

УДК 629.7.054

Г. В. Бойко

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

РЕЗОНАНС ВОЛНОВОГО СОВПАДЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОЛЕТА

Приводятся результаты анализа возникновения волнового совпадения в подвесе двухстепенного поплавкового гироскопа в условиях гиперзвукового полета. Строится расчетная модель упругого взаимодействия ультразвукового луча с полиагрегатным подвесом и определяются условия возникновения явления «акустической прозрачности» для двух типов генерируемых в корпусе прибора волн.

ВВЕДЕНИЕ

Оборонное научное агентство DARPA планирует потратить около \$ 800 млн с 2015 по 2018 гг. на разработку многоразового космического челнока с уникальными возможностями. О разработке нового челнока заявили осенью 2013 г., но перспективы проекта до сих пор были туманными. Теперь на это выделены деньги и начинается практическая реализация проекта.

XS-1 сможет летать в космос десять раз в течение десяти дней, т. е. один раз в сутки на протяжении не менее десяти дней, при этом стоимость запуска составит менее \$ 5 млн, т. е. как минимум в десять раз дешевле, чем с помощью обычных ракет-носителей. По размеру многоразовый челнок XS-1 будет сравним с истребителем и сможет выводить на орбиту небольшую нагрузку в 1.5–2 Т, например в виде созвездия нано- или микроспутников. При этом легкий композитный челнок должен будет развивать скорость до 10 М и выше, т. е. это будет гиперзвуковой аппарат с большим военным потенциалом.

По заявлению DARPA технологии, полученные благодаря программе XS-1, позволят переложить процедуру выведения небольших спутников с ракет на многоразовые челноки. Эти технологии также будут использованы для создания на-

дежных, относительно дешевых в эксплуатации коммерческих и правительственных летательных аппаратов различного назначения, включая гиперзвуковые и суборбитальные самолеты.

Специалисты DARPA надеются найти подрядчика для разработки и строительства XS-1 уже в 2015 г. Первый орбитальный полет прототипа запланирован на 2018 г.

Программа XS-1 существенно отличается от множества аналогичных проектов тем, что правительство США предлагает частным компаниям самим составить перечень перспективных технологий и конструкций, которые позволят выполнить только лишь четыре требования заказчиков — частота полетов, стоимость запуска, грузоподъемность, скорость. Поэтому пока что трудно утверждать, каким образом будет осуществляться запуск XS-1 — с помощью ракеты, с помощью самолета-носителя или же по-самолетному, т. е. с дозаправкой в воздухе [<http://www.cnews.ru/news/line/index.shtml?2014/03/24/565441>].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

В системах управления ракетами-носителями (РН), крылатыми ракетами, гиперзвуковыми ЛА широкое применение нашли так называемые поплавокковые гироскопы, конструктивно лишенные основных недостатков «сухих» приборов — значительных по величине (и, главное, непостоянных) моментов сил сухого трения на

выходной оси, а также недопустимо высокой чувствительности к ударным и вибрационным воздействиям, особенно нежелательных для интегрирующих гироскопов. Отличительной особенностью поплавковых модификаций стало наличие подвижной части прибора, погруженной в тяжелую фторорганическую или хлорорганическую жидкость. Гироскоп 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 [3, 6].

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.

Все дальнейшие рассуждения будем строить ориентируясь на конкретную техническую реализацию серийно выпускаемого авиационной промышленностью поплавкового прибора. Например, на унифицированный гироскопический датчик угловых скоростей класса ДУСУ2-30В, предназначенный для использования в летательных аппаратах длительного действия.

По принципу действия прибор является инерциальным, т. е. не нуждается в связи с внешней средой. Динамические свойства датчика описываются колебательным звеном. По своему целевому назначению прибор служит измерителем угловой скорости гиперзвукового ЛА [5].

Атмосферным гиперзвуковым летательным аппаратам, кроме сверхвысоких температур, вибрации и др. внешних факторов, сопутствует мощная ударная N -волна и проникающее ультразвуковое излучение [4, 5].

Подвес гироскопа представляет собой полиагрегатную структуру — металлический цилинд-

рический корпус, жидкостатический подвес и заполненный инертным газом коаксиальный поплавок с гироскопом внутри [1, 2]. Падающая на поверхность корпуса звуковая волна порождает несколько типов волн, которые при определенных условиях транслируют звуковую энергию далее, внутрь подвеса. Поэтому опасность возникновения дополнительных погрешностей гироскопа при летной эксплуатации будет обусловлена формированием резонансной обстановки в подвесе двумя типами волн — изгибной, как результата воздействия антисимметричной составляющей звукового давления, а также окружной (по линии шпангоута) волны, обусловленной действием симметричной составляющей звукового давления.

В работе ставится задача построения расчетных моделей упругого взаимодействия подвеса гироскопа с ультразвуковым лучом в эксплуатационных условиях, установить условия возникновения волнового совпадения (пространственного резонанса) для двух типов волн и оценить степень влияния угла падения ультразвукового луча и частоты излучения на опасность проявления эффекта «акустической прозрачности» корпуса прибора, порождающей прохождение луча внутрь подвеса без диссипации звуковой энергии.

ПРОХОЖДЕНИЕ УЛЬТРАЗВУКОВОГО ЛУЧА ЧЕРЕЗ ДВУХСТЕПЕННОЙ ГИРОСКОП С ЖИДКОСТАТИЧЕСКИМ ПОДВЕСОМ

Строя расчетную модель, прежде всего оговорим условие значительной величины волнового размера корпуса (см. рис. 1), т. е. примем

$$kR > 1, \quad (1)$$

что позволяет в дальнейшем рассматривать отдельно взятый элемент Π поверхности корпуса в виде безграничной по протяженности тонкой упругой изотропной пластины толщиной 2δ (рис. 2).

Пусть на пластину Π под углом θ падает плоская звуковая волна l . Ось Ox параллельна фронту волны. Давление в этой волне примем в виде

$$P_1 = P_{10} \exp i \{ \omega t - k_{\theta} [(z + \delta) \cos \theta + y \sin \theta] \}, \quad (2)$$

где $k_{\theta} = \omega / c_0$ — волновое число воздушного

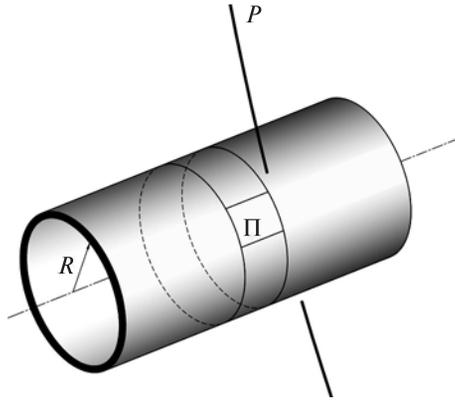


Рис. 1. Корпус гироскопического прибора

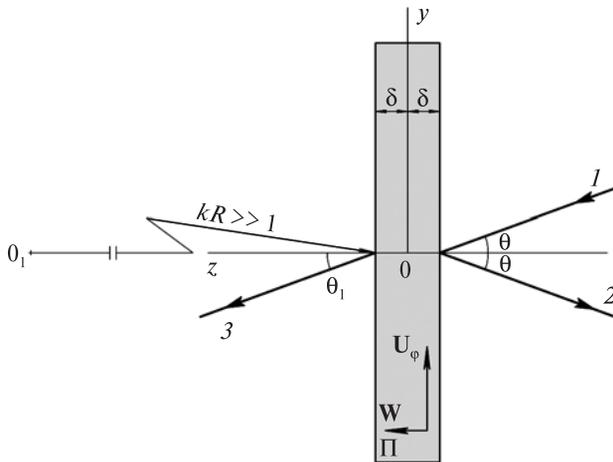


Рис. 2. Прохождение ультразвукового луча через упругий изотропный слой шпангоута корпуса

пространства снаружи корпуса прибора, P_{10} — амплитуда давления в падающей звуковой волне I . Если считать волновые числа со стороны падающей (P_1) и со стороны прошедшей (P_3) волн приблизительно одинаковыми, тогда $\theta_1 = \theta$. В противном случае следует воспользоваться законом Снеллиуса.

Давление в отраженной (2) и прошедшей (3) волнах можно записать в виде

$$\begin{aligned} P_2 &= P_{20} \exp i \{ \omega t - k_b [-(z + \delta) \cos \theta + y \sin \theta] \}, \\ P_3 &= P_{30} \exp i \{ \omega t - k_b [(z + \delta) \cos \theta_1 + y \sin \theta_1] \}. \end{aligned} \quad (3)$$

Имеет место плоская деформация слоя пластины в направлении y, z , которая не зависит от третьей координаты x , так как вдоль нее давление не изменяется.

Как известно, колебания пластины из жестких материалов в этом случае описываются уравнениями движения тонких плит в форме Ламе, но при условии, что длина следа падающей волны не меньше шестикратной толщины пластины:

$$\begin{aligned} (\lambda + \mu) \left(\frac{\partial^2 V}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial y \partial z} \right) + \mu \left(\frac{\partial^2 V}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 V}{\partial z^2} \right) &= \rho_c \frac{\partial^2 V}{\partial t^2}, \\ (\lambda + \mu) \left(\frac{\partial^2 V}{\partial y \partial z} + \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \right) + \mu \left(\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} \right) &= \rho_c \frac{\partial^2 W}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{E\sigma}{(1+\sigma)(1-2\sigma)},$$

$$\mu = \frac{E}{2(1+\sigma)},$$

где V, W — упругие смещения в направлении осей O_y и O_z , ρ_c — плотность слоя материала, λ, μ — упругие постоянные Ламе, E — модуль Юнга, σ — коэффициент Пуассона.

Звуковое давление на внешнюю поверхность корпуса равно

$$(P_1 + P_2)_{z=-\delta} = (P_{10} + P_{20}) \exp(-ik_b y \sin \theta),$$

а на внутреннюю —

$$(P_3)_{z=\delta} = P_{30} \exp(-ik_b y \sin \theta_1).$$

Представим акустическое давление в виде суммы симметричной и антисимметричной составляющих

$$P_c = \frac{1}{2} (P_{10} + P_{20} + P_{30}) \exp(-ik_b y \sin \theta),$$

$$P_a = \frac{1}{2} (P_{10} + P_{20} - P_{30}) \exp(-ik_b y \sin \theta_1)$$

и установим степень их влияния на колебания пластины «П».

Когда к пластине приложена симметричная составляющая P_c , граничные условия имеют вид

$$Z_z \Big|_{z=-\delta} = -P_c, \quad Z_y \Big|_{z=-\delta} = 0. \quad (5)$$

Когда к пластине приложена антисимметричная составляющая P_a давления, граничные условия имеют вид

$$\begin{aligned} Z_z \Big|_{z=-\delta} &= -P_a, \quad Z_y \Big|_{z=-\delta} = 0, \\ Z_z \Big|_{z=\delta} &= P_a, \quad Z_y \Big|_{z=\delta} = 0. \end{aligned} \quad (6)$$

Звукоизоляция преграды от звукового воздействия характеризуется долей звуковой мощ-

ности прошедшего излучения. Коэффициентом прохождения звука A называется отношение амплитуды P_{30} прошедшей волны к амплитуде P_{10} падающей волны, т. е. $A = P_{30}/P_{10}$. И поскольку мощности, переносимые волнами, пропорциональны квадратам амплитуды давлений, то величина $|A|^2$ есть коэффициент звукопроницаемости τ_θ преграды при падении звуковой волны под углом θ . Понятно, что в диффузном поле коэффициент звукопроницаемости τ_θ будет определяться осреднением по Пэрису

$$\tau = \int_0^{\pi/2} \tau_\theta \sin 2\theta d\theta.$$

Общая колебательная скорость слоев преграды под действием симметричной и антисимметричной составляющих звукового давления равна сумме симметричных и антисимметричных скоростей смещений на лицевой стороне корпуса ДУСУ (внешней стороне) и разности на внутренней (теневого) стороне корпуса.

С другой стороны, колебательные скорости поверхностей должны быть равны нормальным составляющим скоростей колебаний воздуха на передней и жидкости на внутренней стороне. Эти граничные условия можно записать в виде

$$\begin{aligned} \left. \frac{dW}{dt} \right|_{z=-\delta} &= \frac{P_1 - P_2}{\rho_B c_B} \cos \theta, \\ \left. \frac{dW}{dt} \right|_{z=\delta} &= \frac{P_3}{\rho_{ж} c_{ж}} \cos \theta, \end{aligned} \quad (7)$$

где $c_{ж} = 6c_B$.

Принимая сопротивление корпуса симметричным колебаниям значительно большим сопротивлению антисимметричным колебаниям, звукопроницаемость элементов корпуса чисто изгибным колебаниям можно записать в виде

$$\begin{aligned} \tau_\theta &= \left[\left(1 + \eta \frac{c_{и}^4}{c_B^4} \cdot \frac{m_{п} \omega}{2\rho_B c_B} \sin^4 \theta \cos \theta \right)^2 + \right. \\ &\left. + \left(1 - \frac{c_{и}^4}{c_B^4} \sin^4 \theta \right)^2 \left(\frac{\omega m_{п}}{2\rho_B c_B} \cos \theta \right)^2 \right]^{-1}, \end{aligned} \quad (8)$$

где $c_{и} = \sqrt[4]{D\omega^2 / m_{п}}$ — фазовая скорость распространения изгибных волн в корпусе, $m_{п} = 2\rho_k \delta$ —

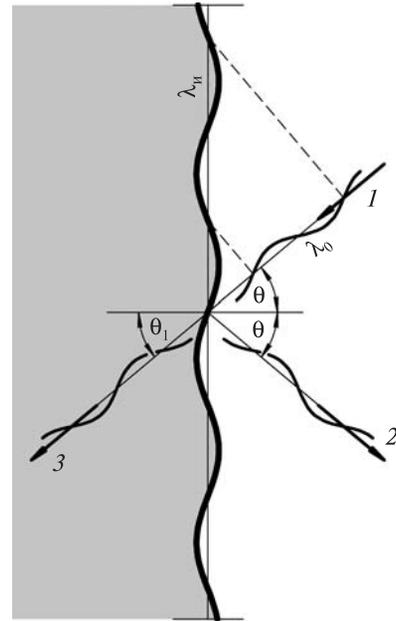


Рис. 3. Явление волнового совпадения: 1 — падающая волна, 2 — отраженная волна, 3 — прошедшая волна

удельная масса единицы площади корпуса, $D = \frac{2 E \delta^3}{3(1-\sigma^2)}$ — цилиндрическая жесткость материала корпуса, ρ_B — плотность воздуха (масса в единице объема).

Очевидно, что на низких частотах, когда $c_{и} < c_B$,

$$\tau_\theta = \frac{1}{1 + \left(\frac{\omega m_{п}}{2\rho_B c_B} \cos \theta \right)^2}.$$

С увеличением частоты ω скорость изгибных волн увеличивается. Начиная с некоторой так называемой граничной (критической) частоты, при соответствующем подборе угла падения θ всегда возможно равенство нулю второго члена знаменателя в выражении (8), т. е.

$$c_{и} = \frac{c_B}{\sin \theta_c}. \quad (9)$$

Соотношение (9) очерчивает явление волнового совпадения при изгибных колебаниях, установленное Л. Кремером. Разделив обе части формулы (9) на f , запишем ее в виде (рис. 3)

$$\lambda_b = \lambda_n \sin \theta,$$

где $\lambda_b = c_b / f$ — длина звуковой волны на лицевой (внешней) стороне корпуса, $\lambda_n = c_n / f$ — длина волны изгиба в элементарном участке корпуса.

Наличие волнового совпадения обеспечивает трансляцию энергии звукового излучения в зону акустической тени практически без потерь. В отличие от частотного резонанса, порожденного равенством собственной частоты и частоты излучения, при волновом резонансе имеет место совпадение геометрических размеров, а именно, следы падающей и изгибающей волны совпадают. Поскольку выделенный участок «П» корпуса предполагается неограниченным, то все частоты колебаний будут собственными. При явлении совпадения распределение давления в падающей волне I вдоль пластины точно соответствует распределению упругих смещений при собственных колебаниях пластины той же частоты, что и приводит к интенсивному росту колебаний.

При иных значениях угла θ звукопередача резко снижается, т.е. растет звукоизоляция. Наименьшая частота $f_{гр}$, при которой становится возможным волновое совпадение, будет, очевидно, при $\theta = \pi/2$ рад. Это следует из формулы (9):

$$f = \frac{c_b^2}{2\pi \sin \theta} \sqrt{\frac{m_{п}}{D}},$$

$$f_{гр} = f \Big|_{\theta=\frac{\pi}{2}} = \frac{c_b^2}{2\pi} \sqrt{\frac{m_{п}}{D}}. \quad (10)$$

Начиная с граничной частоты, характер прохождения звука через корпус определяется явлением совпадения. Из формулы (9) видно, что каждой частоте соответствует свой угол падения θ_c , при котором звуковая волна проходит внутрь прибора с минимальными потерями. Основное значение для звукопроницаемости при частотах $f_{гр} < f$ приобретает область углов падения

$$\theta_c = \arcsin \frac{c_b}{c_n}.$$

Для иллюстрации проведем численную оценку явления. Пусть для алюминия $\sigma = 0.25$, $E = 10300 \cdot 10^7$ Н·м⁻², $m_{п} = 54$ Н·с², $\omega = 2\pi f$, $f = 42$ кГц, $\rho_k = 27$ кН·м⁻¹с², $\delta = 1$ мм, $c_b =$

$= 331$ м·с⁻¹. Тогда

$$c_n = \sqrt[4]{\frac{D(2\pi)^2 f^2}{m_{п}}} = \sqrt[4]{\frac{2E\delta^2(2\pi)^2 f^2}{3m_{п}(1-\sigma^2)}} = 1900 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1},$$

$$f_{гр} = 15.453 \text{ кГц},$$

$$c_n = \frac{c_b}{\sin \theta_n};$$

$$\sin \theta_n = 0.1742, \theta_n = 10^\circ,$$

$$c_{п} = \sqrt{\frac{E}{\rho_k(1-\sigma^2)}} = 3333 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1},$$

$$c_{п} = \frac{c_b}{\sin \theta_{п}}, \sin \theta_{п} = 0.09, \theta_{п} = 5^\circ 10'.$$

Таким образом, корпус прибора становится «акустически прозрачным» при значениях угла падения волны $\theta = 10^\circ$ (в этом случае интенсивная перекачка звуковой энергии осуществляется изгибающей волной корпуса и зависит от частоты f акустического излучения) и при значениях угла $\theta = 5^\circ 10'$, когда интенсивную трансляцию звуковой энергии осуществляет окружающая, по параллели, скорость, которая не зависит от частоты излучения.

Эти два значения угла θ наиболее опасны, так как способствуют практически беспрепятственному прохождению внутрь прибора, точнее в жидкостатическую часть подвеса, акустического излучения извне.

В этом случае предполагается, что импеданс $Z_c < Z_a$, т.е. сопротивление материала корпуса антисимметричным (изгибающим) колебаниям значительно больше сопротивления симметричным колебаниям. В этом случае имеет место соотношение

$$c_{п} = \frac{c_b}{\sin \theta}, \quad (11)$$

где $c_{п} = [E\rho_k^{-1}(1-\sigma^2)^{-1}]^{1/2}$ — скорость распространения продольной (огибающей) волны.

Равенство (11) определяет явление волнового совпадения при симметричных колебаниях корпуса, которое возникает каждый раз, когда следы падающей и продольной волн совпадают, причем, совпадение зависит только от угла падения волны и может проявляться на любой частоте излучения.

ВЫВОДЫ

Представленные результаты обращают внимание на особенности летной эксплуатации гиперзвуковых летательных аппаратов. В частности, анализируется природа появления дополнительных погрешностей пилотажно-навигационного оборудования в поле ультразвукового излучения.

Установлены условия возникновения резонансных проявлений в полиагрегатном подвесе гироскопа и проведена оценка влияния угла падения ультразвукового луча, а также частоты излучения на возникновение пространственного резонанса (волнового совпадения) в подвесе.

Результаты представляют интерес для специалистов авиационно-космической отрасли и могут быть использованы при тестировании изделий на стендах предполетной аттестации.

1. *Бойко Г. В.* Линейно упругий подвес поплавкового гироскопа в акустическом поле // Технологический аудит и резервы производства. — 2013. — 6, № 1 (14). — С. 7—10.
2. *Калиніна М. Ф., Шибецький В. Ю.* Прояв акустичного імпедансу при старті РН // Людина і космос: Тез. доп. XIV Міжнарод. наук.-практ. конф. — Дніпропетровськ: НЦАОМУ ім. О. М. Макарова, 2012. — С. 14.
3. *Карачун В. В., Мельник В. Н., Ковалец О. Я.* Линейно-упругий поплавковий подвес гироскопа. — К.: «Корнейчук», 2009. — 239 с.
4. *Косова В. П.* Надзвуковий політ і похибки поплавкового гіроскопа // Achievement of high school: Матер.

VIII междунар. науч.-практ. конф. — София: «Бял ГРАД-БГ», 2012. — С. 30—32.

5. *Мельник В. М., Карачун В. В.* Уменьшение акустической погрешности поплавкового дифференцирующего гироскопа пассивными методами // Восточно-Европейский журн. передовых технологий. — 2013. — № 6/7 (66). — С. 39—41.
6. *Ригли У., Холлистер У., Денхард У.* Теория, проектирование и испытания гироскопов: Пер. с англ. — М: Мир, 1972. — 416 с.

Стаття надійшла до редакції 08.05.14

Г. В. Бойко

РЕЗОНАНС ХВИЛЬОВОГО ЗБИГУ В УМОВАХ ГІПЕРЗВУКОВОГО ПОЛЬОТУ

Наводяться результати аналізу виникнення хвильового збігу у підвісі двоступеневого поплавкового гіроскопа в умовах гіперзвукового польоту. Будується розрахункова модель пружної взаємодії ультразвукового променя з поліагрегатним підвісом і визначаються умови виникнення явища «акустичної прозорості» для двох типів генерованих у корпусі приладу хвиль.

G. V. Boiko

COINCIDENCE RESONANCE IN HYPERSOUND FLIGHT CONDITIONS

We present some results of our analysis of the origin of wave coinciding in the suspension of a two-step float gyroscope in hypersound flight conditions. We construct a calculation model of resilient interaction between the ultrasonic ray and polyaggregate suspension. The conditions necessary for the occurrence of the acoustic transparency phenomenon are considered for two types of waves generated in the device body.