omega_{21}^a &= M_{Z1}^{\Pi}, \\ B\dot{Y}_1 + f_y Y_1 + H_2 \dot{\delta}_2 - k_2 F_2(\delta_2) &= 0, \\ I_2 \ddot{\delta}_2 + f_2 \dot{\delta}_2 - H_2 Y_1 - H_2 \omega_{22}^a &= M_{Z2}^{\Pi}, \end{aligned} \quad (16)$$

Подставляя в выражение (12) решения (11), находим

$$\begin{aligned} M_{Z1}^{\Pi} &= \\ &= -H_1 M_x^0 M_y^0 A_2(\gamma_1) A_3(\gamma_2) \sin(\gamma_1 t + \varphi_2) \sin(\gamma_2 t + \varphi_3 + \eta_2), \\ M_{Z2}^{\Pi} &= \\ &= -H_2 M_x^0 M_y^0 A_1(\gamma_1) A_4(\gamma_2) \sin(\gamma_1 t + \varphi_1) \sin(\gamma_2 t + \varphi_4 + \eta_2). \end{aligned}$$

Элементарные преобразования дают возможность записать эти соотношения в виде

$$\begin{aligned} M_{Z1}^{\Pi} &= -\frac{1}{2} H_1 M_x^0 M_y^0 A_2(\gamma_1) A_3(\gamma_2) \times \\ &\times \{ \cos[(\gamma_1 - \gamma_2)t + \varphi_2(\gamma_1) - \varphi_3(\gamma_2) - \eta_2] - \\ &- \cos[(\gamma_1 + \gamma_2)t + \varphi_2(\gamma_1) + \varphi_3(\gamma_2) - \eta_2] \}, \\ M_{Z2}^{\Pi} &= -\frac{1}{2} H_2 M_x^0 M_y^0 A_1(\gamma_1) A_4(\gamma_2) \times \\ &\times \{ \cos[(\gamma_1 - \gamma_2)t + \varphi_1(\gamma_1) - \varphi_4(\gamma_2) - \eta_2] - \\ &- \cos[(\gamma_1 + \gamma_2)t + \varphi_1(\gamma_1) + \varphi_4(\gamma_2) - \eta_2] \}. \end{aligned} \quad (17)$$

Возмущения на осях прецессии чувствительных элементов ГСП, таким образом, будут представлять собой периодические моменты-помехи разностной $(\gamma_1 - \gamma_2)$ и суммарной $(\gamma_1 + \gamma_2)$ частот. Следовательно и реакция платформы на эти возмущения также будет содержать разностную и суммарную частоту (рис. 9, а).

В случае равенства частот возмущающих факторов $(\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma)$ выражение (17) преобразуется:

$$\begin{aligned} M_{Z1}^{\Pi} &= -\frac{1}{2} H_1 M_x^0 M_y^0 A_2(\gamma) A_3(\gamma) \times \\ &\times \{ \cos[\varphi_2(\gamma) - \varphi_3(\gamma) - \eta_2] - \\ &- \cos 2\gamma t \cos[\varphi_2(\gamma) + \varphi_3(\gamma) - \eta_2] + \\ &+ \sin 2\gamma t \sin[\varphi_2(\gamma) + \varphi_3(\gamma) - \eta_2] \} = \\ &= -\frac{1}{2} H_1 M_x^0 M_y^0 A_2(\gamma) A_3(\gamma) \{ \cos[\varphi_2(\gamma) - \varphi_3(\gamma) - \eta_2] - \end{aligned}$$

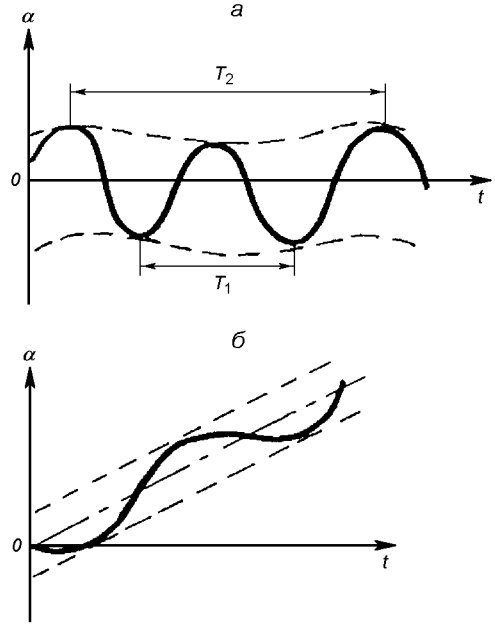


Рис. 9. Характер изменения углов стабилизации при различных частотах возмущающих моментов: а — $\gamma_1 \neq \gamma_2$, $T_1 = 2\pi/(\gamma_1 + \gamma_2)$, $T_2 = 2\pi/(\gamma_1 - \gamma_2)$, б — $\gamma_1 = \gamma_2$

$$\begin{aligned} &- C_1 \cos 2\gamma t + C_2 \sin 2\gamma t \}, \\ M_{Z2}^{\Pi} &= -\frac{1}{2} H_2 M_x^0 M_y^0 A_1(\gamma) A_4(\gamma) \times \\ &\times \{ \cos[\varphi_1(\gamma) - \varphi_4(\gamma) - \eta_2] - \\ &- \cos 2\gamma t \cos[\varphi_1(\gamma) - \varphi_4(\gamma) - \eta_2] + \\ &+ \sin 2\gamma t \sin[\varphi_1(\gamma) - \varphi_4(\gamma) - \eta_2] \} = \\ &= -\frac{1}{2} H_2 M_x^0 M_y^0 A_1(\gamma) A_4(\gamma) \{ \cos[\varphi_1(\gamma) - \varphi_4(\gamma) - \eta_2] - \\ &- C_3 \cos 2\gamma t + C_4 \sin 2\gamma t \}. \end{aligned}$$

Как видно, здесь есть постоянные составляющие возмущающих моментов относительно выходных осей гироскопов

$$\begin{aligned} M_{(Z1)уст}^{\Pi} &= \\ &= -\frac{1}{2} H_1 M_x^0 M_y^0 A_2(\gamma) A_3(\gamma) \cos[\varphi_2(\gamma) - \varphi_3(\gamma) - \eta_2], \\ M_{(Z2)уст}^{\Pi} &= \\ &= -\frac{1}{2} H_2 M_x^0 M_y^0 A_1(\gamma) A_4(\gamma) \cos[\varphi_1(\gamma) - \varphi_4(\gamma) - \eta_2]. \end{aligned} \quad (18)$$

Эти постоянные составляющие вызовут систематический дрейф платформы относительно осей стабилизации с угловыми скоростями

$$\begin{aligned} \omega_{(x)уст} &= X_1^* = M_{(Z1)уст}^{\Pi} \Phi_5(0) = \frac{M_{(Z1)уст}^{\Pi}}{H_1} = \\ &= -\frac{1}{2} M_x^0 M_y^0 A_2(\gamma) A_3(\gamma) \cos[\varphi_2(\gamma) - \varphi_3(\gamma) - \eta_2], \\ \omega_{(y)уст} &= Y_1^* = M_{(Z2)уст}^{\Pi} \Phi_6(0) = \frac{M_{(Z2)уст}^{\Pi}}{H_2} = \\ &= -\frac{1}{2} M_x^0 M_y^0 A_1(\gamma) A_4(\gamma) \cos[\varphi_1(\gamma) - \varphi_4(\gamma) - \eta_2]. \end{aligned} \quad (19)$$

Характер движения ГСП в случае, когда $\gamma_1 = \gamma_2$ изображен на рис. 9, б.

Очевидно, что акустическая вибрация поверхности поплавка гироскопических чувствительных элементов, имея широкий частотный диапазон, будет содержать в величинах ω_{21}^a , $\dot{\omega}_{11}^a$, ω_{22}^a , $\dot{\omega}_{12}^a$ и составляющие с частотами γ_i кинематического возмущения основания. Таким образом, будет происходить избирательность этих величин и систематический дрейф оси стабилизатора станет включать в себя также и величину давления P_0 звукового излучения. Несовпадающие частоты пополняют спектр гармонических составляющих.

При большом различии частот γ_1 и γ_2 движения ГСП носят характер суперпозиции колебаний разностной и суммарной частот. При сближении частот, кроме отмеченной суперпозиции длиннопериодной и короткопериодной составляющей, возможно возникновение биений.

При синхронной качке ГСП имеет систематические уходы относительно всех трех осей стабилизации. Их величины зависят как от характера возмущающих моментов, так и от параметров платформы, входящих в амплитудные и фазовые характеристики, а также от сдвига фаз между колебаниями.

Оценка второго приближения дает основание утверждать, что достаточно, как правило, ограничиться рассмотрением только первого приближения.

Проведенные исследования показывают, что проникающее акустическое воздействие оказывает влияние на характеристики приборов и систем инерциальной навигации, ухудшая их паспортные значения, а в результате и тактико-технические характеристики ракет-носителей в целом. Наиболее эффективными средствами уменьшения степени этого влияния представляются методы пассивной звукоизоляции, не требующие существенного

увеличения массо-габаритных характеристик [8]. Вместе с тем не исключаются и схемные решения реализаций конструкций со структурной избыточностью на основе компенсационных (или автокомпенсационных) эффектов. Как следует из вышеприведенного, наиболее актуальными являются вопросы создания акустического комфорта для бортовой аппаратуры РН при решении задач ближнего космоса.

1. Выносливость авиационных конструкций: Сб. науч. тр. / Под ред. Л. П. Лепоринской. — М.: Изд-во ЦАГИ, № 218.—274 с.
2. Карачун В. В., Кубрак Н. А. Дротяні елементи приладів в акустичному середовищі. — К.: «Корнійчук», 2001.—160 с.
3. Карачун В. В., Кубрак Н. А., Потапова Е. Р., Гнатейко Н. В. Влияние акустического излучения на динамику упругих подвесов приборов управления ракет-носителей // Космічна наука і технологія.—1999.—5, № 2/3.—С. 73—77.
4. Карачун В. В., Лозовик В. Г., Потапова Е. Р., Мельник В. Н. Многомерные задачи нестационарной упругости подвеса поплавкового гироскопа / Под ред. В. В. Карачуна. — К.: Корнейчук, 2000.—128 с.
5. Карачун В. В., Потапова Е. Р., Мельник В. Н. О погрешности построения вертикали при старте носителей // Космічна наука і технологія.—1999.—5, № 4.—С. 70—74.
6. Карачун В. В., Потапова Е. Р., Мельник В. Н., Астапова А. Б. О погрешности курсоуказания ракет-носителей // Космічна наука і технологія.—1999.—5, № 5/6.—С. 77—80.
7. Квитка В. Е. Исследование условий нагружения элементов конструкций самолетов акустическими нагрузками // Прочность и долговечность самолетных конструкций. — К.: КИИГА, 1965.—Вып. 2.
8. Патент 39599 А, Україна, G10K 11/16. Шумозахисний кожух / В. В. Карачун, М. С. Тривайло, В. М. Мельник. — 2000116168. - Заявл. 01.11.2000. Опубл. 15.06.2001.—Бюл. № 5.—1 с.
9. Усталостные испытания на высоких частотах нагружения / Под ред. В. А. Кузьменко. — К.: Наук. думка, 1979.—336 с.
10. Melnik V. N., Karachun V. V. Some Aspects of the gyroscopic stabilisation in acoustic fields // Int. Appl. Mech.—2002.—38, N 1.—P. 74—80.

SOME ASPECTS OF THE INFLUENCE OF INPOURING ACOUSTIC RADIATION ON DEVICES AND SYSTEMS OF INERTIAL NAVIGATION

V. V. Karachun, V. N. Mel'nik, V. G. Saverchenko

We present some results of theoretical and experimental investigations of the influence of acoustic radiation of propulsion systems of launchers on inertial navigation device errors caused by the diffraction of sound waves on bracket of the gyro and on countermeasure feelers of correction systems.