

А.В. Дегтярев

## КРИТИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА ЭЛЕМЕНТЫ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ СЕЙСМОВЗРЫВНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

*Аннотация.* Изложены методика и программа расчета нагрузок на элементы упругой конструкции летательного аппарата, содержащего жидкое наполнение топливных баков, при сейсмозрывном воздействии.

*Ключевые слова:* Внешнее воздействие, шахтное сооружение, система амортизации, контейнер, ракета и ее элементы.

Ракета в транспортно – пусковом контейнере (ТПК), находящаяся в шахтной пусковой установке (ШПУ), испытывает действие осевых и поперечных перегрузок вследствие ускорения сооружения, вызванного сейсмозрывным воздействием [1,2]. Для снижения величин ускорений, действующих на элементы конструкции ракеты, используют специальные системы амортизации (СА), включающие в себя демпфирующие и упругие элементы.

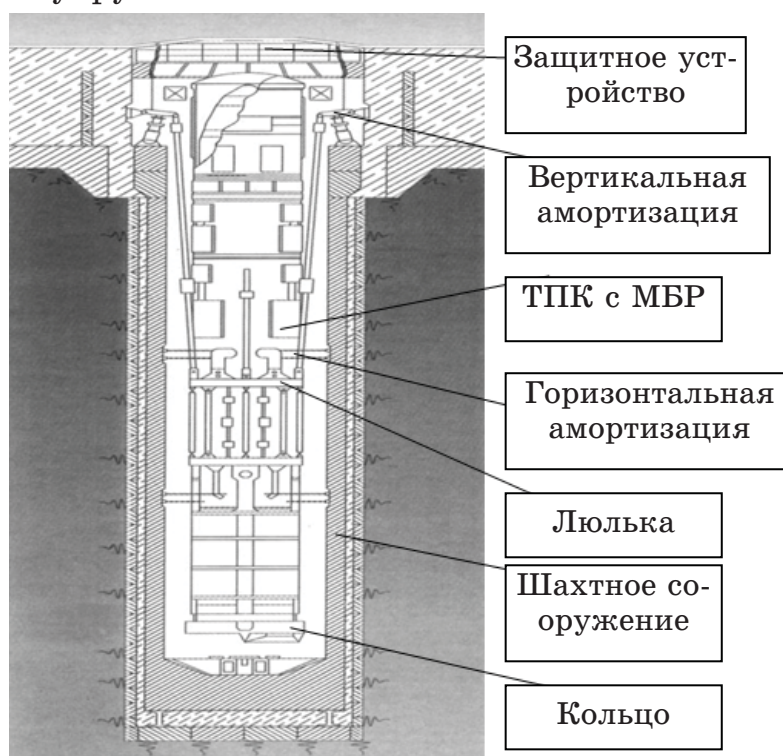


Рисунок 1 - Схема системы амортизации маятникового типа

На этапах модернизации требования к точности расчетов значительно возрастают, поскольку тенденция к увеличению интенсивности внешних воздействий, действующих на систему, делает необходимым повышение величины стойкости ШПУ. Следовательно, приобретает важное значение учет таких факторов как упругость элементов конструкции ракеты, ТПК и СА, подвижность компонентов топлива в баках ракеты, инерционность элементов СА, наличие сил трения в элементах системы и др.

Найти решение указанной задачи можно посредством введения некоторых допущений для приведения системы с бесконечным числом степеней свободы к системе с ограниченным числом степеней свободы, описываемых конечным числом обыкновенных дифференциальных уравнений.

При составлении расчетной схемы учитывалось следующее [1,5]:

- воздействие считается кинематическим;
- движение происходит в плоскости действия взрыва;
- при расчете параметров нагрузок учитывается кратность воздействия;
- упругость корпусов ракеты, контейнера, каркаса и тяг вертикальной системы амортизации;
- подвижность жидкости в топливных баках ракеты;
- наличие упругих связей между ракетой и ТПК;
- связи между ТПК и каркасом СА;
- нелинейность упругих и демпфирующих элементов системы амортизации

При составлении динамической расчетной схемы, используемой для расчета нагрузок, представляется удобным разделить АО на элементы (отдельные отсеки, сосредоточенные грузы и т.д.) так, чтобы каждый элемент мог быть изучен отдельно и представлен в виде простой упруго-массовой модели, затем из этих элементов составлена полная расчетная модель. Отдельные грузы, имитирующие те или иные отсеки и узлы, обладают массами, моментами инерции и связаны между собой связями. Связи могут быть линейными и нелинейными. Решение задачи определения нагрузок с использованием дискретно-массовых моделей называют методом сосредоточенных параметров [1,5], согласно которому элементы конструкции ракеты, ТПК

и СА с распределенной массой и жесткостью заменяются системой сосредоточенных масс, связанных между собой с помощью невесомых пружин, имитирующих жесткость элементов системы соответствующего участка. Жесткость элементов корпуса, имитируемая невесомыми пружинами, относится к соответствующим сосредоточенным массам. К этим же массам приложены внешние силы [1,5].

Движение каждой массы описывается уравнениями вида:

$$m_n x_n - c_{n+1}(x_{n+1} - x_n) + c_n(x_n - x_{n-1}) = f_n(t), \quad (1)$$

где  $m_n$  - масса участка;

$c_n$  - обобщенная жесткость упругой связи;

$x_n$  - абсолютное перемещение n-й массы;

$f_n(t)$  - внешняя сила, приложенная к n-й массе.

При построении моделей элементов системы изгибная и продольная жесткости выбираются в соответствии с жесткостями конструкции, т.е ракета, контейнер и элементы СА имитируются с такой точностью, как это позволяют сделать используемые стержневые и балочные элементы.

Продольная и изгибная жесткости элементов корпусов ракеты, ТПК и СА, относящиеся к соответствующим сосредоточенным массам, определяются по формулам:

$$C_n = \frac{E_n F_n}{l_n} \quad (2)$$

$$C_{\phi n} = \frac{E_n I_n}{l_n} \quad (3)$$

В выражения (2-3) входят:

$E_n$ - модуль упругости материала;

$F_n$ - площадь поперечного сечения рассматриваемого элемента;

$I_n$ - момент инерции поперечного сечения элемента;

$l_n$ - длина рассматриваемого элемента конструкции.

Колебания корпуса ракеты сопровождаются колебаниями жидкого топлива в его баках. Для учета колебаний жидкости в баках ракеты при действии внешних нагрузок может быть использован метод сосредоточенных параметров.

В качестве механического аналога продольных колебаний жидкости в баке ракеты используется система параллельных осциллято-

ров, расположенных в местах крепления опорного шпангоута, передающего усилия от бака с жидкостью на корпус ракеты [3].

В случае поперечных колебаний жидкости в баке ракеты обычно принимают, что уравнения колебаний свободной поверхности жидкости аналогичны уравнениям колебаний математических маятников [4].

В соответствии с принятой расчетной схемой ракета описана двадцатью восемью массами, из которых восемнадцать масс - корпус, четыре - жидкое наполнение топливных баков, две - двигательные установки, четыре - маятники-жидкости. ТПК представлен шестнадцатью массами, люлька с каркасом восемью - массами, тяги маятниковой подвески СА - шестьдесят четыремя массами. Всего рассматриваемая механическая система имеет сто двадцать девять степеней свободы. Расчетная схема показана на рис. 2.

Движение ракеты, ТПК, люльки и элементов СА в шахтном сооружении рассматривается в системе координат ХОУ. Начало системы координат совпадает с нижним кольцом системы амортизации. Ось Х направлена вертикально вверх и совпадает с продольной осью ракеты, ось У составляет с осью Х правую систему координат, положительное направление угла  $\varphi$  принято по часовой стрелке.

В качестве обобщенных координат приняты следующие величины:

- $X_i$  – перемещение  $i$ -й массы корпуса ракеты вдоль продольной оси;

- $Y_i$  – горизонтальное перемещение  $i$ -й массы корпуса ракеты, обусловленное относительным поворотом звеньев цепочки масс ракеты (деформация изгиба) ;

- $X_k, Y_k$  - перемещение  $k$ -й массы контейнера в вертикальном и горизонтальном направлениях, соответственно;

- $X_c, Y_c$  - перемещение  $c$ -й массы стакана в вертикальном и горизонтальном направлениях, соответственно;

- $X_{jж}$  – вертикальное перемещение  $j$ -й массы, имитирующей  $j$ -е жидкое наполнение баков ракеты вдоль продольной оси;

- $X_d$  – вертикальное перемещение  $d$ -й массы упруго подвешенного элемента ракеты вдоль продольной оси;

- $\Theta_j$  – координата (угол), описывающая движение  $j$ -го маятника-жидкости в горизонтальном направлении;

- $X_{th}$ ,  $Y_{th}$  - перемещение  $t$ -й массы  $h$ -й тяги в вертикальном и горизонтальном направлениях, соответственно;  
 - $X_c, Y_c, \phi_c$  - координаты, описывающие движение кольца СА;  
 - $w, z$ -перемещения шахтного сооружения.

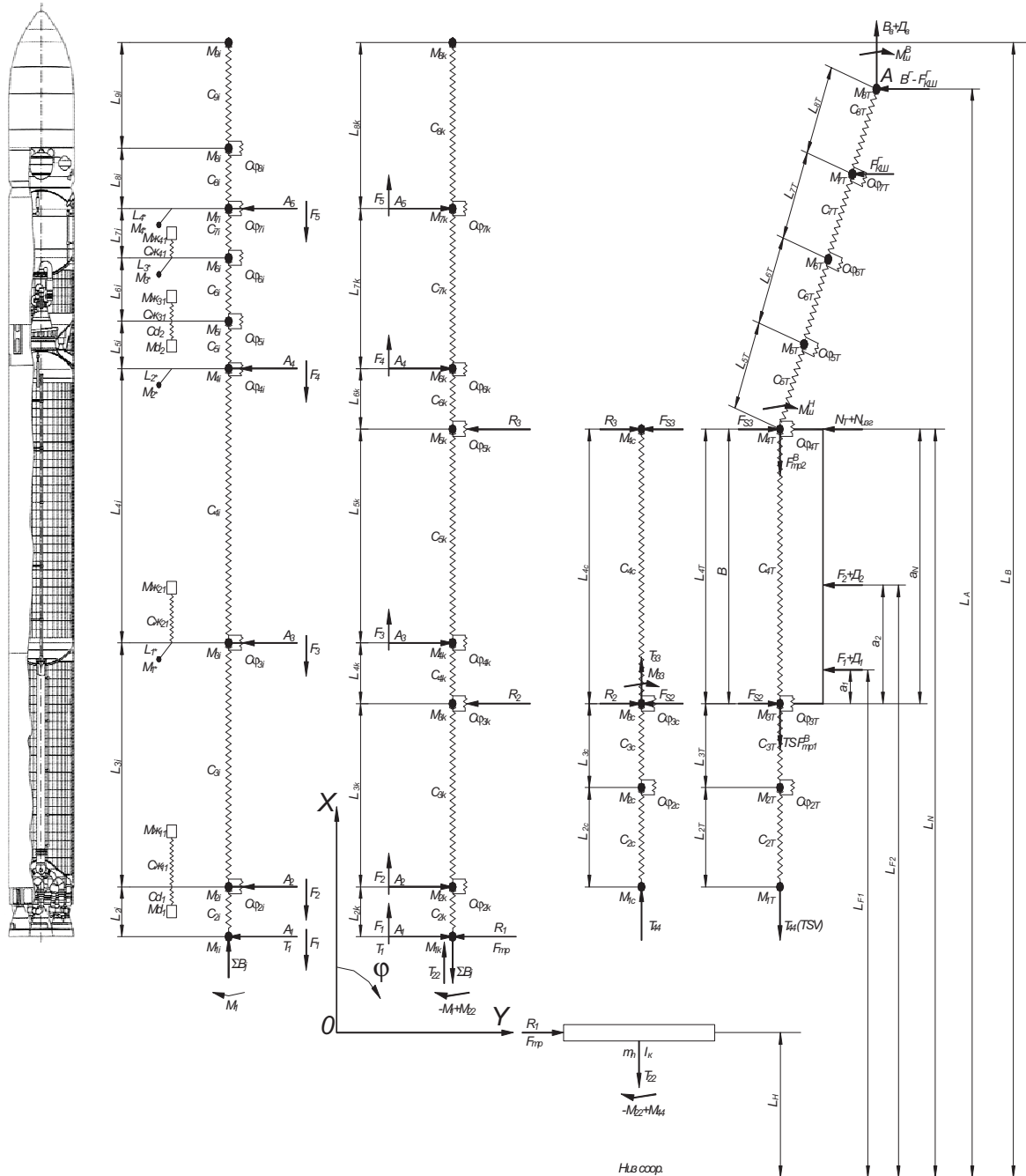


Рисунок 2 - Расчетная схема упругой амортизированной системы

Уравнения движения произвольной  $i$ -й массы корпуса ракеты, ТПК, стакана и тяг СА имеют вид:

$$m_{n,i}^v \ddot{x}_{n,i} = (C_{n+1,i} \Delta_{n+1,i} + C_{n+1,i}^1 \dot{\Delta}_{n+1,i}) \alpha_{n+1,i} - (C_{n,i} \Delta_{n,i} + C_{n,i}^1 \dot{\Delta}_{n,i}) \alpha_{n,i} +$$

$$(C_{\phi_{n+1,i}} \Delta \phi_{n+1,i} + C_{\phi_{n+1,i}}^1 \dot{\Delta} \phi_{n+1,i}) \gamma_{n+1,i} - (C_{\phi_{n,i}} \Delta \phi_{n,i} + C_{\phi_{n,i}}^1 \dot{\Delta} \phi_{n,i}) (\gamma_{n+1,i} + \gamma_{n,i}) +$$

$$(C\phi_{n-1,i}\Delta\phi_{n-1,i} + C\phi_{n-1,i}^1\dot{\Delta}\phi_{n-1,i})\gamma_{n-1,i} - m_{n,i}g; \quad (4)$$

$$m_{n,i}^g\ddot{y}_{n,i} = (C_{n+1,i}\Delta_{n+1,i} + C_{n+1,i}^1\dot{\Delta}_{n+1,i})\beta_{n+1,i} - (C_{n,i}\Delta_{n,i} + C_{n,i}^1\dot{\Delta}_{n,i})\beta_{n,i} - \\ (C\phi_{n+1,i}\Delta\phi_{n+1,i} + C\phi_{n+1,i}^1\dot{\Delta}\phi_{n+1,i})\delta_{n+1,i} + (C\phi_{n,i}\Delta\phi_{n,i} + C\phi_{n,i}^1\dot{\Delta}\phi_{n,i})(\delta_{n+1,i} + \delta_{n,i}) - \\ (C\phi_{n-1,i}\Delta\phi_{n-1,i} + C\phi_{n-1,i}^1\dot{\Delta}\phi_{n-1,i})\delta_{n-1,i}; \quad (5)$$

$m_i^v, m_i^g$  – соответственно массы корпуса ракеты, ТПК, стакана и тяг СА при движении в вертикальном и горизонтальном направлениях,

$C_i$  – приведенная жесткость пружины в вертикальном направлении,

$C_{\phi i}$  – приведенная изгибная жесткость в  $i$ -м шарнире,

$C_i^1, C_{\phi i}^1$  – коэффициенты демпфирования,

$\dot{\Delta}_i, \dot{\Delta}_{\phi i}$  – относительные скорости.

Очевидно, что уравнения подобного вида определяют движение любой массы корпуса ракеты, ТПК, элементов СА, исключая крайние массы и массы, к которым присоединены либо сосредоточенные массы (жидкости, двигатели и т.п.), либо силы, действующие на ракету со стороны ТПК (реакции в опорных поясах, силы трения и т.д.). Для этих масс уравнения движения должны быть соответственно изменены.

Движение масс, имитирующих двигатели:

$$m_d\ddot{x}_d = C_d\Delta_d + C_d^1\dot{\Delta}_d - m_dg. \quad (6)$$

Движение масс, имитирующих подвижность компонентов топлива в баках ракеты:

$$m_j\ddot{x}_j = C_j\Delta_j + C_j^1\dot{\Delta}_j - m_jg; \quad (7)$$

$$m_j^*l_j^*\dot{\theta}_j^* = m_j^*l_j^*\ddot{y}_{ij} \text{Cos}\theta_j^* - m_j^*l_j^*\ddot{x}_{ij} \text{Sin}\theta_j^* - m_j^*l_j^*g \text{Sin}\theta_j^* - \frac{\delta_j\omega_j}{\pi} l_j^2 \dot{\theta}_j^* m_j. \quad (8)$$

Выражения, входящие в уравнения :

Усилия в вертикальных связях ракеты с ТПК

$$B_j = B_j(\delta_v) + f_v |B_v(\delta_v)| \text{Sign}\dot{\delta}_v,$$

Реакция в  $j$ -м поясе горизонтальной амортизации ракеты

$$A_j = A_j(\delta_j) + f_j |A_j(\delta_j)| \text{Sign}\dot{\delta}_j,$$

Сила трения  $j$ -го пояса горизонтальной связи ракеты с ТПК

$$F_{mpj} = (F_j + f_{mpj} |A_j|) \text{Sign} \dot{\delta}_j,$$

Сила, действующая в связи d-го упруго подвешенного элемента с ракетой

$$P_d = C_d (X_{id} - X_d)$$

Сила, действующая в l-й связи аналога жидкости

$$P_{lm} = C_{lm} (X_{im} - X_{lm})$$

Горизонтальная сила, действующая со стороны l-го маятника-жидкости

$$G_{lm} = m_l^* [\ddot{y}_{il} - l_l^* \text{Sin} \theta_l \ddot{\theta}_l]$$

Сила трения вертикальных связей ракеты с ТПК

$$T_1 = f_1 \left| \sum_{j=1}^8 B_j \right| \text{Sign} \dot{\delta}_{m1}^z,$$

Момент вертикальных связей ракеты с ТПК

$$M_1 = \sum_{j=1}^8 B_j r_j$$

Сила, действующая в k-й горизонтальной связи ТПК с каркасом СА

$$R_k = C_p^z (X_{pc} - X_{pk})$$

Суммарное усилие в вертикальной связи ТПК с опорным кольцом СА

$$T_{22} = \sum_{k=1}^8 C_k \Delta_k,$$

Момент усилий в вертикальных связях ТПК с опорным кольцом СА

$$M_{22} = \sum_{k=1}^8 c_k \Delta_k r_k$$

Усилие в вертикальных связях каркаса с тягами ВА

$$T_{33} = \sum_{s=1}^4 C_s^v \Delta_s^v,$$

Момент усилий в вертикальных связях каркаса с тягами ВА

$$M_{33} = \sum_{s=1}^4 c_s^v \Delta_s^v r_s$$

Усилие в горизонтальной связи каркаса с тягами ВА

$$F_{sl} = C_{SL}^r (y_{stl} - y_{sc})$$

Суммарное усилие в вертикальных связях опорного кольца с тягами ВА

$$T_{44} = \sum_{t=1}^4 C_t \Delta_t,$$

Момент усилий в вертикальных связях опорного кольца с тягами ВА

$$M_{44} = \sum_{t=1}^4 c_t \Delta_t r_t$$

Момент сил трения в S-м шарнире

$$M_1 = f_{uw} r_{uw} |R_4| \text{Sign} \dot{\delta}_w,$$

Усилие в амортизаторе ВА

$$p = p_0 \left( \frac{V_0}{V_0 \pm Fh} \right)^k$$

Усилие демпфера ВА

$$D^b = F \text{sign} \dot{\Delta} + k \dot{\Delta}^2 \text{sign} \dot{\Delta}$$

при  $k \dot{\Delta}^2 \leq D_{\max}^b$

$$D^b = F \text{sign} \dot{\Delta} + \left[ D_{\max}^b + k^* (\dot{\Delta}^2 - \dot{z}_{\text{пред}}^2) + k^{**} (|\dot{\Delta}| - \dot{z}_{\text{пред}}) \right] \text{sign} \dot{\Delta}$$

при  $k \dot{\Delta}^2 \geq D_{\max}^b$

Усилие в амортизаторе ГА

$$F_k^r = F_k^{r*} (\Delta_k) + f_k^r |F_k^r (\Delta_k)| \text{sign} \dot{\Delta}_k$$

Усилие демпфера ГА

$$D_k^r = F_k \text{sign} \dot{y}_k + k_r \dot{y}_k^2 \text{sign} \dot{y}_k \text{ при } k_r \dot{y}_k^2 \leq D_{\max}^r$$

$$D_k^r = F_k \text{sign} \dot{y}_k + \left[ D_{\max}^r + k_r^* (\dot{y}_k^2 - \dot{y}_{\text{пред}}^2) + k_r^{**} (|\dot{y}_k| - \dot{y}_{\text{пред}}) \right] \text{sign} \dot{y}_k$$

при  $k \dot{y}_k^2 \geq D_{\max}^r$

Определение параметров нагрузок для расчета общей прочности в расчетных сечениях корпусов ракеты и ТПК сводится к определению максимальных эквивалентных осевых усилий, действующих в расчетных сечениях:

$$T_{\text{эkv}} = T_{\text{oc}} + \frac{4 |M_{uzl}|}{D},$$



где  $T_{ос}$ ,  $M_{изг}$  - соответственно осевые силы и изгибающие моменты в рассматриваемых сечениях;  $D$  - диаметр расчетного сечения ракеты или ТПК.

Определение нагрузок для расчета местной прочности сводится к нахождению усилий, действующих в местах связей ракеты и ТПК, а также ТПК с люлькой и опорным кольцом системы амортизации.

Разработанная на языке программирования высокого уровня FORTRAN программа EXLOAD [1,5], предназначенная для решения системы дифференциальных уравнений путем интегрирования методом Эйлера, позволяет определить параметры движения и нагружения элементов конструкции амортизированной системы с учетом упругих свойств конструкции и жидкого наполнения топливных баков ракеты при многократном сейсмозрывном воздействии.

Программа построена для «сквозной задачи», которая предусматривает расчет полной модели системы «внешнее воздействие - шахтное сооружение - система амортизации – контейнер - ракета и ее элементы», рассматриваемой совместно, начиная от характеристик внешних воздействий и кончая параметрами нагрузок для расчета общей и местной прочности ракеты и контейнера.

Алгоритм расчета параметров движения и нагружения системы включает в себя следующие основные блоки, решаемые совместно:

- внешних воздействий;
- внешней системы амортизации;
- динамики и нагрузок люльки с каркасом;
- динамики и расчета нагрузок ТПК;
- внутренней системы амортизации ракеты;
- динамики и расчета нагрузок ракеты.

Данная методика и программа расчета нашли широкое применение в практике ГП КБ «Южное» при проектировании ракетных комплексов и их испытаниях для подтверждения заданных требований по стойкости.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Методические основы оценки стойкости ракеты в шахтной пусковой установке к спецвоздействию: Научно - технический отчет.

- 21.17156.134 ОТ /Дегтярев А.В., Сиренко В.Н., Василенко А.А. - Днепропетровск: ГП КБ «Южное», 2011.- 40с.
2. Дегтярев А.В., Василенко А.А. Методика расчета живучести ракетных комплексов. Космическая техника. Ракетное вооружение. ГП КБ «Южное», 2008.-вып 1. стр. 55-64.
3. Микишев Г.Н., Рабинович Б.И. Динамика тонкостенных конструкций с отсеками, содержащими жидкость. М. «Машиностроение», 1971.
4. Колесников К.С. Жидкостная ракета как объект регулирования. М. «Машиностроение», 1969.
5. Василенко А.А., Гусев В.В., Арлекинова О.Э., Дзюба А. П., Ободан Н.И. Нагрузки и прочность балочных и оболочечных конструкций при сейсмических воздействиях. Учебное пособие. Днепропетровск. Изд-во Днепропетровского национального университета. 2006. 192 стр.