

УДК 629.7.054

В.М. МЕЛЬНИК, В.В. КАРАЧУН, І.Г. БАРАНОВА, О.С. ШАДРІНА

Національний технічний університет України «КПІ», Київ, Україна

ХВИЛЬОВІ ПРОЦЕСИ В ПРУЖНИХ ОБОЛОНКОВИХ ФРАГМЕНТАХ ДВИГУНІВ

Розглядаються пружні деформації поверхні оболонкових фрагментів двигунів під дією акустичного випромінювання. Окреслено шляхи аналізу ступеня перехресного впливу пружних деформацій конструкції.

акустичне випромінювання, пружні деформації, згинний рух, площа шпангоута, граничні умови, невісесиметричний вплив, інжекція акустичної енергії

Вступ

В акустичні коливання реалізується близько 10^{-4} потужності реактивних двигунів. Так, наприклад, для одного літака стратегічної бомбардувальної авіації класу В-2А, В-52Н, В-1В вона становить 1...4 кВт. За одну годину польоту енергія акустичного випромінювання сягає 3,6...14,4 мДж. За даними INTERNET (www.irak.ru, www.ramber.ru та ін.) в березні 2003 року під час бойових дій один літак інжектував в навколишнє середовище $6 \cdot 10^3$ Дж енерговиділення (продукти згоряння та акустична енергія).

Постановка проблеми. За натурних умов потік акустичної потужності становить 0,3...1 мВт/м². Надійність літальних апаратів та їх спроможність виконувати тактичні задачі залежить від здатності конструкції фюзеляжу та комплектуючих протистояти генеруємій в матеріалі акустичній вібрації. Характер та закономірності розповсюдження хвильових процесів певним чином окреслюють межі тактико-технічних характеристик об'єкту в цілому.

Таким чином, аналіз явища, його прояви та небезпечність виникнення особливостей резонансного типу, дозволять обрати ефективний шлях боротьби з ним. Методи та засоби ізоляції – пасивні, активні, компенсаційні тощо – обираються в кожному конкретному випадку індивідуально.

Огляд публікацій та виділення невирішених проблем. Наявні матеріали теоретичних та експериментальних досліджень надають змогу окреслити коло прикладних задач науковців в межах вивчення міцності матеріалу та стану його початкового руйнування під дією акустичних хвиль внаслідок появи необоротних деформацій поверхні [1 – 3]. Поза увагою залишається попередня фаза – пружна взаємодія, закономірність її появи, локальні та глобальні прояви на імпедансних конструкціях.

Постановка задачі досліджень. Оболонкові фрагменти, в тій чи іншій мірі, притаманні практично всім конструкціям двигунів. Тому аналіз збудженого руху поверхні оболонки під дією акустичного випромінювання має значний теоретичний і практичний інтерес. Найбільш підвладною звуковим полям постає радіальна складова пружного руху поверхні оболонки. Однак, для повної картини явища слід означити ступінь впливу інших складових – колової (вздовж паралелі) та поздовжньої.

Викладення змісту основного матеріалу

Рівняння руху в площині шпангоута мають вигляд:

$$\left[-1 + \beta_1 (2z - 1)^2 \right] \frac{\partial^4 W}{\partial z^4} - c_1 \frac{\partial^4 W}{\partial z^2 \partial \varphi^2} -$$

$$\begin{aligned}
& -c_2 \frac{\partial^4 W}{\partial \varphi^4} + c_3 (2z-1) \frac{\partial^3 W}{\partial z^3} - c_4 \frac{\partial^3 W}{\partial z \partial \varphi^2} + \\
& + c_5 \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - c_6 \frac{\partial^2 W}{\partial \varphi^2} - c_7 (2z-1) \frac{\partial W}{\partial z} - \\
& - c_8 \frac{\partial^3 U_\varphi}{\partial z^2 \partial \varphi} - c_9 \frac{\partial^3 U_\varphi}{\partial z^2 \partial \varphi} - c_{10} \frac{\partial^3 U_\varphi}{\partial z \partial \varphi^2} + \\
& + c_{11} (2z-1) \frac{\partial^2 U_z}{\partial z^2} + c_{12} (2z-1) \frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z \partial \varphi} + \\
& + c_{13} \frac{\partial U_z}{\partial z} + c_{14} \frac{\partial U_\varphi}{\partial \varphi} - c_{15} (2z-1) U_z = \\
& = [-1 + \beta_1 (2z-1)^2] q + \\
& + \gamma^2 [-1 + \beta_2 (2z-1)^2] \frac{\partial^2 W}{\partial t^2},
\end{aligned} \quad (1)$$

де U_z , U_φ , W – пружні переміщення в поздовжньому, коловому та радіальному напрямках; $q(z, \varphi, t)$ – зовнішнє навантаження; φ, z – координати точки на поверхні (вздовж лінії паралелі та поздовжньої);

$$c_i = c_i(\delta, R, \nu, l, h);$$

$$\gamma = \gamma(\nu, l, h, \rho_1, E, \omega_0);$$

$\beta_1 = \beta_1(\delta, R, l)$; $\beta_2 = \beta_2(\delta, R, l)$; R, l, h – радіус, довжина та товщина оболонки; δ – підйом лінії меридіану від $R = \text{const}$.

Приймаємо, що на поверхню оболонки діє довільне навантаження q . На її краях $z = 0$, $z = 1$ задані граничні умови – кінематичні, геометричні або сили.

Інтегрування методом Бубнова-Гальоркіна дає можливість обчислити радіальне переміщення у вигляді:

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

де $k = 0, 1, 2, \dots$. Найбільш важливим для даної задачі постає випадок невісесиметричного навантаження ($k = 1$).

Головна вимога до аналітичного представлення функцій $W_i^{(s)}(z, t)$ полягає в тому, що на відрізку $z \in [0, 1]$ вони повинні бути повними та лінійно незалежними. Додатково можна вимагати їх ортогональності. Отже,

$$W_i^{(s)}(z, t) = \omega^{(si)}(z) \sum_{j=0}^{\infty} C_j^{(si)}(t) W_j^{(si)}(z), \quad (3)$$

де $\omega^{(si)}$ – функції Кравчука.

Сформулювавши граничні умови, можна розв'язати рівняння (1) та обчислити $W(z, \varphi, t)$, оцінивши, між іншим, ступінь впливу пружних переміщень за двома іншими напрямками.

Висновки

Аналітичний опис динаміки пружної поверхні оболонкових фрагментів надає можливість розкрити природу впливу акустичного випромінювання на конструктивні елементи і, тому, обрати шляхи зменшення цього прояву. Останнє дозволить вирішувати питання надійності та довговічності виробів в цілому.

Література

1. Гладкий В.Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. – М.: Наука, 1969. – 496 с.
2. Фокс Вильямс Д.Е. Шум высокоскоростных ракет. Случайные колебания / Под ред. С. Крендела. – М.: Мир, 1967. – С. 45-49.
3. Квитка В.Е. Особенности нагружения звуковым давлением обшивки фюзеляжа самолета ТУ-104 // Тр. ГОСНИИ ГВФ. – М: Аэрофлот, 1962. – Вып. 30. – С. 132-139.

Надійшло до редакції 12.06.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.М. Безвесільна, Національний технічний університет «КПІ», Київ.