

УДК 534.83

П.А. Попов

Самарский государственный  
аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва  
(национальный исследовательский  
университет) (СГАУ)  
Московское шоссе, 34  
г. Самара, Россия,  
443086  
banduir@rambler.ru

## ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ОБЕЧАЙКИ ОТСЕКОВ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПРИ ПОПЕРЕЧНОМ ПСЕВДОАКУСТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

*Описан метод нахождения вибрационного отклика конструкции обечайки отсеков ракеты-носителя (РН), апробированный на конкретных отдельных конструктивных зонах. Проведён сравнительный анализ с результатами лётно-конструкторских испытаний (ЛКИ).*

**Ключевые слова:** ракета-носитель, вибрационное ускорение, акустическое давление, динамика оболочки, граничные условия, зачётные вибродинамические испытания.

Зачётные вибродинамические испытания конструкции вновь разрабатываемой РН являются важным этапом при конструировании изделия. На данном этапе проверяются частотные, прочностные и передаточные характеристики РН. Однако, правильно заданные вибрационные режимы при данных испытаниях – задача, стоящая ещё на начальных этапах работ и требующая определённой точности, поскольку как перегрузка, так и недогрузка могут отрицательно повлиять

на результат. При разработке требований по режимам вибрационного нагружения на отдельные конструктивные зоны перспективных РН требуются уже апробированные на прежних изделиях методические средства, желательно с учётом измерений.

Для описания вибрационного отклика (виброускорения) конструкции отсека РН воспользуемся уравнениями динамики оболочки вида [1]:

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 u_x}{\partial x^2} + \frac{1-\sigma}{2R^2} \frac{\partial^2 u_x}{\partial \varphi^2} + \frac{1+\sigma}{2R} \frac{\partial^2 u_z}{\partial x \partial \varphi} - \frac{\sigma}{R} \frac{\partial u_y}{\partial x} + \rho \frac{1-\sigma^2}{E} \omega^2 u_x = 0, \\ \frac{1+\sigma}{2R} \frac{\partial^2 u_x}{\partial x \partial \varphi} + \frac{1}{2R^2} \frac{\partial^2 u_z}{\partial \varphi^2} + \frac{1-\sigma}{2} \frac{\partial^2 u_z}{\partial x^2} - \frac{1}{R^2} \frac{\partial u_y}{\partial \varphi} + \rho \frac{1-\sigma^2}{E} \omega^2 u_z = 0, \\ -\frac{\sigma}{R} \frac{\partial u_x}{\partial x} - \frac{1}{R^2} \frac{\partial u_z}{\partial \varphi} + \frac{h^2}{12} \Delta \Delta u_y + \frac{u_y}{R^2} - \rho \frac{1-\sigma^2}{E} \omega^2 u_y = \rho \frac{1-\sigma^2}{Eh}, \end{cases} \quad (1)$$

где  $u_x$ ,  $u_y$ ,  $u_z$  – соответственно продольная, радиальная и касательная составляющие перемещений обечайки;  $x$ ,  $\varphi$  – соответственно продольная и окружная координаты;  $R$ ,  $\sigma$ ,  $\rho$ ,  $E$ ,  $h$  – соответственно радиус, коэффициент Пуассона, плотность, модуль Юнга;

$\omega$  – круговая частота,  $p$  – псевдоакустическая нагрузка.

Граничные условия, выражающие собой жёсткое крепление оболочки на торцах, имеют вид

$$\begin{aligned} u_z(x=0, \varphi) = 0, & \quad u_z(x=l, \varphi) = 0, & \quad u_x(x, \varphi) = u_x(x, \varphi + 2\pi), \\ u_y(x=0, \varphi) = 0, & \quad u_y(x=l, \varphi) = 0, & \quad u_y(x, \varphi) = u_y(x, \varphi + 2\pi), \\ \frac{\partial u_x}{\partial x}(x=0, \varphi) = 0, & \quad \frac{\partial u_x}{\partial x}(x=l, \varphi) = 0, & \quad u_z(x, \varphi) = u_z(x, \varphi + 2\pi). \\ \frac{\partial u_y}{\partial x}(x=0, \varphi) = 0, & \quad \frac{\partial u_y}{\partial x}(x=l, \varphi) = 0, & \end{aligned} \quad (2)$$

Акустическое поле, создаваемое струями двигательной установки, структурным шумом и турбулентным аэродинамическим потоком, является источником вибрации конструкции РН и её бортовой аппаратуры. Характеристики акустического поля неразрывно связаны с параметрами газа на срезе сопел, габаритами РН, её скоростными харак-

теристиками.

Для описания псевдоакустической нагрузки в правой части третьего уравнения в (1) воспользуемся результатами ЛКИ и методом наименьших квадратов [2]. Результаты моделирования представлены на рисунке 1, где МБО – межбакковый отсек, ПО - приборный отсек, ХО – хвостовой отсек.

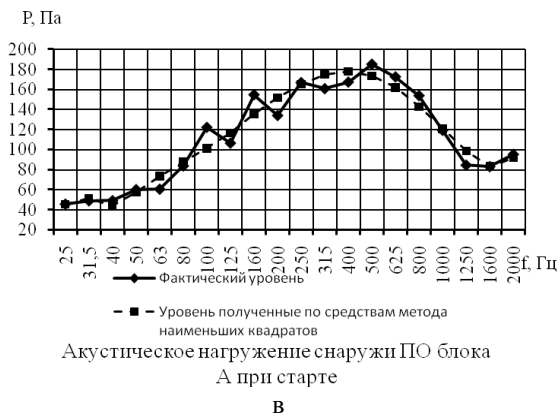
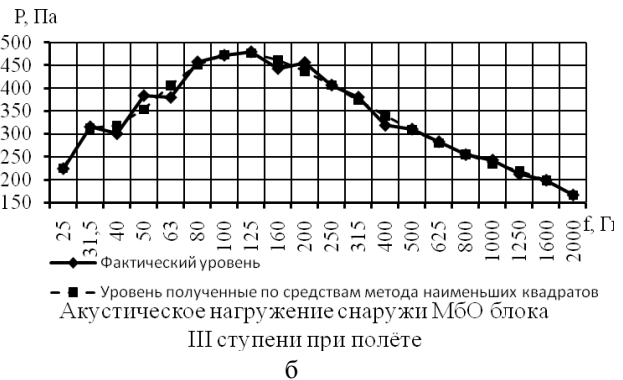


Рисунок 1. Результаты моделирования акустической нагрузки  
а, б – для МБО блока III ступени, в, г – для ПО центрального блока, д, е – для XO центрального блока

Решение уравнения (1) с граничными условиями (2) и правой частью, представленной в третьем уравнении системы (1), произведём по средствам метода Бубнова-Галёркина. В качестве пробных функций используем следующие линейно независимые члены, удовлетворяющие граничным условиям (2):

$$\{u_{xi}\}_{i=2}^N = \{1 - \sin^i(\varphi)x^i(x-l)^2\}_{i,j=2}^N, \quad (3)$$

$$\{u_{yi}\}_{i=2}^N = \{\sin^i(\varphi)x^i(x-l)^2\}_{i,j=2}^N,$$

$$\{u_{zi}\}_{i=2}^N = \{\sin^{i-1}(\varphi)x^{i-1}(x-l)\}_{i=2}^N.$$

Тогда решение (1) с учётом (2) представится в виде:

$$\begin{aligned} u_x(x, \varphi) &= \sum_{i=2}^N A_i (1 - \sin^i(\varphi)x^i(x-l)^2), \\ u_y(x, \varphi) &= \sum_{i=2}^N B_i \sin^i(\varphi)x^i(x-l)^2, \\ u_z(x, \varphi) &= \sum_{i=2}^N C_i \sin^{i-1}(\varphi)x^{i-1}(x-l). \end{aligned} \quad (4)$$

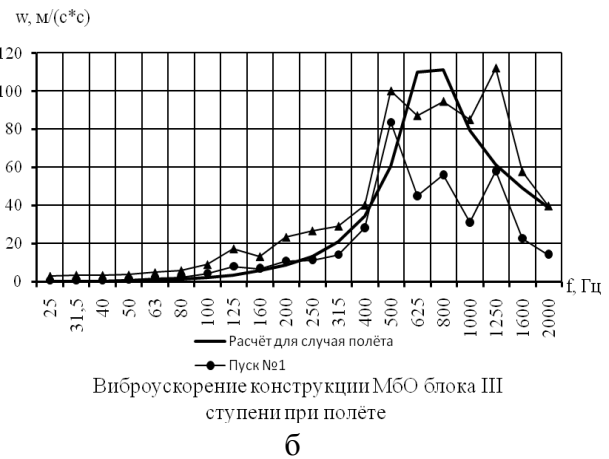
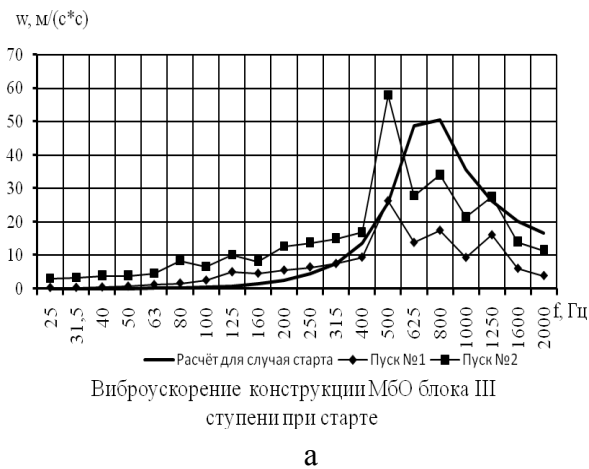
Соотношения (4) подставим в уравнение (1), и получим невязки  $R(x, \varphi)$ ,  $S(x, \varphi)$ ,  $T(x, \varphi)$ .

Величины  $A_i$ ,  $B_i$ ,  $C_i$  находим из условия ортогональности семейства (3) и невязок:

$$\begin{aligned} \int_{x=0}^l \int_{\varphi=0}^{2\pi} R(x, \varphi) u_{xi} dx d\varphi &= 0, \\ \int_{x=0}^l \int_{\varphi=0}^{2\pi} S(x, \varphi) u_{yi} dx d\varphi &= 0, \\ \int_{x=0}^l \int_{\varphi=0}^{2\pi} T(x, \varphi) u_{zi} dx d\varphi &= 0. \end{aligned} \quad (5)$$

Система алгебраических уравнений (5), полученных на основе метода Бубнова-Галёркина, даёт следующие результаты для конструктивных зон, где проводились ЛКИ (рисунок 2). На данном рисунке представлены поперечные виброускорения межбакового отсека (МБО) блока III ступени, приборного и хвостового отсеков (ПО и ХО) центрального блока РН и результаты решения системы (1).

Из результатов анализа видно, что имеются несоответствия результатов расчётов и ЛКИ, особенно в области частот 1/3-октавного спектра 200-315 Гц. Возрастания вибрации на данных частотах является следствием резонанса мест установок датчиков для случаев МБО и ПО, а также кронштейна прибора для случая ХО. В то же время данная математическая модель даёт хорошие результаты, а для некоторых случаев эти результаты полностью совпадают с результатами ЛКИ.



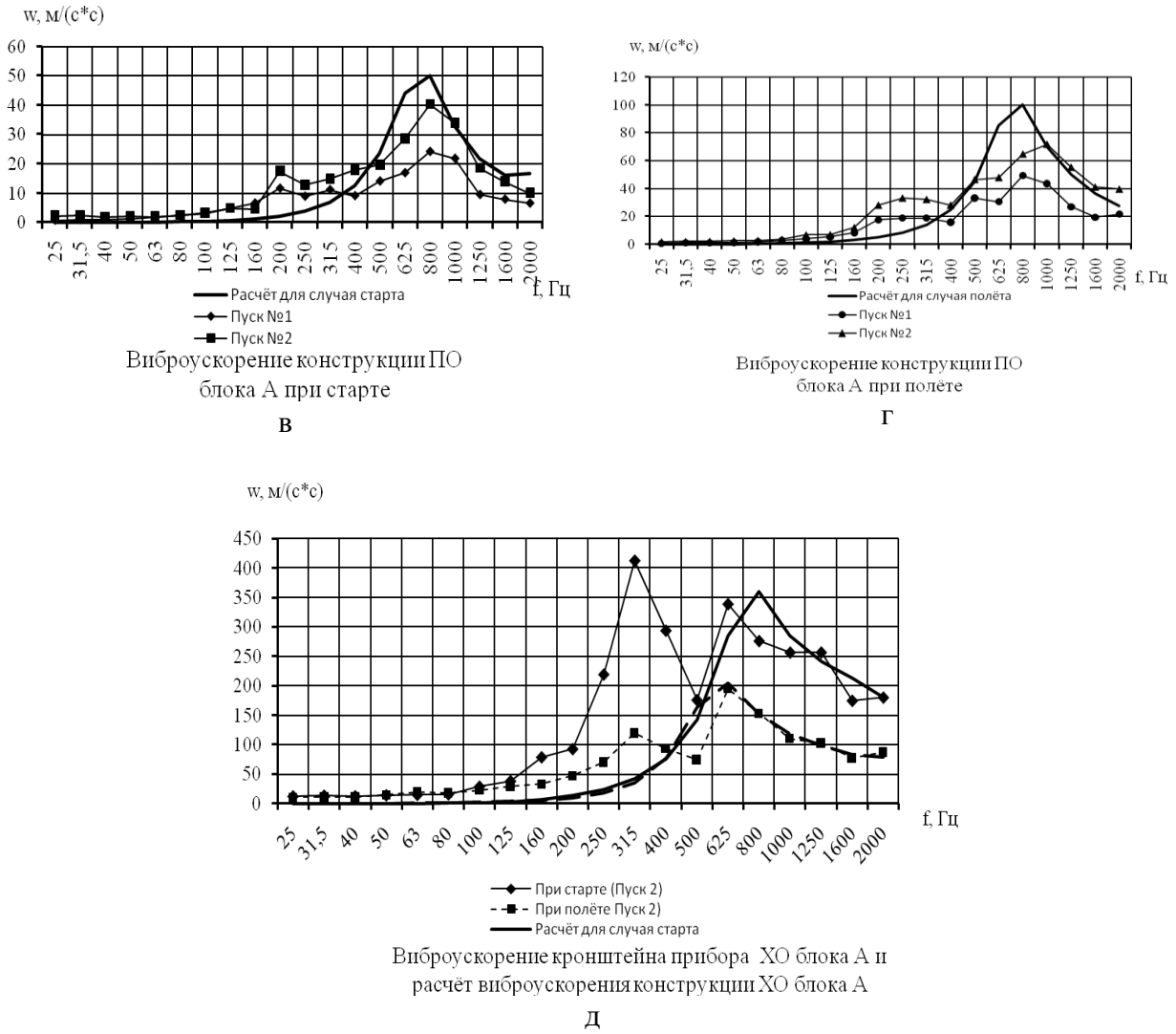


Рисунок 2. Результаты расчётов и ЛКИ при двух пусках РН  
 а, б – конструкция МБО блока III ступени, в, г – конструкция ПО центрального блока, д – конструкция (расчёт) и кронштейн прибора (ЛКИ) ХО центрального блока

**Список использованных источников**

[1] Умушкин, Б. П. Конструкция и прочность авиационных двигателей [Текст]/ Б. П. Умушкин. М., 2007г. – 149 с.

[2] Демидович, Б. П., Марон, И. А., Шувалова Э. З. Численные методы анализа [Текст]/ Б. П. Демидович, И. А. Марон, Э. З. Шувалова, М.: «Наука», 1967г.-368 с.

**RESEARCH OF DYNAMICS OF THE DESIGN  
OF COMPARTMENTS OF THE ROCKET-CARRIES  
AT CROSS-SECTION PSEUDO-ACOUSTIC LOADING**

**P.A. Popov**

Samara State Aerospace University  
(SSAU)  
34, Moskovskoye shosse, Samara,  
443086, Russia  
banduir@rambler.ru

*In given article the method of a finding of the vibrating response of a design of compartments of the carrier rocket is described, the given method has been approved on concrete separate constructive zones, the comparative analysis with results of flight design measurements is carried out.*

**Key words:** *the carrier rocket, vibrating acceleration, acoustic pressure, dynamics of a cover, boundary conditions, test vibrating dynamic tests.*

**References**

- [1] Umushkin, B. P. Konstrukcija i prochnost' aviacionnyh dvigatelej [Tekst]/ B. P. Umushkin. M., 2007g. – 149 s.
- [2] Demidovich, B. P., Maron, I. A., SHuvalova JE. Z. CHislennye metody analiza [Tekst]/ B. P. Demido-vich, I. A. Maron, JE. Z. SHuvalova, M.: «Nauka», 1967g.-368 s.