

## ОЦЕНКА ВИБРАЦИОННОЙ ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

О.В. Иванченко

(представил д.т.н., проф. И.М. Приходько)

Рассмотрена возможность оценки вибрационной прочности конструкции летательного аппарата (ЛА), движущегося с сокращенным временем активного участка траектории (АУТ). Предложены критерии подобия, позволяющие оценивать собственные частоты поперечных колебаний конструкции ЛА от величины осевой силы.

Увеличение осевых перегрузок приводит к сжатию конструкции. Из теории колебаний известно, что осевые силы вызывают изменение собственных частот колебаний системы [1]. Поэтому возникает необходимость в определении собственных частот поперечных колебаний конструкции ЛА с коротким АУТ и сравнение их с частотами возмущающих сил. Решить эту задачу возможно путем проведения экспериментального исследования на физически подобной модели. Для этого необходимо разработать критерии подобия для оценки собственных частот поперечных колебаний конструкции летательного аппарата от величины осевой силы. Для получения критериев подобия используем  $\pi$  – теорему [2].

На основании опытов предполагаем, что частота собственных колебаний зависит от следующих параметров:

$$\omega = f(E, d, L, \rho, P, g),$$

где  $E$  - модуль упругости материала;

$d$  - диаметр ЛА;

$L$  - длина ЛА;

$\rho$  - плотность материала конструкции;

$P$  - осевая сила;

$g$  - гравитационная постоянная.

Независимыми являются параметры массы, длины и времени. Так как имеются три независимых параметра, то согласно [2] должно быть четыре безразмерных комплекса. Решение имеет следующую структуру

$$\frac{\omega P}{\rho g L d} = f\left(\frac{L}{d}, \frac{\rho g L}{E}, \frac{\omega^2 L}{g}\right). \quad (1)$$

Из выражения (1) получаем условия, достаточные для подобия собственных частот колебаний в модели и натурном объекте:

$$\left( \frac{\omega P}{\rho g L d} \right)_н = \left( \frac{\omega P}{\rho g L d} \right)_м ; \quad (2)$$

$$\left( \frac{L}{d} \right)_н = \left( \frac{L}{d} \right)_м ; \quad (3)$$

$$\left( \frac{\rho g L}{E} \right)_н = \left( \frac{\rho g L}{E} \right)_м ; \quad (4)$$

$$\left( \frac{\omega^2 L}{g} \right)_н = \left( \frac{\omega^2 L}{g} \right)_м . \quad (5)$$

В качестве натурального объекта выбран летательный аппарат коническо - цилиндрической формы со следующими параметрами (табл. 1).

Таблица 1

Параметры ЛА коническо - цилиндрической формы

Е, Па	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	d, м	L, м	P, Н
$15 \cdot 10^9$	1350	0,8	12	700000

По уравнениям (2) – (5) определяются параметры модели (табл. 2).

Таблица 2

Параметры модели ЛА коническо - цилиндрической формы

Е, Н	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	d, м	L, м	P, Н
$2,5 \cdot 10^9$	1300	0,066	1	1000

Для определения зависимости собственных частот поперечных колебаний конструкции летательного аппарата от величины осевой сжимающей силы разработана экспериментальная установка [3].

Определение частоты собственных колебаний производится резонансным методом. По результатам экспериментальных исследований получен график (рис. 1) зависимости собственной частоты колебаний конструкции летательного аппарата от величины осевой сжимающей силы в относительных величинах. При величине осевой силы  $P = 1000$  Н частота собственных колебаний модели  $\omega = 37$  Гц, а с увеличением осевой силы до 5000 Н, частота собственных колебаний конструкции уменьшается до 34 Гц, т.е. в 1,1 раза. Используя критерий подобия (2)

при  $k_1 = 43$ , что соответствует параметрам модели  $\omega = 37$  Гц,  $P = 1000$  Н, получаем частоту собственных колебаний природы  $\omega = 8$  Гц. С ростом осевой силы  $P$  частота собственных колебаний природы уменьшается до величины 7 Гц.

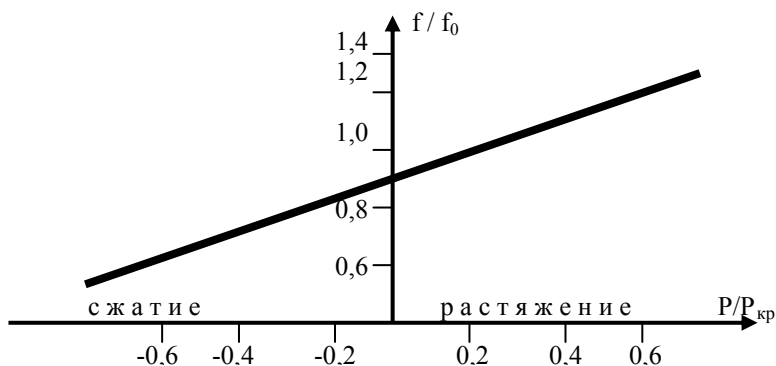


Рис. 1. График зависимости частоты собственных колебаний конструкции от значения осевой сжимающей силы в относительных величинах

По данным [4] частоты вынужденных колебаний, воздействующие на летательный аппарат, составляют порядка 40 Гц, что в 5-6 раз превышает частоту собственных колебаний первого тона ОТР с сокращенным АУТ. Поэтому могут возникать только высокочастотные резонансы, которые не представляют опасности для конструкции корпуса, но могут привести к резонансам отдельных элементов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Кулик Ф. Устойчивость высокочастотных колебаний давления в камере сгорания ракетных двигателей //Ракетная техника и космонавтика. – 1963. – №5. – С. 27 - 32.
2. Клайн С.Дж. Подобие и приближенные методы. – М.: Мир, 1968. – 302 с.
3. Пат.33464А Украина, МПК 6 G 09B23/06. Стенд для дослідження гнучких коливальних довгомірних вантажів; Заявл. 24.02.99; Опубл. 15.02.2001. – 3 с.
4. Синюков А.М., Морозов Н.И. Конструкция управляемых баллистических ракет. – М.: Воениздат, 1969. – 444 с.

Поступила в редколлегию 28.09.2001