

УДК 629.7.054

ВЛИЯНИЕ ПОДЪЕМА ЛИНИИ МЕРИДИАНА ПОДВЕСА НА ПОГРЕШНОСТЬ ИНЕРЦИАЛЬНОГО СЕНСОРА

В. В. Карачун

Доктор технических наук, профессор*

E-mail: karachun11@i.ua

В. Н. Мельник

Доктор технических наук, профессор,

заведующий кафедрой*

E-mail: karachun11@i.ua

*Кафедра биотехники и инженерии

Национальный технический университет Украины

«Киевский политехнический институт»

пр. Победы, 37, г. Киев, Украина, 03056

Здійснюється чисельний аналіз систематичної похибки інерціального сенсора на базі двохступеневого поплавкового гіроскопа під дією ударної N-хвилі в умовах гіперзвукового польоту. Доведена ефективність зниження впливу акустичного випромінювання шляхом конструкторсько-технологічних рішень і переходом рухомої частини підвісу до поверхонь з ненульовою гаусовою кривизною у вигляді випуклої лінії меридіану її оболонкової частини

Ключові слова: систематична похибка, інерціальний сенсор, лінія меридіану, середній шпангоут, підвіс гіроскопа

Осуществляется численный анализ систематической погрешности инерциального сенсора на базе двухступенного поплавкового гироскопа под действием ударной N-волны в условиях гиперзвукового полета. Доказана эффективность снижения влияния акустического излучения путем конструкторско-технологических решений и переходом подвижной части подвеса к поверхностям с ненулевой гауссовой кривизной в виде выпуклой линии меридиана ее оболочечной части

Ключевые слова: систематическая погрешность, инерциальный сенсор, линия меридиана, средний шпангоут, подвес гироскопа

1. Введение

Исследования относятся к области прикладной механики и посвящены изучению путей повышения точности автономного позиционирования управляемых и беспилотных летательных аппаратов в условиях гиперзвукового движения. Рассматривается один из методов конструкторско-технологических решений с позиции эффективности подавления влияния на точность позиционирования одновременно действующих двух внешних возмущающих факторов – углового движения летательного аппарата и ударной N-волны.

Оборонное научное агентство *DARPA, США*, приняло решение об интенсификации разработок гиперзвуковых летательных аппаратов в ходе выполнения программы *ИН*, которая призвана решить все технические проблемы гиперзвукового полета. Пентагон твердо придерживается позиции перспективности создания гиперзвуковых систем оружия, непререкаемой способности гиперзвуковых технологий для обеспечения военного доминирования *США* при решении общенациональных задач в сфере безопасности.

Первые полномасштабные испытания гиперзвуковых самолетов *X-plane (HX)* намечены на 2016 год. Самолет будет запускаться ракетой-носителем, а после выполнения задания – опускаться на Землю с помощью парашюта. Это позволит снизить технологические риски, с одной стороны, увеличить интенсивность тестирования перспективных систем – с другой.

Гиперзвуковой полет со скоростью 20 М позволяет доставить полезный груз в течение одного часа в любую точку планеты.

2. Постановка проблемы

В рамках программы *ИН* намечены масштабные исследования гиперзвуковых технологий по пяти магистральным направлениям – системы теплозащиты, аэродинамика, наведение, навигация и управление движением, оборудование и двигатели.

При скорости 20 М самолет *HX* нагреется до температуры 2000 °С и, таким образом, проблемы с перегревом и последующим разрушением фюзеляжа весьма актуальны и являются основной причиной многих неудачных испытаний гиперзвуковой ракеты *X-51* и гиперзвукового бомбардировщика *HTV-2*.

На сегодняшний день эффективным средством борьбы с перегревом конструкции является *абляция* (от лат. *ablation* – отнятие), состоящая в эффективном снижении перегрева элементов фюзеляжа, обтекателей или двигателей набегающим потоком (или тепловым факелом) за счет отбора теплоты на испарение слоя специального защитного материала.

Конечной целью программы *ИН* является доведение до пригодного к серийному производству уровня технологий гиперзвукового полета. В результате, американские военные получат оружие глобального удара с невероятной дальностью стрельбы – 37 тысяч километров. Нужно отметить, что ни одно из современных

средств ПВО не способно поразить ракету, летящую со скоростью 20 М.

В работе основное внимание уделено четвертому магистральному направлению гиперзвуковых технологий – *навигации и управлению движением*. В качестве объекта исследований служит инерциальный сенсор на базе двухстепенного гироскопа с жидкостатическим подвесом. Задача исследований состоит в решении проблемы уменьшения влияния ударной *N-волны* гиперзвукового полета на поплавковый гироскоп. Вместе с тем, очевидно, что первое направление – *системы теплозащиты* – тесно переплетается с четвертым, так как повышение температуры способствует беспрепятственному прохождению *N-волны* внутрь сенсоров и генерированию в механических системах подвеса широкого спектра нелинейных колебаний, в том числе и резонансных.

В качестве средств достижения поставленной цели предлагается метод конструкторско-технологических решений, состоящий в переходе оболочечных фрагментов подвеса

к поверхностям с ненулевой гауссовой кривизной, в частности, с выпуклой линией меридиана.

$$U_z(t, z, \varphi) = 4 \int_{\varepsilon_1=0}^{\pi/2} \int_{\varepsilon_2=0}^{\pi/2} \left\{ \sum_{k=2}^{\infty} [a_k^{(1)}(t)z^2(1-z)^2 \cos k\varphi \cos z + a_k^{(2)}(t)z^2(1-z)^2 \sin k\varphi \sin z] \right\} \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \delta \varepsilon_1 \delta \varepsilon_2, \quad (1)$$

$$U_z(t, z, \varphi) = 4 \int_{\varepsilon_1=0}^{\pi/2} \int_{\varepsilon_2=0}^{\pi/2} \left\{ \sum_{k=2}^{\infty} [b_k^{(1)}(t)z^2(1-z)^2 \sin k\varphi \cos z + b_k^{(2)}(t)z^2(1-z)^2 \cos k\varphi \sin z] \right\} \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \delta \varepsilon_1 \delta \varepsilon_2, \quad (2)$$

3. Литературный обзор

Двухстепенные гироскопы с жидкостатическим подвесом нашли широкое применение в гиперзвуковой авиации не только как пилотажное оборудование, но и как навигационное обеспечение полета, благодаря высокой надежности и точности измерений [1 – 4].

Полиагрегатная структура подвеса гироскопа позволила практически исключить сухое трение на выходной оси прибора. Но, при этом, создала массу проблем при гиперзвуковых технологиях полета. Прежде всего, это мощная ударная волна, во-вторых, сверхвысокие температуры (до 2000 °С) и порождаемые ими ухудшения точности поплавковых гироскопов вследствие беспрепятственной трансляции проникающего акустического излучения [5 – 7].

Переход подвеса в импедансную структуру служит появлению дополнительных погрешностей измерений, причиной которых является упруго-напряженное состояние материала, воспринимаемое гироскопом как полезный сигнал [8 – 10]. Возникающие при этом Эйлеровы силы инерции и их влияние на инерциальные сенсоры, безусловно, должны служить объектом пристального внимания разработчиков.

Изменение упруго-податливых свойств подвеса гироскопа путем перехода оболочечных фрагментов поплавка к поверхностям с выпуклой линией меридиана позволит оценить целесообразность масштабов этого перехода в плане уменьшения погрешностей измерений.

4. Влияние подъема линии меридиана поплавка на систематическую погрешность сенсора

4. 1. Численный анализ упругих перемещений поверхности поплавка в диффузном акустическом поле

Предполагается, что кривая $f(z)$, образующая оболочку вращения, симметрична относительно среднего шпангоута. Считается также, что

$$f(0) = f(1) = R,$$

т. е. на краях оболочки длины l поперечные сечения имеют вид окружности радиуса R .

Считая, что максимальный подъем δ линии меридиана от величины R имеет место в среднем шпангоуте, можно записать линию меридиана в виде

$$f(z) = R + \delta \sin \frac{\pi z}{1},$$

где z - координата протяженности оболочки.

В случае циклического нагружения ($2 \leq k$), координатные функции подвеса будут иметь вид [11]:

$$W(t, z, \varphi) = 4 \int_{\varepsilon_1=0}^{\pi/2} \int_{\varepsilon_2=0}^{\pi/2} \left\{ \sum_{k=2}^{\infty} [c_k^{(1)}(t)z^4(1-z)^4 \cos k\varphi \cos z + c_k^{(2)}(t)z^4(1-z)^4 \sin k\varphi \sin z] \right\} \cos \varepsilon_1 \sin \varepsilon_1 \cos \varepsilon_2 \sin \varepsilon_2 \delta \varepsilon_1 \delta \varepsilon_2, \quad (3)$$

где ε_1 и ε_2 - углы падения акустической волны; U_z , U_φ , W – координатные функции подвеса по протяженности z , по параллели φ и в радиальном направлении.

Численный анализ упругих перемещений проведем для следующих значений входящих величин (табл. 1):

$$\begin{aligned} l &= 0,06 \text{ м}; \\ v &= 0,32; \\ h &= 1 \cdot 10^{-4} \text{ м}; \\ E &= 7 \cdot 10^{10} \text{ Нм}^{-2}; \\ \rho &= 2,7 \cdot 10^3 \text{ Нм}^{-3}; \end{aligned}$$

$$\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = \frac{\pi}{6} \text{ рад};$$

$$k_{01} = \frac{\omega}{330} \text{ м}^{-1};$$

$$A = 0,7;$$

$$B = 0,3.$$

Оценка погрешностей датчика угловых скоростей проводилась в среде программы MathCad (рис. 1). Численные значения параметров прибора приняты для серийно выпускаемых промышленностью образцов изделий.

Деформированное состояние поверхности подвеса представлено на рис. 2.

```

Wd := for i ∈ 0..20
      for j ∈ 0..120
        zi ← i·0.05
        φj ← j·0.05
        Δc1i,j ← cw31·bφ31·Qz1i,j - az31·bφ31·Qw1i,j - az21·bφ21·Qw1i,j + cw41·bφ21·Qz1i,j - az21·cw31·Qφ1i,j + az31·cw41·Qφ1i,j
        Δc2i,j ← az22·bφ22·Qw2i,j - az32·bφ32·Qw2i,j + cw32·bφ32·Qz2i,j - cw42·bφ22·Qz2i,j - az22·cw32·Qφ2i,j + az32·cw42·Qφ2i,j
        Δ1 ← az41·cw31·bφ31 - az31·cw21·bφ31 - az21·cw31·bφ41 - az21·cw21·bφ21 + az41·cw41·bφ21 + az31·cw41·bφ41
        Δ2 ← az22·cw22·bφ22 - az32·cw22·bφ32 - az22·cw32·bφ42 + az42·cw32·bφ32 - az42·cw42·bφ22 + az32·cw42·bφ42
        c11i,j ← Δc1i,j / Δ1
        c12i,j ← Δc2i,j / Δ2
        Wdi,j ← 4 ∫00,95·π ∫00,95·π c11i,j [(zi)4 (1 - zi)4 cos(φj) cos(zi) + c12i,j [(zi)4 (1 - zi)4 sin(φj) sin(zi)] · cos(ε1) sin(ε1) · (cos(ε2) sin(ε2)) dε1 dε2
    
```

Рис. 1. Программа вычислений упругих колебаний поверхности поплавкового подвеса в акустическом поле

Таблица 1

Максимальные упругие перемещения поверхности подвеса в среднем шпангоуте

ω, с ⁻¹	U _z , м	U _φ , м	W, м
600	0,9819·10 ⁻⁸	4,506·10 ⁻⁸	4,786·10 ⁻⁸
1200	0,7407·10 ⁻⁸	4,466·10 ⁻⁸	4,765·10 ⁻⁸
1800	0,4869·10 ⁻⁸	4,425·10 ⁻⁸	4,741·10 ⁻⁸
2400	0,312·10 ⁻⁸	4,397·10 ⁻⁸	4,721·10 ⁻⁸
3000	0,224·10 ⁻⁸	4,381·10 ⁻⁸	4,704·10 ⁻⁸
3600	0,1836·10 ⁻⁸	4,371·10 ⁻⁸	4,689·10 ⁻⁸
4200	0,1577·10 ⁻⁸	4,361·10 ⁻⁸	4,673·10 ⁻⁸
4800	0,1366·10 ⁻⁸	4,351·10 ⁻⁸	4,654·10 ⁻⁸
5400	0,1208·10 ⁻⁸	4,34·10 ⁻⁸	4,634·10 ⁻⁸
6000	0,109·10 ⁻⁸	4,328·10 ⁻⁸	4,612·10 ⁻⁸

Аналитически она представляется формулой (4) из монографии [12]:

$$\Delta\omega^a = \frac{c}{H(1+N_1)+B(N_2+N_3)} (\tilde{\beta}_1^a)_{\text{сст.}} = \frac{4vhI_z \cos \epsilon_{11}}{3R_0 [H(1+N_1)+B(N_2+N_3)]} \left[\rho_\theta \left(-6\omega_1 a_1^{(1)} + \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(1)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(1)} \right) + \rho_\phi \left(-6\omega_1 a_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 c_1^{(2)} - \frac{B}{H} \omega_1^2 b_1^{(2)} \right) - 3\rho_\psi \omega_1' c_1^{(2)} \right],$$

где $\omega_1 = v + l_1 \pi$, $l_1 = 0, 1, 2, \dots$; $\omega_1' = v + (-1 + l_2) \frac{\pi}{2}$, $(l_2 = 0, 2, 4, 6, \dots)$;

$N_1, N_2, N_3, a_1, b_1, c_1$ – коэффициенты [12]; $I_z = 1,5 \cdot 10^{-4}$ Нм²; $v_1 = 0,5$ с⁻¹;

$$\rho_\phi = \rho_\theta = \rho_\psi = \frac{\pi}{36} \text{ рад}; n = 34,5.$$

Расчетные значения систематической погрешности сенсора $\Delta\omega^a$ при различных уровнях подъема образующей подвеса в среднем шпангоуте проводились по формуле (4) и для наглядности приведены в графической интерпретации на рис. 3.

При подъеме линии меридиана до $1,3 \cdot 10^{-3}$ м опасной является частота 400 Гц, когда погрешность $\Delta\omega$ достигает $3,5$ град с⁻¹ (рис. 2, а). Дальнейшее увеличение подъема до $1,4 \cdot 10^{-3}$ м порождает четыре опасные частоты – 350 Гц, 500 Гц, 660 Гц и 930 Гц, когда погрешность составляет $2,5$ град с⁻¹, 2 град с⁻¹, 1 град с⁻¹ и $2,2$ град с⁻¹ (рис. 2, б). При значениях величины подъема $\delta = 1,5 \cdot 10^{-3}$ м – расчетная погрешность прибора равна $3,6$ град с⁻¹ на частоте 275 Гц и 4 град с⁻¹ на частоте 745 Гц (рис. 2, в). Начиная с величины подъ-

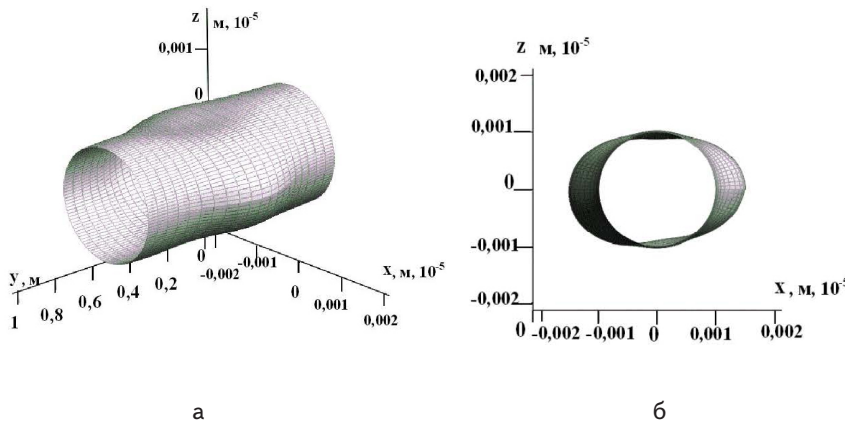


Рис. 2. Деформированная поверхность подвеса с выпуклой линией меридиана: $\omega = 3000$ с⁻¹; $P_{10} = 200$ Нм²: а – аксонометрия подвеса в акустическом поле; б – фронтальная поверхность

4. 2. Систематическая погрешность инерциального сенсора под действием ударной N-волны

Систематическая погрешность $\Delta\omega^a$ представляет наибольший практический интерес, поэтому ограничимся изучением именно ее особенностей.

ема $\delta=1,6 \cdot 10^{-3}$ м (рис. 3, г), и далее при $\delta=1,7 \cdot 10^{-3}$ м (рис. 2, д) $\delta=1,8 \cdot 10^{-3}$ м (рис. 2, е) значения погрешности находятся ниже зоны чувствительности и, как видно, опасности не представляют.

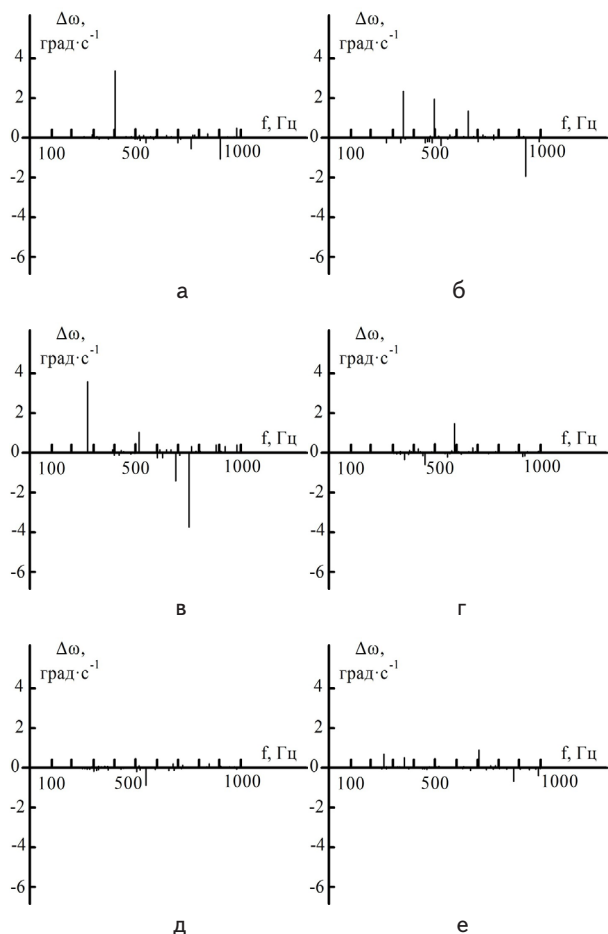


Рис. 3. Расчетная погрешность поплавкового гироскопа с выпуклым подвесом при действии ударной волны:

- а – $\delta=+1,3 \cdot 10^{-3}$ м; б – $\delta=+1,4 \cdot 10^{-3}$ м;
- в – $\delta=+1,5 \cdot 10^{-3}$ м; г – $\delta=+1,6 \cdot 10^{-3}$ м;
- д – $\delta=+1,7 \cdot 10^{-3}$ м; е – $\delta=+1,8 \cdot 10^{-3}$ м

Очевидно, что с точки зрения минимума систематической погрешности изучаемого класса поплавковых гироскопов, под действием *N-волны* предпочтительным является подъем линии меридиана в среднем шпангоуте до $+1,7 \cdot 10^{-3}$ м (рис. 2, е). Во всех остальных случаях имеют место резонансные увеличения погрешности сенсора в акустическом поле.

Окончательное решение при выборе уровня подъема образующей подвеса следует принимать в контексте с другими задачами навигации летательного аппарата выбранного класса. Немаловажным является порог чувствительности инерциального сенсора.

Расчетные значения погрешностей инерциального сенсора на базе двухстепенного поплавкового гироскопа с выпуклой подвижной частью подвеса позволяют оценить для заданного класса приборов степень эффективности и применимости изучаемого метода для повышения точности сенсоров в полетных условиях. Численный анализ погрешностей для классической круговой оболочки дал удовлетворительное совпадение со стендовыми исследованиями [11, 12].

Результаты могут быть использованы в ракетно-космической индустрии при оценке Тактико-Технических характеристик изделий в целом.

4. Выводы

Расчеты погрешностей $\Delta\omega^3$ гироскопического датчика угловых скоростей с выпуклой линией меридиана поплавка убедительно доказывают эффективность конструкторско-технологических решений для обеспечения паспортных характеристик сенсоров.

Достаточная аналитическая обеспеченность описания структуры возникающих в эксплуатационных условиях дополнительных погрешностей сенсоров позволяет решать в дальнейшем задачи оптимизации подвеса гироскопа с жидкостатической составляющей с позиций обеспечения минимального влияния ударной *N-волны* гиперзвукового полета.

Полученные результаты точностных характеристик инерциальных датчиков позиционирования могут быть использованы при тестировании опытных разработок и оценке соответствия паспортным требованиям в рамках гарантийных обязательств завода-изготовителя находящихся в эксплуатации изделий.

Литература

1. Гиперзвук: третий участник гонки [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://rus.ruvr.ru/2014_01_17/Giperzvuk-tretij-uchastnik-gonki-8178/-17.01.2014 p. – Заг. с экрана.
2. Шибельский, В. Ю. Збурюющий вплив на чутливі датчики ГСП при льотній експлуатації гіперзвукових літальних апаратів [Текст] : VIII Між. наук.-прак. конф. / В. Ю. Шибельский // Достижения высшей школы. – Болгария, София, 2013. – С. 10–13.
3. Бойко, Г. В. Линейно упругий подвес поплавкового гироскопа в акустическом поле [Текст] / Г. В. Бойко // Технологический аудит и резервы производства. – 2013. – № 6/1 (14). – С. 7–10.
4. Karachun, V. V. Influence of Diffraction Effects on the Inertial Sensorg of a Gyroscopically Stabilized Platform: Three-Dimansional Problem [Text] / V. V. Karachun, V. N. Mel'nik // International Applid Mechanics. –2012. – Vol. 48, № 4. – P. 458–464.
5. Китай продемонстрировал свой луноход [Электронный ресурс]. режим доступа: <http://www.cnews.ru/news/line/index.shtml?2013/11/06/548469>. – Заг. с экрана.
6. Никитин, В. История будущего: как человечество прокладывает дорогу в космос [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.cnews.ru/reviews/index.shtml?2013/07/06/534634>. – Заг. с экрана, 2013.

7. Новый тип оружия: беспилотник-камикадзе [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.cnews.ru/news/line/index.shtml?2012/07/12/496176>. – 12.07.2012. – Заг. с экрана.
8. Karachun, V. V. Elastic Stress State of a Floating-Tube Suspension in the Acoustic Field. Deviation of Spin Axis [Text] / V. V. Karachun, V. N. Mel'nick // Strength of Materials. Springer Science Business Media New York, November. – 2012. – Vol. 44, № 6. – P. 125–136.
9. Karachun, V. V. Influence of Diffraction Effects of the Inertial Sensors of a Gyroscopically Stabilized Platform: Three – Dimensional Problem [Текст] / V. V. Karachun, V. N. Mel'nick // International Applied Mechanics. – 2012. – Vol. 48, № 4. – P. 458–464.
10. Запуск космического корабля Orion состоится в 2014 году [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.cnews.ru/news/line/index.shtml?2013/11/11/549147>. - 25.11.2013 г. – Заг. с экрана.
11. Косова, В. П. Надзвуковий політ і похибки поплавоквого гіроскопа [Текст] : матеріали VIII між. науч.-практ. конф. / В. П. Косова // Достижения высшей школы. – София «Бял Град - БТ», 2012. – С. 30–32.
12. Илляшенко, Н. Н. Представление сверхзвукового пограничного слоя РН [Текст] ; XV міжн. науч.-практ. конф. / Н. Н. Илляшенко, В. П. Косова // Людина і космос. – Дніпропетровськ, 2013. – 284 с.

Проведено математическое моделирование и численный расчет вынужденных резонансных колебаний составной электромеханической трехэлементной системы «металлическая пластина – пьезокерамические цилиндрические панели» с учетом рассеяния энергии под воздействием внешнего переменного электрического поля. Построены амплитудно-частотные характеристики колебаний системы в диапазоне частот, включающем первые две резонансные частоты. Исследовано напряженно-деформированное состояние системы на частоте основного резонанса

Ключевые слова: моделирование колебаний, металлическая пластина, пьезокерамические цилиндрические панели, рассеяние энергии, напряженно-деформированное состояние

Проведено математичне моделювання та чисельний розрахунок вимушених резонансних коливань складеної електромеханічної триелементної системи «металева пластина – п'єзокерамічні циліндричні панелі» з урахуванням розсіювання енергії під дією зовнішнього змінного електричного поля. Побудовано амплітудно-частотні характеристики коливань системи у діапазоні частот, що включає перші дві резонансні частоти. Досліджено напружено-деформований стан системи на частоті основного резонансу

Ключові слова: моделювання коливань, металева пластина, п'єзокерамічні циліндричні панелі, розсіювання енергії, напружено-деформований стан

УДК 517.958.534.1

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ТА РОЗРАХУНОК ВИМУШЕНИХ РЕЗОНАНСНИХ КОЛИВАНЬ СКЛА- ДЕНОЇ ЕЛЕКТРО- МЕХАНІЧНОЇ СИСТЕМИ

І. О. Ластівка

Доктор технічних наук, доцент,
завідувач кафедриКафедра вищої математики
Національний авіаційний університет
пр. Космонавта Комарова, 1, м. Київ,
Україна, 03680

E-mail: iola@nau.edu.ua

1. Вступ

У сучасних технічних пристроях і різного роду електроакустичних системах [1] все більш широке застосування знаходять п'єзокерамічні перетворювачі енергії, робота яких базується на використанні явища п'єзоелектричного ефекту [2, 3].

П'єзокерамічні випромінювачі та прийомники звуку з успіхом використовуються у пристроях виявлення дефектів, мікрофонах, гідрофонах, побутовій техніці, у системах управління зі зворотнім зв'язком, в телебаченні, у пристроях медичної діагностики тощо. Широке використання п'єзокерамічних перетворювачів енергії, зокрема, для експериментальних діагно-

стичних досліджень властивостей Світового океану таких, як явище рефракції, внутрішніх хвиль, макро-неоднорідностей морського дна, крупномасштабних вихорових рухів вод, а також для акустичної розвідки корисних копалин у морському ґрунті тощо, обумовлює ряд технічних вимог до п'єзоперетворювачів. До переліку цих вимог необхідно віднести необхідність ефективного випромінювання в області достатньо низьких частот при мінімально можливих габаритах і масах перетворювачів. Реалізація низьких частот в п'єзокерамічних випромінювачах та прийомників енергії традиційних типів – стержневих і циліндричних [1, 4, 5] – перетворюють їх у складні, громіздкі і важкі пристрої, стає проблематичним як виготовлення