

УДК 629.7.054

В. В. Карачун, В. Н. Мельник

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

ПРОНИКАЮЩЕЕ АКУСТИЧЕСКОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ КАК ФАКТОР ПЕРЕХОДА ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ГИРОСТАБИЛИЗИРОВАННЫХ ПЛАТФОРМ В ИМПЕДАНСНЫЕ. СМЕШАННАЯ КРАЕВАЯ ЗАДАЧА

Наводяться результати аналізу природи впливу акустичного випромінювання, що проникає під головний аеродинамічний обтікач РН і пояснюється механізм появи додаткових похибок чутливих інерціальних елементів гіростабілізованих платформ внаслідок дифракційних ефектів.

ВСТУПЛЕНИЕ

Длительная история творческого поиска в создании приборов и систем инерциальной навигации позволила унифицировать и поднять на более высокую ступень совершенства изначально приущие этим средствам навигации автономность, помехозащищенность и надежность. Это совершенство было достигнуто не только поисками и техническими решениями собственно носителей кинетического момента, но и отработкой комплексированных систем. Создание подвесов гироскопа на новых физических принципах позволило неизмеримо повысить точность и надежность пилотажного и навигационного обеспечения [1, 8, 10].

Получившие развитие в последнее время системы спутниковой навигации — американская GPS, российская ГЛОНАСС, европейская GALILEO — пока что не могут превзойти по своим качествам инерциальные навигаторы. Основной недостаток глобальных спутниковых систем, до конца не устраненный, — недостаточная помехозащищенность, состоящая в опасности частичного кодирования, глушения или изменения

сигналов в определенном квадрате территории. Таким образом, несанкционированный вход в систему создает опасность со стороны террористических организаций, особенно в местах военных конфликтов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В системах управления ракетами-носителями широкое использование нашли двухступенные поплавковые гироскопы (ДУС), гиростабилизированные платформы (ГСП), гироскопические интеграторы линейных ускорений ракет, свободные гироскопы, гироскопические вертикали и др. Часть из них имеет двойное назначение — навигационное и пилотажное [7].

Следует заметить, что наличие достоверной навигационной информации на борту наземных боевых машин позволяет с успехом решать задачи маршевой навигации, а также топографической привязки, существенно повышать эффективность согласованных действий боевых единиц разнообразного функционального назначения — танки, зенитно-минометные установки, артиллерия и т. п. В этом контексте тяжело переоценить значение внешнего целеуказания, маневра огнем и движением (вдоль линии фронта и вглубь) на базе автономных на-

вигационных комплексов. На будущее наиболее перспективными следует признать комплексированные системы навигации в виде сочетания точных инерциальных и спутниковых систем.

Навигационной информации, без сомнения, должны быть присущи непрерывность, точность, полнота данных, помехозащищенность, инвариантность к климатическим условиям, суточным изменениям.

Установлено, что на точность навигационных систем в той или иной мере оказывают влияние внешние факторы. К ним относятся качка фюзеляжа РН, поступательная и угловая вибрации, проникающее акустическое излучение, тепловой факел и др. В своей совокупности погрешности системы инерциальной навигации ухудшают тактико-технические характеристики объектов в целом. При выводе КА на заданную орбиту они могут привести даже к существенному сокращению времени его жизни или к возникновению нештатных ситуаций.

Как оказалось, наименее изученным возмущающим фактором является акустическое излучение высокой интенсивности. Вместе с тем тенденция увеличения мощности двигателей летательных аппаратов неизбежно приводит к увеличению и производимого ими шума, который достигает 180 дБ и выше вблизи реактивной струи. Такие уровни звукового давления имеют место, например, при старте РН из шахт [9].

Натурные испытания дают основание утверждать, что именно во время старта инжектируется наиболее высокий уровень акустического излучения. Часть его поступает внутрь фюзеляжа и под головной аэродинамический обтекатель (ГАО), где достигает 140—150 дБ. Размещенная здесь бортовая аппаратура подвергается таким образом этому воздействию.

Но этот источник не единственный. Внешняя часть пограничных слоев, перемещающихся относительно корпуса ракеты со сверхзвуковой скоростью, способствует появлению турбулентности, служащей причиной возникновения остронаправленных и сферических волн Маха, которые, взаимодействуя с фюзеляжем, порождают новый источник шума. Эти волны наиболее опасны, так как могут быть достаточно интенсивными.

Наконец, при старте ракет мобильного базирования звуковое поле приобретает исключительно сложную структуру вследствие генерации не только прямого излучения, но и отраженного акустического поля, обусловленного реверберационными эффектами.

Резюмируя, отметим, что в настоящем имеют место достаточно убедительные натурные подтверждения главной причины шума ракет-носителей в виде излучения со стороны квадрупольей, которые перемещаются со сверхзвуковой скоростью. Установлено также, что около 0.8 % механической мощности двигателей современных носителей расходуется в виде звуковой энергии [5].

Изучение влияния акустических воздействий на элементы конструкции летательных аппаратов имеет достаточно продолжительную историю развития. Научная литература изобилует аналитическими исследованиями, а также экспериментальным материалом по турбовинтовой авиации, дозвуковым и сверхзвуковым ракетам-носителям. Вместе с тем вне поля зрения разработчиков и проектантов до последнего времени оставались вопросы упругого взаимодействия бортовой аппаратуры, в частности, навигационно-пилотажного назначения, с проникающим излучением в плане оценки степени риска недопустимого ухудшения паспортных характеристик инерциальных систем в натуральных условиях. Объяснение этому факту лежит на поверхности. Нормативные требования и паспорта на изделия авиационной промышленности исходят из предельного уровня звуковых нагрузок в 130 дБ. Вместе с тем развитие ракетно-космической техники, стратегической бомбардировочной авиации (СБА), тактической и палубной авиации (ТПА), а также решение задач ближнего космоса предопределило рост мощности двигательных установок носителей и разнообразие технических решений мобильных стартовых площадок. Эти два фактора привели к неизбежному повышению уровня инжектируемой акустической энергии в окружающее пространство. Таким образом, проникающее в подобтекательное пространство (ПП) звуковое воздействие достигло, а затем превысило 140—150 дБ, и механические системы приборов перешли в разряд импедан-

сных структур, когда происходит неизбежная «раскачка» подвеса гироскопа с проявлением особенностей резонансного типа и последующей потерей одной степени свободы [2, 3, 6].

Решение задач ближнего космоса, а также планируемые на ближайшее время полеты к планетам Солнечной системы ставят перед специалистами ракетно-космической отрасли, помимо прочего, задачи создания высокоточных и надежных командно-измерительных комплексов ракет-носителей. В первую очередь это относится к приборам и системам инерциальной навигации.

Как оказалось, в натуральных условиях пилотажно-навигационное оборудование, размещенное в подобтекательном пространстве головного аэродинамического обтекателя РН, испытывает силовое влияние со стороны проникающего акустического излучения высокой интенсивности, которое приводит к упруго-напряженному состоянию подвеса гироскопа и ошибочно воспринимается приборами как входной сигнал [5].

Изучение закономерностей природы этого явления представляет собой сложную инженерно-техническую проблему и определяет круг прикладных задач анализа и синтеза навигационных систем, удовлетворяющих современным требованиям.

Являясь одним из ведущих государств с развитой ракетно-космической индустрией, Украина исключительно заинтересована в создании сверхнадежных конкурентоспособных носителей различного класса, в том числе и оборонного назначения, что определяет актуальность изучаемой проблемы.

Обоснованием необходимости и целесообразности проводимых исследований может служить факт отсутствия в настоящее время комплексного подхода к изучению и аналитическому описанию динамических свойств приборов и систем инерциальной навигации многофазной структуры, подверженных дифракционным эффектам со стороны проникающего акустического излучения высокой интенсивности в режиме эксплуатационного использования летательных аппаратов [2—4, 6].

ДИФРАКЦИЯ ЗВУКОВЫХ ВОЛН НА ПОДВЕСЕ ГИРОСКОПА. ТРЕХМЕРНАЯ ЗАДАЧА

Проанализируем влияние всех трех составляющих углового движения летательного аппарата последовательно.

А. Продольные упругие перемещения

$U_z(t, z, \varphi)$ поверхности поплавка

1. Угловая скорость ω_x (рис. 1, а). Выделив на оболочечной части подвеса элементарный участок массы dm , после несложных преобразований устанавливаем величину и направление момента сил инерции Кориолиса:

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= -\frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos \varphi d\varphi = \\ &= -\frac{4}{R} \pi \omega_x I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z. \end{aligned} \quad (1)$$

Момент $(M_z)_1$ приведет к появлению угловой скорости

$$\vec{\omega}_1^a \times \vec{H} = (\vec{M}_z)_1,$$

причем гироскопический момент M_{r1} и момент $(M_z)_1$ связаны зависимостью $\vec{M}_{r1} = -(\vec{M}_z)_1$. Тогда ложная угловая скорость ω_1^a определяется формулой

$$\omega_1^a = \frac{M_{r1}}{H} = \frac{4\pi \omega_x I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z}{HR}. \quad (2)$$

2. Угловая скорость ω_y (рис. 1, б). Ход рассуждений построим аналогично предыдущему. Таким образом, сложное движение импедансной поверхности подвеса в акустическом поле служит причиной возникновения ускорения Кориолиса и пары сил инерции Кориолиса с моментом

$$dM_{z2} = -2R \sin \varphi 2\omega_y \dot{U}_z(t, z, \varphi) dm.$$

Проинтегрировав по всей массе, имеем:

$$\begin{aligned} (M_z)_2 &= -\frac{4}{R} \omega_y \dot{U}_z(t, z, \varphi) \sin \varphi \int_M R^2 dm = \\ &= -\frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_z(t, z, \varphi) \sin \varphi. \end{aligned}$$

Остается установить интегральную оценку по всей поверхности подвеса:

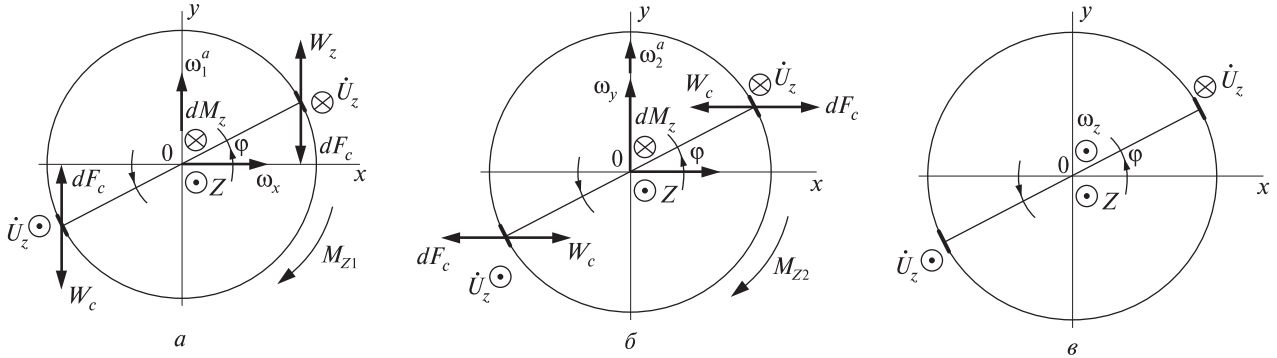


Рис. 1. Кинематическое возмущение импедансного подвеса: а — ω_x , б — ω_y , в — ω_z

$$\begin{aligned} (M_z)_2 &= -\frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin \varphi d\varphi = \\ &= -\frac{4}{R} \pi \omega_y I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z. \quad (3) \end{aligned}$$

Момент $(M_z)_2$ приведет к появлению угловой скорости, вследствие чего возникает гироскопический момент $\vec{M}_{G2} = -(\vec{M}_z)_2$, который уравновесит момент $(M_z)_2$. Итак,

$$\omega_2^a = \frac{4\pi \omega_y I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z}{HR}. \quad (4)$$

3. Угловая скорость ω_z (рис. 1, в). Механизм изучаемого явления для этого случая объясняется схемой векторов на рисунке, из чего следует, что векторы $\vec{\omega}_z$ и \vec{U}_z параллельны, и ускорение Кориолиса не возникает. Поэтому не порождаются и возмущающие факторы.

Резюмируя, можно утверждать, что упругие перемещения импедансной поверхности подвижной части подвеса поплавокowego гироскопа вдоль его протяженности при наличии углового движения корпуса летательного аппарата порождают возмущающие моменты, действующие вдоль оси подвеса:

$$\begin{aligned} M_{z1} + M_{z2} &= \\ &= \frac{4\pi}{R} I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t \left[\omega_x a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z + \right. \\ &\quad \left. + \omega_y a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \right]. \quad (5) \end{aligned}$$

Это служит причиной появления *ложной* угловой скорости $\omega_1^a + \omega_2^a$, на которую реагирует прибор.

По вполне понятным причинам влияние оказывают только две составляющие кинематического возмущения: ω_x и ω_y .

Б. Окружные упругие перемещения

$U_\varphi(t, z, \varphi)$ поверхности полавка

1. Угловая скорость ω_x (рис. 2, а). Наличие двух движений элементов поверхности подвеса — относительного и переносного с угловой скоростью ω_x — создает предпосылки для появления ускорения Кориолиса, которое способствует возникновению сил инерции dF с моментом

$$M_{\varphi 1} = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \cos \varphi.$$

Разложив вектор момента по осям x и y , проанализируем природу влияния изучаемых факторов:

$$M_1 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \cos^2 \varphi;$$

$$M_2 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \cos \varphi \sin \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу параллели φ :

$$\begin{aligned} M_1 &= \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos^2 \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z; \quad (6) \end{aligned}$$

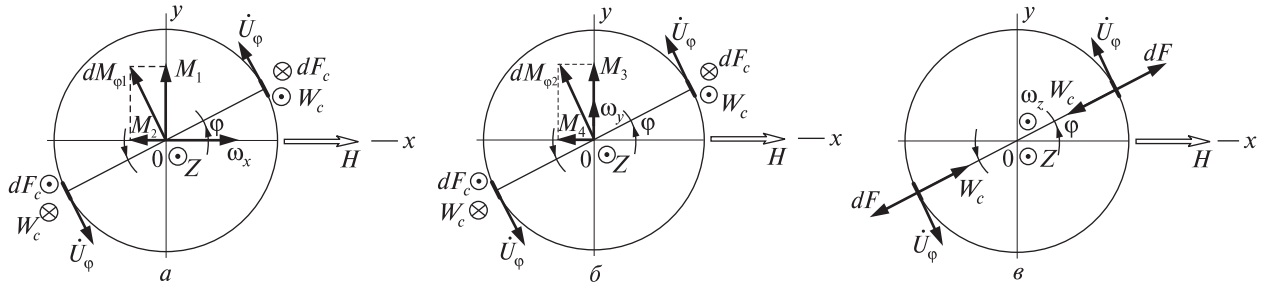


Рис. 2. Кинематическое возмущение: а – ω_x , б – ω_y , в – ω_z

$$M_2 = \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} [b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z] \cos \varphi \sin \varphi d\varphi = \frac{8}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z. \quad (7)$$

Момент M_1 вызывает прецессию относительно оси подвеса с угловой скоростью $(\omega_\varphi^a)_1$ –

$$(\vec{\omega}_\varphi^a)_1 \times \vec{H} = \vec{M}_1; \quad (\omega_\varphi^a)_1 = \frac{M_1}{H \sin(\omega_\varphi^a, \vec{H})} = \frac{M_1}{H} = \frac{8 \omega_x I_z i \omega_1 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin z}{3HR}. \quad (8)$$

Момент M_2 направлен по одной прямой с вектором кинетического момента H , и потому не оказывает влияния на гироскоп.

2. Угловая скорость ω_y (рис. 2, б). Сложное движение оболочечной поверхности подвеса служит появлению ускорения Кориолиса и, соответственно, пары сил инерции

$$dF = 2\omega_y \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi dm$$

с моментом

$$M_{\varphi 2} = 2R2\omega_y \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi dm = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi$$

и составляющими

$$M_3 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin \varphi \cos \varphi; \quad M_4 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{U}_\varphi(t, z, \varphi) \sin^2 \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу φ :

$$M_3 = \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} [b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z] \sin \varphi \cos \varphi d\varphi = \frac{8}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z; \quad (9)$$

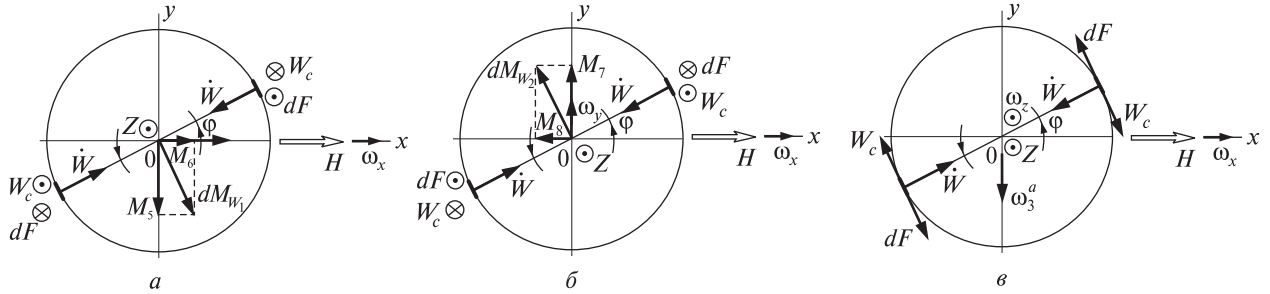
$$M_4 = \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} [b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z] \sin^2 \varphi d\varphi = \frac{16}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin z. \quad (10)$$

Как следует из рис. 2, б, момент M_3 вызовет прецессию оси с угловой скоростью $(\omega_\varphi^a)_2$:

$$(\vec{\omega}_\varphi^a)_2 \times \vec{H} = \vec{M}_3; \quad (\omega_\varphi^a)_2 = \frac{M_3}{H \sin(\omega_\varphi^a, \vec{H})} = \frac{M_3}{H} = \frac{8 \omega_y I_z i \omega_1 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (11)$$

Момент M_4 направлен по одной прямой с вектором кинетического момента H , и потому влияния на гироскоп не окажет.

3. Угловая скорость ω_z (рис. 2, в). Как следует из векторной схемы, силы инерции Кориолиса направлены по радиусу плоскости шпангоута и возмущающего момента не создают. Это значит, что в данном контексте составляющая качки фюзеляжа ω_z не принимает участия в формировании погрешностей гироскопа. Точнее, она не проявляет себя с упругими перемещениями $U_\varphi(t, z, \varphi)$ оболочечной части поплавка.


 Рис. 3. Кинематическое возмущение: а – ω_x , б – ω_y , в – ω_z

В. Радиальные упругие перемещения $W(t, z, \varphi)$ поверхности поплавка

1. Угловая скорость ω_x (рис. 3, а). Сложное движение поверхности поплавкового подвеса приводит в этом случае к появлению сил инерции Кориолиса в виде пары с моментом

$$M_{W1} = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \sin \varphi$$

и составляющими M_5 и M_6 :

$$M_5 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \sin \varphi \cos \varphi;$$

$$M_6 = \frac{4}{R} \omega_x I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \sin^2 \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу φ :

$$\begin{aligned} M_5 &= \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin \varphi \cos \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z; \quad (12) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_6 &= \frac{4}{R} \omega_x I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \sin^2 \varphi d\varphi = \\ &= \frac{16}{3R} \omega_x I_z i \omega_1 c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin z. \quad (13) \end{aligned}$$

Момент M_5 вызовет поворот подвеса вокруг выходной оси с угловой скоростью $(\omega_W^a)_1$:

$$(\bar{\omega}_W^a)_1 \times \vec{H} = \vec{M}_5;$$

$$(\omega_W^a)_1 = -\frac{8 \omega_x I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (14)$$

Что касается момента M_6 , то он направлен по одной прямой с вектором кинетического момента H и, вполне понятно, не оказывает вредного влияния на гироскоп.

2. Угловая скорость ω_y (рис. 3, б). Составляющая углового движения летательного аппарата ω_y служит появлению сил инерции Кориолиса и порождает пару сил инерции Кориолиса с моментом

$$dM_{W2} = 2\omega_y \dot{W}(t, z, \varphi) 2R \cos \varphi dm.$$

Его составляющие определяются выражениями

$$M_7 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \cos^2 \varphi;$$

$$M_8 = \frac{4}{R} \omega_y I_z \dot{W}(t, z, \varphi) \cos \varphi \sin \varphi.$$

Проинтегрируем эти выражения по углу φ

$$\begin{aligned} M_7 &= \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos^2 \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin z; \quad (15) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_8 &= \frac{4}{R} \omega_y I_z i \omega_1 \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] \cos \varphi \sin \varphi d\varphi = \\ &= \frac{8}{3R} \omega_y I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z. \quad (16) \end{aligned}$$

Момент M_7 вызовет поворот подвижной части вокруг выходной оси с угловой скоростью $(\omega_W^a)_2$:

$$(\bar{\omega}_W^a)_2 \times \vec{H} = \vec{M}_7;$$

$$(\omega_w^a)_2 = \frac{M_7}{H} = \frac{8\omega_y I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (17)$$

Момент M_8 , очевидно, не вызывает прецессии.

3. Угловая скорость ω_z (рис. 3, в). Угловая скорость ω_z приводит к появлению ускорения Кориолиса и пары сил инерции Кориолиса с моментом

$$dM_{w_3} = 2\omega_z \dot{W}(t, z, \varphi) dm 2R,$$

направленным вдоль оси z . Полная его величина определяется выражением

$$\begin{aligned} (M_z)_3 &= M_{w_3} = \\ &= \frac{4}{R} \int_M \omega_z \dot{W}(t, z, \varphi) R^2 dm = \frac{4}{R} \omega_z I_z \dot{W}(t, z, \varphi) = \\ &= \frac{4}{R} \omega_z I_z i \omega_1 \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right]. \end{aligned}$$

Остается проинтегрировать это выражение по углу φ :

$$\begin{aligned} (M_z)_3 &= \frac{4}{R} \omega_z I_z i \omega_1 \times \\ &\times \int_0^{2\pi} \left[c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos \varphi \cos z + \right. \\ &\quad \left. + c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \sin \varphi \sin z \right] d\varphi = \\ &= \frac{8}{R} \omega_z I_z i \omega_1 c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z. \end{aligned}$$

Таким образом, угловая скорость ω_z в совокупности с упругими перемещениями поверхности поплавок в плоскости шпангоута порождает возмущающий момент $(M_z)_3$, действующий по оси z .

Момент $(M_z)_3$ приведет к появлению угловой скорости $\vec{\omega}_3^a \times \vec{H} = (\vec{M}_z)_3$. Угловая скорость ω_3^a послужит проявлению гироскопического момента

$$\vec{M}_{r3} = \vec{H} \times \vec{\omega}_3^a,$$

который уравновесит момент $(M_z)_3$.

Таким образом,

$$\omega_3^a = \frac{8\omega_z I_z i \omega_1 \exp i \omega_1 t c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z}{HR}. \quad (18)$$

Проведенный анализ явления позволяет сделать вполне определенные выводы о причинах

появления дополнительных погрешностей поплавок гироскопа в акустических полях и установить степень влияния каждого из возмущающих факторов.

Очевидно, что наиболее восприимчивыми к угловому движению летательного аппарата являются упругие перемещения поверхности подвеса $W(t, z, \varphi)$ в плоскости шпангоута. Этот тезис имеет логическое обоснование и состоит в существенном (приблизительно на два порядка) превышении амплитуды упругих перемещений в этом направлении по сравнению с двумя другими. Упругие перемещения подвеса взаимодействуют со всеми тремя составляющими углового движения аппарата и служат причиной появления возмущающих факторов, действующих на выходной оси подвеса (рис. 4). Так, угловая скорость ω_x способствует возникновению углового ускорения $\dot{\omega}_w^a$:

$$(\dot{\omega}_w^a)_1 = \frac{8\omega_x I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (19)$$

Угловая скорость ω_y служит причиной появления ускорения $(\dot{\omega}_w^a)_2$:

$$(\dot{\omega}_w^a)_2 = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (20)$$

Угловая скорость ω_z приводит к появлению момента-помехи $(M_z)_3$ на оси подвеса:

$$(M_z)_3 = \frac{4\pi}{R} \omega_z I_z i \omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \exp i \omega_1 t \cos z. \quad (21)$$

Упругие перемещения поверхности поплавок по двум другим направлениям — $U_z(t, z, \varphi)$ и $U_\varphi(t, z, \varphi)$ — взаимодействуют только с двумя составляющими угловой скорости фюзеляжа — ω_x и ω_y . Причем качка основания совместно с продольными перемещениями $U_z(t, z, \varphi)$ порождает только моменты-помехи $(M_z)_1$ и $(M_z)_2$:

$$(M_z)_1 = \frac{4\pi}{R} \omega_x I_z i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \cos z, \quad (22)$$

$$(M_z)_2 = \frac{4\pi}{R} \omega_y I_z i \omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i \omega_1 t \sin z, \quad (23)$$

а совместно с окружными перемещениями поверхности $U_\varphi(t, z, \varphi)$ — только угловые ускорения $(\dot{\omega}_\varphi^a)_1$ и $(\dot{\omega}_\varphi^a)_2$ возмущенного движения подвеса:

$$(\dot{\omega}_\phi^a)_1 = \frac{-8\omega_x I_z \omega_1^2 b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \sin z}{3HR}, \quad (24)$$

$$(\dot{\omega}_\phi^a)_2 = \frac{-8\omega_y I_z \omega_1^2 b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \exp i\omega_1 t \cos z}{3HR}. \quad (25)$$

Вполне понятно, что сформулированные выводы основываются на выбранной взаимной ориентации осей летательного аппарата и осей подвеса гироскопа. С ее изменением изменяется и содержание выводов. Но только по форме, а не по смысловому наполнению.

Как правило, дифференцирующие гироскопы komponуются в одном блоке — блоке демпфирующих гироскопов (БДГ) — и ориентируются своими осями чувствительности по трем осям фюзеляжа $Ox_1y_1z_1$. Таким образом, все сказанное будет отличаться только наименованиями угловых скоростей, но не смыслом.

Следует остановиться на анализе возможности появления постоянных составляющих в аналитическом представлении моментов-помех, вызванных дифракционными явлениями проникающего акустического излучения. Особенно актуальным этот вопрос представляется для поплавкового интегрирующего гироскопа, довольно часто используемого в качестве чувствительного элемента в трехосной гиростабилизированной платформе. Наличие постоянной составляющей возникающего момента-помехи приведет к систематическому уходу гироскопа относительно выходной оси, и следовательно, к систематическому дрейфу платформы относительно осей стабилизации.

Пусть, к примеру, углы рыскания $\varphi(t)$, тангажа $\psi(t)$ и крена $\theta(t)$ изменяются во времени по закону

$$\begin{aligned} \varphi(t) &= \varphi_0 \sin \omega_k t; \\ \psi(t) &= \psi_0 \sin \omega_k t; \\ \theta(t) &= \theta_0 \sin \omega_k t, \end{aligned} \quad (26)$$

где ω_k — частота качки корпуса ракеты.

Возьмем в акустическом возмущении $\exp i\omega_1 t$ только действительную, косинусную, составляющую и будем записывать звуковое воздействие в виде

$$P = P_0 \cos \omega_1 t.$$

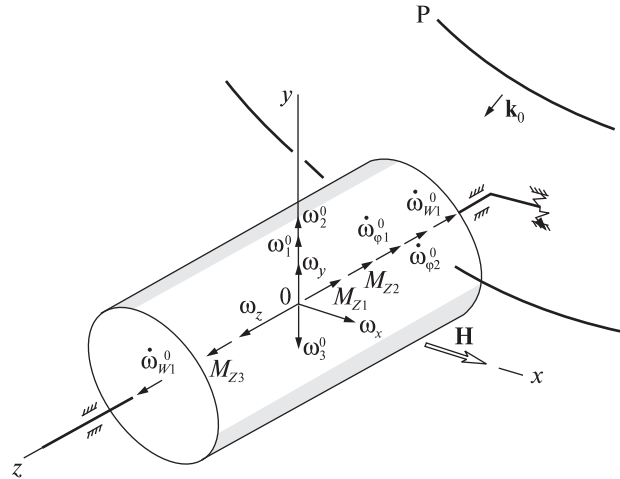


Рис. 4. Возмущающие факторы как результат дифракционных эффектов на импедансной поверхности подвеса гироскопа

Проанализируем величины моментов-помех. Примем угол β равным нулю, что соответствует отсутствию циркуляции. Тогда

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 (\omega_x \cos \omega_1 t) = \\ &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \times \\ &\times \cos \omega_1 t (\theta_0 \omega_k \cos \omega_k t - \varphi_0 \omega_k \cos \omega_k t \sin \psi) = \\ &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \times \\ &\times (\theta_0 \omega_k \cos \omega_k t \cos \omega_1 t - \varphi_0 \omega_k \sin \psi \cos \omega_k t \cos \omega_1 t). \end{aligned}$$

Если имеет место равенство угловой скорости ω_k корпуса летательного аппарата и частоты ω_1 упругих перемещений поверхности подвеса, т. е.

$$\omega_k = \omega_1 = \omega_c,$$

тогда слагаемые в круглых скобках дают квадраты косинуса частоты совпадения ω_c :

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= \frac{4\pi}{R} I_z h i \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \times \\ &\times \cos z (\theta_0 \omega_c \cos^2 \omega_c t - \varphi_0 \omega_c \sin \psi \cos^2 \omega_c t). \end{aligned}$$

Второе слагаемое периодическое, а первое определяет постоянную составляющую:

$$\begin{aligned} (M_z)_1 &= \frac{2\pi}{R} I_z h \omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c + \\ &+ \frac{2\pi}{R} I_z h \dot{\omega}_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c \cos 2\omega_c t. \end{aligned}$$

Таким образом, момент-помеха $(M_z)_1$ будет приводить к упруго-напряженному состоянию подвеса, воспринимаемому как постоянная входная величина

$$\omega_{10}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z hi\omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c$$

и периодическая составляющая двойной частоты

$$\omega_{1H}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z hi\omega_1 a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \theta_0 \omega_c \cos 2\omega_c t.$$

То есть, происходит эффект избирательности частот качки и упругих перемещений поверхности поплавка.

Аналогичная картина для других моментов-помех. Например, при малых углах θ и ψ :

$$\omega_{20}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z hi\omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \psi_0 \omega_c;$$

$$\omega_{2H}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z hi\omega_1 a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z \psi_0 \omega_c \cos 2\omega_c t;$$

$$\omega_{30}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z hi\omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z \varphi_0 \omega_c;$$

$$\omega_{3H}^a = \frac{2\pi}{HR} I_z hi\omega_1 c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z \varphi_0 \omega_c \cos 2\omega_c t.$$

Рассуждая аналогично, можно прояснить возможность возникновения равноускоренного поворота подвижной части подвеса в акустическом поле.

Таким образом, перемещения поверхности поплавкового подвеса под действием проникающего акустического излучения на качающемся основании формируют упруго-напряженное состояние подвеса, воспринимаемое гироскопом как входная величина – угловая скорость относительно оси z (рис. 4):

$$\begin{aligned} \omega^a &= \omega_1^a + \omega_2^a - \omega_3^a = \\ &= \frac{4\pi I_z i\omega_1 \exp i\omega_1 t}{HR} \left[\omega_x a_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z + \right. \\ &\left. + \omega_y a_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z - 2\omega_z c_1^{(2)} z^4 (1-z)^4 \cos z \right]. \end{aligned} \quad (27)$$

Ложная угловая скорость ω^a может содержать как периодические составляющие, так и систематическую составляющую. Первая представляется целым спектром разностных и суммарных частот, вторая – одним слагаемым. Но именно это слагаемое представляет наибольшую опасность.

Угловые скорости ω_1^a и ω_2^a порождаются упругими перемещениями $U_z(t, z, \varphi)$ поплавка вдоль его протяженности, а составляющая ω_3^a – упругими перемещениями в плоскости шпангоута $W(t, z, \varphi)$.

Ложное угловое ускорение ε^a относительно выходной оси состоит из следующих величин:

$$\begin{aligned} \varepsilon^a &= \dot{\omega}_{W1}^a - \dot{\omega}_{W2}^a - \dot{\omega}_{\varphi1}^a - \dot{\omega}_{\varphi2}^a = \\ &= \frac{8I_z \omega_1^2 \exp i\omega_1 t}{3HR} \left[\omega_x c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z - \right. \\ &\left. - \omega_y c_1^{(1)} z^4 (1-z)^4 \cos z - \omega_x b_1^{(2)} z^2 (1-z)^2 \sin z - \right. \\ &\left. - \omega_y b_1^{(1)} z^2 (1-z)^2 \cos z \right]. \end{aligned} \quad (28)$$

Как видно, его проявлению способствуют упругие перемещения поверхности поплавка только в радиальном и окружном направлениях. Упругие перемещения вдоль протяженности подвижной части не оказывают своего влияния.

Что касается углового движения корпуса летательного аппарата, то в формуле (28) остаются только две составляющие: ω_x и ω_y . Составляющая ω_z не оказывает влияния на появление ложного углового ускорения.

В то же время на появление ложной угловой скорости ω^a влияют все три составляющие качки аппарата.

Циклическое нагружение подвеса гироскопа. Поскольку рассматриваются замкнутые оболочки вращения, то в окружном направлении (вдоль параллели) следует ожидать периодичности силовых, кинематических полей, то есть они должны определенным образом зависеть от периодических функций типа $\cos k\varphi$, $\sin k\varphi$ ($k = 0, 1, \dots$). В свою очередь, внешнее динамическое нагружение по трем направлениям может быть и непериодическим по координате φ . Но нагрузки

$$q_i^* = q_i^*(t, z, \varphi), \quad i = \overline{1,3},$$

всегда можно, во всяком случае формально, представить в виде рядов Фурье по координате φ .

Поэтому считаем, что

$$\begin{aligned} q_i^* &= q_i^*(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} \left[q_{i,k}^{(1)}(t, z) \cos k\varphi + q_{i,k}^{(2)}(t, z) \sin k\varphi \right], \\ i &= \overline{1,3}. \end{aligned}$$

В соответствии с этим и структура координатных функций примет вид

$$U_z = U_z(t, z, \varphi); U_\varphi = U_\varphi(t, z, \varphi); W = W(t, z, \varphi).$$

Вначале представим их следующим образом:

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

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

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

а в окончательном виде, с учетом корректирующих функций Кравчука, соотношениями

$$U_z(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} [a_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \cos z + a_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \sin z]; \quad (29)$$

$$U_\varphi(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} [b_k^{(1)}(t) z^2 (1-z)^2 \sin k\varphi \cos z + b_k^{(2)}(t) z^2 (1-z)^2 \cos k\varphi \sin z]; \quad (30)$$

$$W(t, z, \varphi) = \sum_{k=0}^{\infty} [c_k^{(1)}(t) z^4 (1-z)^4 \cos k\varphi \cos z + c_k^{(2)}(t) z^4 (1-z)^4 \sin k\varphi \sin z]. \quad (31)$$

Здесь $a_i^{(s)}, b_i^{(s)}, c_i^{(s)}$ — коэффициенты.

1. Ишлинский А. Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. — М.: Наука, 1976. — 671 с.
2. Карачун В. В., Каюк Я. Ф., Мельник В. Н. Волновые задачи поплавкового гироскопа. — Киев: Корнейчук, 2007. — 28 с.

3. Карачун В. В., Мельник В. Н., Ковалец О. Я. Линейно-упругий поплавковый подвес гироскопа. — Киев: Корнейчук, 2009. — 240 с.
4. Карачун В. В., Мельник В. Н., Ковалец О. Я. Гиростабилизированная трехосная платформа. Автокомпенсация влияния внешних помех. — Киев: Корнейчук, 2010. — 192 с.
5. Мельник В. Н., Карачун В. В. Нелинейные колебания в полиагрегатном подвесе гироскопа. — Киев: Корнейчук, 2008. — 104 с.
6. Мельник В. М., Тривайло М. С., Карачун В. В. та ін. Ізоляція імпедансних систем приладів. — К.: Корнейчук, 2009. — 104 с.
7. Сломьянский Г. А., Прядилов Ю. Н. Поплавковые гироскопы и их применение. — М.: Оборонгиз, 1958. — 378 с.
8. Фридлендер Г. О. Инерциальные системы навигации: Уч. пособие. — М.: Физматгиз, 1961. — 435 с.
9. Черногор Л. Ф. Физические процессы в околоземной среде // Космічна наука і технологія. — 2003. — 9, № 2/3. — С. 13—33.
10. Ягодкин В. В., Хлебников Г. А. Гироскопы баллистических ракет. — М.: Воениздат, 1967. — 197 с.

Надійшла до редакції 14.12.10

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

ABSORBED ACOUSTIC RADIATION AS A FACTOR OF THE TRANSFORMATION OF INERTIAL SENSING ELEMENTS OF GYROSTABILIZED PLATFORMS INTO IMPEDANCE ONES. MIXED BOUNDARY PROBLEM

We present our results of the analysis of nature of the influence of acoustic radiation penetrating under the head aerodynamic fairing of a launch vehicle. We consider the mechanism of the appearance of additional errors of sensitive inertial elements of gyrostabilized platforms due to diffraction effects.