

УДК 629.7

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРОДОЛЬНЫХ ВИБРАЦИЙ КОНСТРУКЦИИ И ОБОРУДОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ ПИРОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

А. А. Золотов¹, Э. Д. Нуруллаев²

¹zolotovaa@mai.ru, ²ned@mai.ru

ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ)

Поступила в редакцию 29.11.2020

Аннотация. В статье проанализированы воздействия энергетического импульса от пиротехнических средств, представлены модели и методы расчета вибрационной перегрузки, что позволяет прогнозировать вибрационное нагружение отсека летательного аппарата и оборудования летательного аппарата с учетом амортизатора. Работоспособность представленных подходов проиллюстрирована на конкретных примерах. Полученные результаты могут быть полезны инженерно-техническим работникам профильных организаций, а также студентам соответствующего направления образования.

Ключевые слова: пиротехнические средства; разделение отсеков; вибрационная перегрузка.

ВВЕДЕНИЕ

При разделении отсеков летательных аппаратов (ЛА) (ракетного блока, разгонного блока, космического аппарата, космической станции) срабатывают пиротехнические средства (удлиненные кумулятивные заряды, пироболты, пирозамки), в связи с чем в прилегающих зонах создается кратковременно высокое давление и появляются кратковременно высокие перегрузки, которые передаются на конструктивные элементы, расположенные в соответствующих сечениях корпуса. Тогда при оценке работоспособности конструкции и оборудования ЛА требуется знать вибрационное нагружение в различных сечениях корпуса.

АНАЛИЗ ВОЗДЕЙСТВИЙ ПРИ СРАБАТЫВАНИИ ПИРОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

Срабатывание пиротехнических средств характеризуется формированием не статических, а динамических нагрузок, т. к. время изменения значения нагружения меньше

периода собственных колебаний конструктивных элементов.

Раскрытие конструктивного стыка определяется воздействием энергетического импульса от пиротехнических средств.

При заданном энергетическом импульсе закон изменения значения нагружения по времени воздействия (профиль нагружения) будет зависеть от конкретных проектно-конструкторских решений.

В работе в качестве базового профиля нагружения рассмотрен следующий вид:

$$\delta(t) = P \cdot e^{-\frac{t}{\tau}}$$

Базовый профиль нагружения представлен на рис. 1.

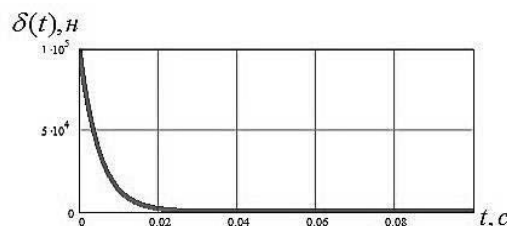


Рис. 1. Базовый профиль нагружения

При построении графика приняты следующие исходные данные: $P = 10^5$ Н; $\tau = 0,005$ с. Тогда $J = 500$ Н · с.

Применяя прямое преобразование Фурье, найдем спектр энергетического импульса [1]:

$$\begin{aligned} S_{\delta}(\omega) &= \int_0^{\infty} P \cdot e^{-\frac{t}{\tau}} \cdot e^{-j\omega t} dt = \\ &= P \cdot \int_0^{\infty} e^{-t(\frac{1}{\tau} + j\omega)} dt = \\ &= \frac{P \cdot \tau}{1 + (\omega \cdot \tau)^2} - j \cdot \frac{P \cdot \omega \cdot \tau^2}{1 + (\omega \cdot \tau)^2}. \end{aligned}$$

Спектр энергетического импульса представим в виде:

$$\begin{aligned} S_{\delta}(\omega) &= S1(\omega) + j \cdot S2(\omega) = \\ &= \frac{P}{\tau} \cdot \left(\frac{1}{\frac{1}{\tau^2} + \omega^2} - j \cdot \frac{\omega \cdot \tau}{\frac{1}{\tau^2} + \omega^2} \right). \end{aligned}$$

Применяя обратное преобразование Фурье, получим:

$$\begin{aligned} \delta(t) &= \frac{1}{2\pi} \cdot \int_{-\infty}^{\infty} e^{j\omega t} \cdot S_{\delta}(\omega) dt = \\ &= \frac{P}{\tau} \cdot \frac{1}{2\pi} \cdot \int_{-\infty}^{\infty} e^{j\omega t} \times \\ &\quad \times \left[\frac{1 - j \cdot \omega \cdot \tau}{(\omega - \frac{j}{\tau}) \cdot (\omega + \frac{j}{\tau})} \right] dt = \\ &= \frac{P}{\tau} \cdot j \cdot e^{-\frac{t}{\tau}} \cdot \frac{\tau}{2j} \cdot 2 = P \cdot e^{-\frac{t}{\tau}}. \end{aligned}$$

Как видно, функция, полученная при обратном преобразовании Фурье, совпадает с базовым профилем нагружения.

С помощью базового профиля нагружения можно получать различные законы изменения значения нагружения при воздействии энергетического импульса от пиротехнических средств. С этой целью представим результирующее воздействие как сумму нескольких базовых воздействий. Согласно принципу суперпозиции реакция

системы на результирующее воздействие будет равна сумме реакций отдельных воздействий [2]. Предложенный подход позволяет получать различные профили нагружения, соответствующие особенностям рассматриваемой задачи.

Для иллюстрации предложенного подхода рассмотрим результирующий профиль нагружения, полученный путем вычитания одного базового профиля нагружения из другого базового профиля нагружения:

$$\delta1(t): P = 10^5 \text{ Н}; \tau = 0,005 \text{ с};$$

$$\delta2(t): P = 10^5 \text{ Н}; \tau = 0,0007 \text{ с};$$

$$\delta(t) = \delta1(t) - \delta2(t).$$

Результирующий профиль нагружения представлен на рис. 2.

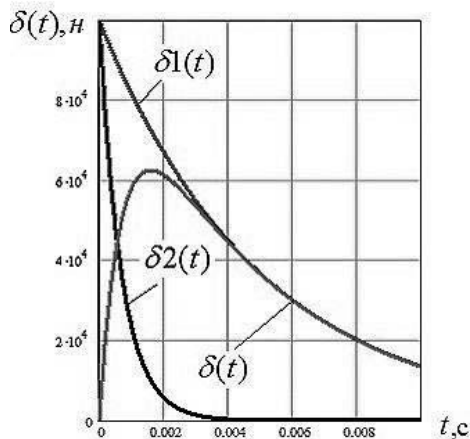


Рис. 2. Результирующий профиль нагружения

Энергетический импульс результирующего профиля будет равен:

$$\begin{aligned} J &= \int_0^{\infty} \delta(t) dt = \int_0^{\infty} \delta1(t) dt - \int_0^{\infty} \delta2(t) dt = \\ &= 500 - 70 = 430 \text{ Н} \cdot \text{с} \end{aligned}$$

Для реализации предложенного подхода необходимо разработать методы прогнозирования вибрационного нагружения отсека и оборудования ЛА для базового профиля нагружения, в результате чего, согласно принципу суперпозиции, можно будет решать задачи прогнозирования вибрационной перегрузки для различных законов изменения значения нагружения при воздействии энергетического импульса от пиротехнических средств.

**МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ
ВИБРАЦИОННОГО НАГРУЖЕНИЯ ОТСЕКА
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

Для разработки метода рассмотрим задачу прогнозирования продольных вибраций конструкции ЛА при разделении ракетных блоков по тандемной схеме.

Схема вибрационного нагружения отсека ЛА представлена на рис. 3.

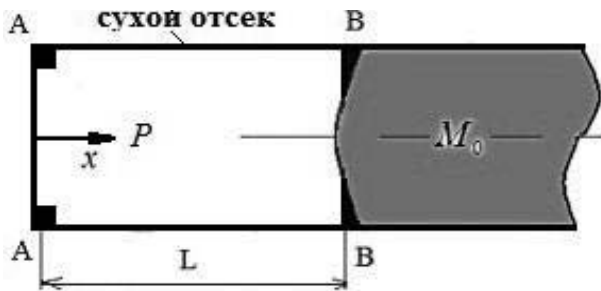


Рис. 3. Схема вибрационного нагружения отсека летательного аппарата

Согласно представленной схеме предполагается, что отсек ЛА имеет 2 конструктивных стыка – в сечении А-А и в сечении В-В. Воздействие энергетического импульса от пиротехнических средств приложено к стыковочному шпангоуту в сечении А-А, тогда как в сечении В-В сохраняется соединение с ракетным блоком массой M_0 .

При проведении динамического анализа будем рассматривать отсек ЛА как упругий стержень с постоянными массовыми и жесткостными характеристиками. Перемещение сечения представим в виде [3, 4]:

$$y(x,t) = \sum_{i=1}^{\infty} \varphi_i(x) \cdot T_i(t),$$

где $\varphi_i(x)$ – собственная форма колебаний, определяемая конкретной расчетной схемой; $T_i(t)$ – интенсивность колебаний.

В рассматриваемом случае собственные функции с точностью до множителя будут равны [5]:

$$\varphi_i(x, \alpha) = \cos\left(\frac{\beta_i(\alpha) \cdot x}{L}\right),$$

где $\alpha = \frac{M}{M_0}$ – соотношение массы отсека ЛА и присоединенной массы ракетного блока.

Параметр $\beta_1(\alpha)$ является решением уравнения: $\alpha = -\beta_i \cdot \text{ctg}(\beta_i)$.

Для первого тона собственных колебаний зависимость $\beta_1(\alpha)$ можно аппроксимировать выражением:

$$\beta_1(\alpha) = \pi + 0,03 - \frac{4,1}{\alpha + 2,5}.$$

Собственная частота колебаний вычисляется по соотношению [5]:

$$\omega_i(\alpha) = \frac{\beta_i(\alpha)}{L} \cdot \sqrt{\frac{E \cdot F}{m}},$$

где $\omega_i(\alpha)$ – собственная частота i -го тона; m – погонная масса отсека ЛА.

Согласно [4, 5] интенсивность колебаний $T_i(t)$ удовлетворяет дифференциальному уравнению:

$$\ddot{T}_i + 2\xi_i \cdot \dot{T}_i + (\omega_i(\alpha))^2 \cdot T_i = W_i(t), \quad (1)$$

где $\xi_i = \frac{\omega_i(\alpha) \cdot \delta_{л}}{2\pi}$ – коэффициент затухания;

$\delta_{л} = \ln \frac{A_j}{A_{j+1}}$ – логарифмический декремент затухания;

$$W_i(t) = \frac{\delta_t(t)}{M_{\text{пр},i}} \cdot \int_0^L \delta(x) \cdot \varphi_i(x) dx = \frac{\delta_t(t) \cdot \varphi_i(0)}{M_{\text{пр},i}} - \text{обобщенная сила};$$

$$\varphi_i(0) = \cos\left(\frac{\beta_i}{L} \cdot 0\right) = 1;$$

$$M_{\text{пр},i} = m \cdot \int_0^L \cos^2\left(\frac{\beta_i \cdot x}{L}\right) dx.$$

Применяя прямое преобразование Фурье к обеим частям уравнения (1), получим:

$$[(j\omega)^2 + 2\xi_i(\alpha) \cdot (j\omega_i) + \omega_i^2(\alpha)] \cdot S_T(\omega, \alpha) = \frac{S_{\delta_t}(\omega)}{m} \cdot \eta_i, \quad (2)$$

$$\text{где } \eta_i = \frac{\varphi_i(0)}{\int_0^L \varphi_i^2(x) dx}.$$

Разрешая соотношение (2) относительно спектра, получим:

$$S_{T,i}(\omega, \alpha) = H_i(\omega, \alpha) \cdot S_{\delta}(\omega) \cdot \frac{\eta_i}{m}, \quad (3)$$

где $H_i(\omega, \alpha) = \frac{1}{(j\omega)^2 + 2\xi_i(\alpha)} \times$
 $\times \frac{1}{(j\omega_i) + \omega_i^2(\alpha)}$ – частотная характеристика [6].

Тогда:

$$S_{y,i}(\omega, \alpha, x) = S_{T,i}(\omega, \alpha) \cdot \cos \frac{\beta_i(\alpha) \cdot x}{L}, \quad (4)$$

где $S_{y,i}(\omega, \alpha, x)$ – спектр перемещения сечения.

Применяя обратное преобразование Фурье, получим выражение для перемещения:

$$y_i(t, \alpha, x) = \operatorname{Re} \left\{ \frac{1}{2\pi} \times \int_{-\infty}^{\infty} S_{y,i}(\omega, \alpha, x) \cdot e^{j\omega t} d\omega \right\}.$$

После интегрирования получим:

$$y_i(t, \alpha, x) = \frac{P \cdot \eta_i \cdot \cos \left(\frac{\beta_i(\alpha) \cdot x}{L} \right)}{\tau \cdot m \cdot g} \times \left\{ \frac{e^{-\xi_i t}}{p_i(\alpha)} \times \frac{[C_i(\alpha) \cdot V_i(t, \alpha) - U_i(t, \alpha) \cdot 2 \cdot \xi_i \cdot p_i(\alpha)]}{[(C_i(\alpha))^2 + (2\xi_i \cdot p_i(\alpha) \cdot j)^2]} + D_i(t, \alpha) \right\},$$

где $p_i(\alpha) = \sqrt{\omega_i^2(\alpha) - \xi_i^2(\alpha)}$;

$$C_i(\alpha) = \left[(p_i(\alpha))^2 - \xi_i^2 + \frac{1}{\tau^2} \right];$$

$$U_i(t, \alpha) = [(\cos \omega_0 \cdot t) \cdot (1 + \xi_i \cdot \tau) + \omega_0 \cdot \tau \cdot (\sin \omega_0 \cdot t)];$$

$$V_i(t, \alpha) = [(-1) \cdot (\cos \omega_0 \cdot t) \cdot \omega_0 \cdot \tau + (1 + \xi_i \cdot \tau) \cdot (\sin \omega_0 \cdot t)];$$

$$D_i(t, \alpha) = \frac{\tau \cdot e^{-\frac{t}{\tau}}}{\left(\frac{1}{\tau} - \xi_i \right)^2 + (p_i(\alpha))^2}.$$

Соответственно, спектр вибрационной перегрузки будет равен:

$$S_{n,i}(\omega, \alpha, x) = S_{y,i}(\omega, \alpha, x) \cdot \frac{(j\omega)^2}{g}.$$

Применяя обратное преобразование Фурье, получим выражение для вибрационной перегрузки:

$$n_i(t, \alpha, x) = \operatorname{Re} \left\{ \frac{1}{2\pi} \cdot \int_{-\infty}^{\infty} S_{n,i}(\omega, \alpha, x) \times e^{j\omega t} d\omega \right\}.$$

После интегрирования получим:

$$n_i(t, \alpha, x) = \frac{P \cdot \eta_i \cdot \cos \left(\frac{\beta_i(\alpha) \cdot x}{L} \right)}{\tau \cdot m \cdot g} \times \left\{ \frac{e^{-\xi_i(\alpha)t}}{p_i(\alpha)} \times \frac{[U_i(t, \alpha) \cdot 2 \cdot p_i(\alpha) \cdot \xi_i(\alpha) - C_i(t, \alpha) \cdot V_i(t, \alpha)]}{[C_i^2(\alpha, \tau) + 2 \cdot p_i(\alpha) \cdot \xi_i^2(\alpha)]} + D_i(t, \alpha) \right\}. \quad (5)$$

В выражении (5) приняты следующие обозначения:

$$p_i(\alpha) = \sqrt{\omega_i^2(\alpha) - \xi_i^2(\alpha)};$$

$$A_i(\alpha) = (1 + \xi_i(\alpha) \cdot \tau) \cdot [p_i^2(\alpha) - \xi_i^2(\alpha)] + 2p_i^2(\alpha) \cdot \xi_i(\alpha) \cdot \tau;$$

$$B_i(\alpha) = 2(1 + \xi_i(\alpha) \cdot \tau) \cdot p_i(\alpha) \times \xi_i(\alpha) - [p_i^2(\alpha) - \xi_i^2(\alpha)] \cdot p_i(\alpha) \cdot \tau;$$

$$C_i(\alpha, \tau) = [p_i^2(\alpha) - \xi_i^2(\alpha)] + \left(\frac{1}{\tau} \right)^2;$$

$$D_i(t, \alpha) = \frac{\tau \cdot e^{-\frac{t}{\tau}}}{(1 - \tau \cdot \xi_i(\alpha))^2 + \tau^2 \cdot p_i^2(\alpha)};$$

$$U_i(t, \alpha) = A_i(\alpha) \cdot \cos(p_i(\alpha) \cdot t) - B_i(\alpha) \cdot \sin(p_i(\alpha) \cdot t);$$

$$V_i(t, \alpha) = B_i(\alpha) \cdot \cos(p_i(\alpha) \cdot t) + A_i(\alpha) \cdot \sin(p_i(\alpha) \cdot t).$$

Разработанный метод позволяет оценивать вибрационное нагружение отсека ЛА для широкого спектра исходных данных:

– различные тона собственных колебаний отсека ЛА;

– различные сечения отсека ЛА (x) и различные моменты времени (t);

- различные комбинации воздействия энергетического импульса (P, τ);
- различные уровни демпфирования ($\delta_{л}$);
- различные комбинации массовых параметров (M, M_0).

Для иллюстрации разработанного метода рассмотрим прогнозирование вибрационной перегрузки в сечении отсека ЛА при воздействии энергетического импульса от пиротехнических средств для первого тона собственных колебаний.

При проведении расчетов примем следующие исходные данные для цилиндрического отсека ЛА: радиус $R = 1,5$ м; длина $L = 8$ м; приведенная толщина оболочки $h = 5 \cdot 10^{-3}$ м; удельная масса оболочки $\gamma = 2,7 \cdot 10^3 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; модуль упругости материала

$E = 71 \cdot 10^3$ МПа; воздействие энергетического импульса от пиротехнических средств $P = 10^5$ Н; $\tau = 0,005$ с.

Результаты расчета промежуточных параметров:

1. Погонная масса оболочки:

$$m = 2\pi \cdot R \cdot h \cdot \gamma = 2 \cdot 3,14 \cdot 1,5 \cdot 5 \cdot 10^{-3} \cdot 2,7 \cdot 10^3 = 127 \text{ кг/м};$$

2. Площадь сечения оболочки:

$$F = 2\pi \cdot R \cdot h = 2 \cdot 3,14 \cdot 1,5 \cdot 5 \cdot 10^{-3} = 0,047 \text{ м}^2.$$

Расчеты перемещения сечения проводились по соотношению (4).

Результаты расчета перемещения сечения ($x = 0$) для заделки ($\alpha = 0$) с демпфированием ($\delta_{л} = 0,15$) представлены на рис. 4.

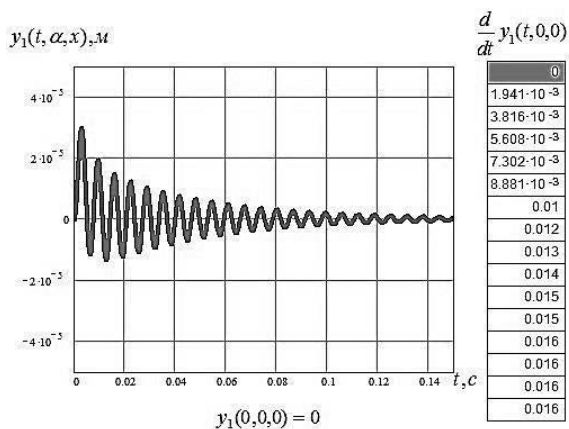


Рис. 4. Перемещение сечения по длине отсека летательного аппарата

Как видно из графика на рис. 4, в начальный момент времени перемещение сечения и скорость равны нулю, т. е. удовлетворяют начальным условиям.

Расчеты вибрационной перегрузки проводились по соотношению (5).

Результаты расчета вибрационной перегрузки в сечении ($x = 0$) для заделки ($\alpha = 0$) с демпфированием ($\delta_{л} = 0,15$) представлены на рис. 5.

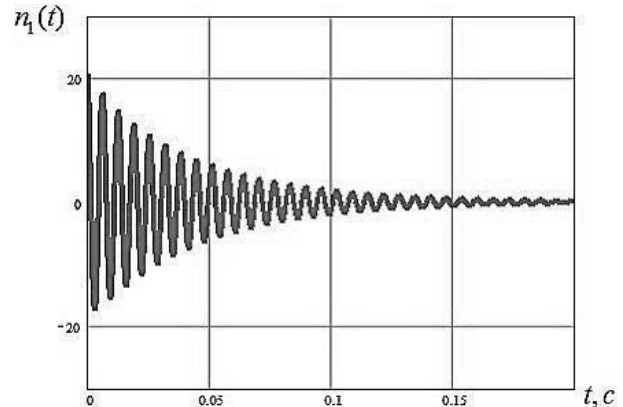


Рис. 5. Вибрационная перегрузка в сечении отсека летательного аппарата

Как видно из графика на рис. 5, вибрационная перегрузка не превышает 20 единиц.

МЕТОД ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ВИБРАЦИОННОГО НАГРУЖЕНИЯ ОБОРУДОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С УЧЕТОМ АМОРТИЗАТОРА

Для разработки метода рассмотрим задачу прогнозирования продольных вибраций оборудования ЛА при разделении ракетных блоков по тандемной схеме.

Вибрационное нагружение отсека ЛА при воздействии энергетического импульса от пиротехнических средств может приводить к отказу оборудования. Для защиты оборудования от динамических нагрузок применяют специальные амортизаторы, которые погашают вибрационную перегрузку, что обеспечивается внутренним трением материала и внешним трением демпфера.

Схема вибрационного нагружения оборудования ЛА представлена на рис. 6 [6].

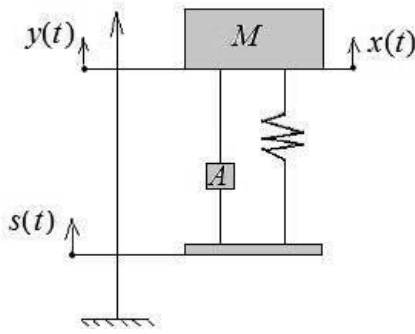


Рис. 6. Схема вибрационного нагружения оборудования летательного аппарата

Согласно представленной схеме предполагается, что оборудование ЛА имеет амортизатор, при анализе работы которого рассматривается колебательная система: колеблющееся основание \rightarrow амортизатор \rightarrow оборудование, где $s(t)$ – исходное смещение основания; $y(t)$ – результирующее выходное смещение оборудования; $x(t) = y(t) - s(t)$ – смещение оборудования относительно основания; A – амортизатор; M – оборудование.

При проведении динамического анализа будем рассматривать оборудование ЛА как подвижный блок при колебании в сечении основания. Уравнение движения системы представим в виде:

$$F_M(t) + F_h(t) + F_k(t) = 0,$$

где $F_M(t) = -M \cdot \frac{d^2 y}{dt^2}$ – сила инерции;

$F_h(t) = -h \cdot \left[\frac{dy}{dt} - \frac{ds}{dt} \right]$ – демпфирующая сила;

$F_k(t) = -k \cdot [y(t) - s(t)]$ – упругая сила пружины; M – масса оборудования; h – коэффициент трения демпфера; k – коэффициент упругости материала.

С учетом введенных обозначений уравнение движения системы примет вид:

$$M \cdot \frac{d^2 y}{dt^2} + h \cdot \frac{dy}{dt} + k \cdot y(t) = h \cdot \frac{ds}{dt} + k \cdot s(t).$$

Применяя прямое преобразование Фурье к обеим частям уравнения, получим:

$$S_y(\omega) \cdot [(j\omega)^2 \cdot M + (j\omega) \cdot h + k] = S_s(\omega) \cdot [k + (j\omega) \cdot h].$$

Тогда частотная характеристика амортизатора будет равна:

$$U(\omega) = \frac{k + j\omega \cdot h}{-\omega^2 \cdot M + j\omega \cdot h + k}.$$

Далее частотную характеристику представим в виде:

$$U(\omega) = U1(\omega) + i \cdot U2(\omega),$$

где $U1(\omega) = \frac{(1 - \bar{\omega}^2) + (2 \cdot \chi \cdot \bar{\omega})^2}{(1 - \bar{\omega}^2)^2 + (2 \cdot \chi \cdot \bar{\omega})^2}$;

$$U2(\omega) = \frac{-(2 \cdot \chi) \cdot (\bar{\omega})^3}{(1 - \bar{\omega}^2)^2 + (2 \cdot \chi \cdot \bar{\omega})^2}, \quad (6)$$

где $\bar{\omega} = \frac{\omega}{\omega_0}$; $\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{M}}$; $\chi = \frac{h}{2 \cdot M \cdot \omega_0}$.

Полученные соотношения (6) используются при прогнозировании вибрационной перегрузки оборудования ЛА с учетом амортизатора.

Далее для избежания трудностей вычисления несобственных интегралов рассмотрим приближенное аналитическое решение. С этой целью упростим соотношение (5) для первого тона собственных колебаний. Как видно из графика на рис. 5, функциональная зависимость вибрационной перегрузки от времени может быть аппроксимирована косинусоидой с частотой $p_1(\alpha)$ и амплитудой $Z_1(\alpha)$, равной максимальному расчетному значению вибрационной перегрузки:

$$r_1(t, \alpha, x) = Z_1(\alpha) \cdot e^{-\xi_1(\alpha)t} \times \cos(p_1(\alpha) \cdot t) \cdot \cos\left(\frac{\beta_1 \cdot x}{L}\right). \quad (7)$$

Результаты сравнительного анализа расчета вибрационной перегрузки (пунктирная кривая) в сечении ($x = 0$) для заделки ($\alpha = 0$) с демпфированием ($\delta_n = 0,15$) и аппроксимационной кривой (сплошная линия) представлены на рис. 7.

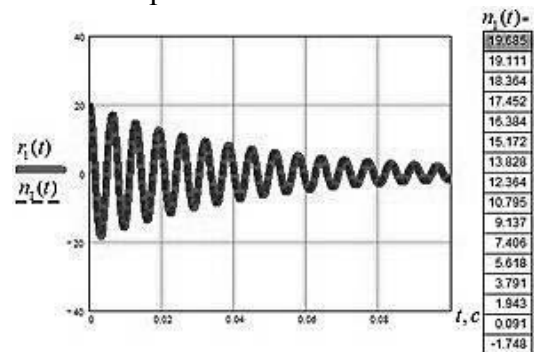


Рис. 7. Сравнительный анализ вибрационной перегрузки в сечении отсека летательного аппарата

При проведении расчетов приняты следующие исходные данные:

$$p_1(0) = 980 \frac{1}{c}; Z_1(0) = 19,685.$$

Как видно из графика на рис. 7, результаты расчета вибрационной перегрузки (пунктирная кривая) и аппроксимационной кривой (сплошная линия) практически совпадают.

С учетом соотношения (7) аналитическое выражение для вибрационной перегрузки оборудования ЛА с учетом амортизатора будет равно:

$$n_{A,i}(t, \alpha, x) = Z_i \cdot e^{-(\xi_i(\alpha)t)} \times \\ \times [U1(p_i(\alpha)) \cdot \cos(p_i(\alpha) \cdot t) + \\ + U2(p_i(\alpha)) \cdot \sin(p_i(\alpha) \cdot t)] \times \\ \times \cos\left(\frac{\beta_i(\alpha) \cdot x}{L}\right),$$

где
$$U1_i(p_i(\alpha)) = \frac{(1 - \bar{\omega}_i^2) + (2 \cdot \chi \cdot \bar{\omega}_i)^2}{(1 - \bar{\omega}_i^2)^2 + (2 \cdot \chi \cdot \bar{\omega}_i)^2};$$

$$U2_i(p_i(\alpha)) = \frac{(2 \cdot \chi) \cdot (\bar{\omega}_i)^3}{(1 - \bar{\omega}_i^2)^2 + (2 \cdot \chi \cdot \bar{\omega}_i)^2}.$$

Результаты аналитического расчета вибрационной перегрузки для заделки ($\alpha = 0$) с демпфированием ($\delta_{дл} = 0,15$) с учетом амортизатора представлены на рис. 8.

При проведении расчетов приняты следующие исходные данные: $\omega_0 = 100$; $\chi = 0,5$ [7]. Остальные исходные данные сохранены прежними.

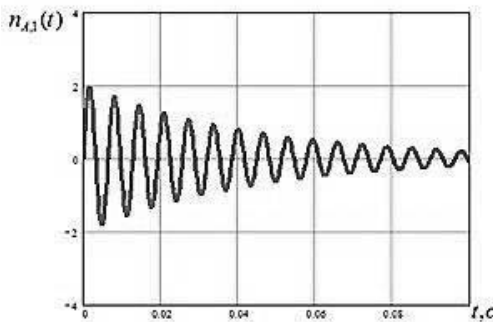


Рис. 8. Вибрационная перегрузка оборудования летательного аппарата с учетом амортизатора

Сравнительный анализ результатов, представленных на рис. 5 и 8, характеризует, что применение амортизатора уменьшает вибрационное нагружение оборудования ЛА на порядок.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработан метод прогнозирования вибрационного нагружения отсека летательного аппарата при разделении ракетных блоков.

2. Разработан метод прогнозирования вибрационного нагружения оборудования летательного аппарата при разделении ракетных блоков с учетом амортизатора.

3. Разработанные методы применимы для различных профилей нагружения и для широкого спектра исходных данных при воздействии энергетического импульса от пиротехнических средств.

4. Показано, что применение амортизатора позволяет уменьшить вибрационную перегрузку оборудования на порядок в сравнении с вибрационной перегрузкой в сечении отсека.

5. Работоспособность разработанных методов проиллюстрирована на расчетных примерах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Харкевич А. А. Спектры и анализ. М.: Физико-математическая литература, 1962. 236 с. [A. A. Harkevich, *Spectra and analysis*, (in Russian). Moscow: Fiziko-matematicheskaya literatura, 1962.]
2. Прочность ракетных конструкций / В. И. Моссаковский [и др.] М.: Высшая школа, 1990. 358 с. [V. I. Mossakovskiy, et al., *Strength of rocket structures*, (in Russian). Moscow: Visshaya shkola, 1990.]
3. Баллистические ракеты и ракеты-носители / О. М. Алифанов [и др.] М.: Дрофа, 2004. 512 с. [O. M. Alifanov, et al., *Ballistic missiles and launch vehicles*, (in Russian). Moscow: Drofa, 2004.]
4. Основы строительной механики ракет / Л. И. Балабух [и др.] М.: Высшая школа, 1969. 496 с. [L. I. Balabuh, et al., *Basics of rocket structural mechanics*, (in Russian). Moscow: Visshaya shkola, 1969.]
5. Бабаков И. М. Теория колебаний. М.: Наука, 1968. 560 с. [I. M. Babakov, *Theory of oscillation*, (in Russian). Moscow: Nauka, 1968.]
6. Бендат Дж., Пирсол А. Прикладной анализ случайных данных. М.: Мир, 1989. 540 с. [J. Bendat, A. Piersol, *Random data analysis and measurement procedures*, (in Russian). Moscow: Mir, 1989.]
7. Надежность и эффективность в технике. Справочник. В 10 т. / под ред. В. А. Кузнецова. М.: Машиностроение, 1990. Т. 10. 336 с. [Kuznetsov V. A. (ed.), *Reliability and efficiency in technology. Reference book in ten volumes*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1990.]

ОБ АВТОРАХ

ЗОЛОТОВ Александр Алексеевич, проф. Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д-р техн. наук, проф. Направление научных исследований: надежность и безопасность сложных технических систем.

НУРУЛЛАЕВ Эльмар Джаннаталиевич, ст. преп. Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Направление научных исследований: надежность и безопасность сложных технических систем.

METADATA

Title: Forecasting longitudinal vibrations of spacecraft structure and equipment during the operation of pyrotechnics.

Authors: A. A. Zolotov¹, E. D. Nurullaev²

Affiliation:

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Russia.

Email: ¹zolotovaa@mai.ru, ²ned@mai.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 4 (90), pp. 25-32, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article analyzes the effect of an energy impulse from pyrotechnics, presents models and methods for calculating vibration overload, which make it possible to predict the vibration load of the spacecraft compartment and spacecraft equipment, taking into account the shock absorber. The efficiency of the presented approaches is illustrated with specific examples. The obtained results can be useful to engineering and technical specialists of organizations, as well as to students of the corresponding educational field.

Key words: pyrotechnics; compartments separation; vibration overload.

About authors:

ZOLOTOV, Aleksandr Alekseevich, Prof. of the Moscow Aviation Institute (National Research University). Dr. of Tech. Sci., Prof. Research interests: reliability and safety of complex technical systems.

NURULLAEV, Elmar Djannatalievich, Assist. Prof. of the Moscow Aviation Institute (National Research University). Research interests: reliability and safety of complex technical systems.