

ИССЛЕДОВАНИЕ НДС В ЗОНЕ КОНТАКТА ОПОРНОГО УСТРОЙСТВА С ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВКЕ

Иванова В.С., Горелова С.С.

Оренбургский государственный университет

Одной из актуальнейших задач при производстве летательных аппаратов является снижение материалоемкости конструкций. Для решения этой задачи необходимым условием выступает постоянное совершенствование теории и методик прочностного анализа. Целью настоящего исследования является оценка напряженно-деформированного состояния (НДС) в зоне контакта летательного аппарата с опорным устройством и разработка способа крепления ракеты на ложементе транспорта.

Рассмотрим нагрузки, действующие на ракету в условиях наземной эксплуатации. Наземные случаи эксплуатации ракеты-носителя характеризуются разнообразным нагружением ее конструкции как статическими, так и динамическими внешними силами, действующими на различных этапах наземной эксплуатации: разгрузка, погрузка, монтажные сборочные операции, транспортировка, установка на стартовое устройство и т.д. В процессе транспортировки конструкция ракеты-носителя подвергается воздействию различных внешних сил: массовых, аэродинамических, распределенных, сосредоточенных. Величины и характер действия этих сил зависят от вида транспорта, от конструкции и характеристик транспортного устройства (вагона, платформы, транспортной тележки и т.д.).

Передача нагрузок на тонкостенную конструкцию корпуса ракеты-носителя или отдельного ракетного блока со стороны элементов наземного оборудования происходит в местах установки транспортных опор – ложементов. На рисунках 1, 2 и 3 представлены принципиальные схемы размещения транспортируемого ракетного блока, на которых 1 обозначен транспортируемый объект; 2 – транспортировочная платформа; 3 – самолет; 4 – транспортируемый ракетный блок. Графики распределения по длине корпуса внутренних силовых факторов $Q(x)$, $M(x)$, $N(x)$ при транспортировке проиллюстрированы на рисунке 4.

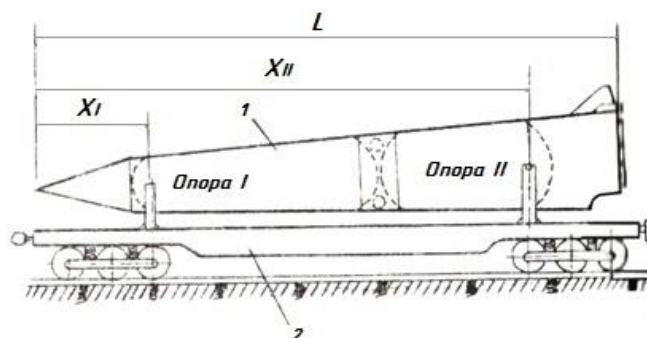


Рисунок 1 – Принципиальная схема размещения транспортируемого ракетного блока на железнодорожной транспортировочной платформе

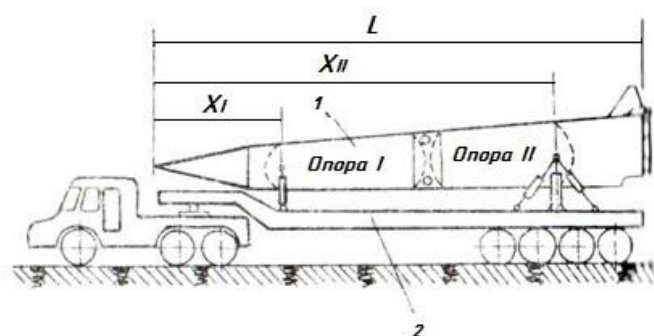


Рисунок 2 – Принципиальная схема размещения транспортируемого ракетного блока на автомобильной транспортировочной платформе

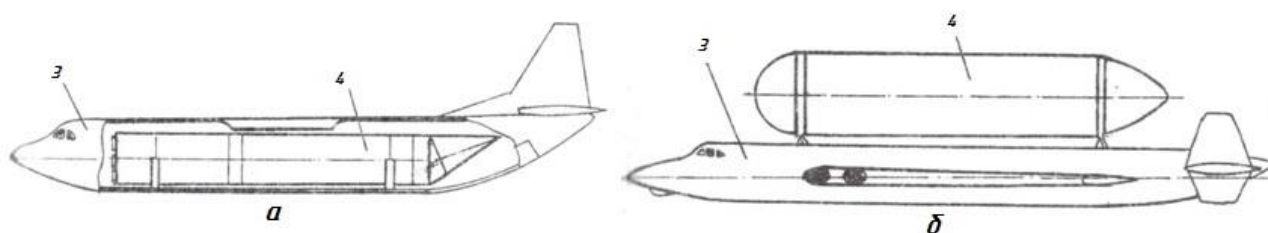


Рисунок 3 – Принципиальная схема размещения транспортируемого ракетного блока самолетом: а – внутри фюзеляжа; б – на внешней подвеске

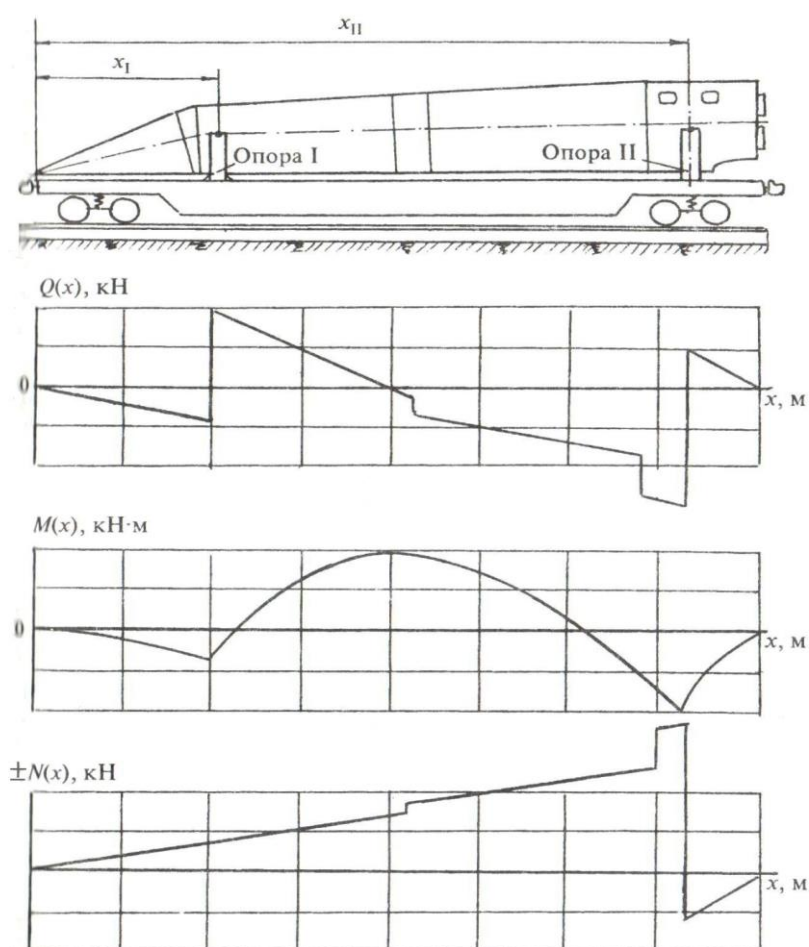


Рисунок 4 – Графики распределения по длине корпуса внутренних сило-

вых факторов $Q(x)$, $M(x)$, $N(x)$ при транспортировке

Значения внутренних продольных сил в поперечных сечениях корпуса транспортируемого объекта определяются следующим образом:

при $0 < x < x_I$:

$$N(x) = \int_0^x m(x) g_0 n_x dx + \sum_{j=1}^n M_j g_0 n_x,$$

$$Q_y(x) = \int_0^x m(x) g_0 n_y dx + \sum_{j=1}^k M_j g_0 n_y,$$

$$M_z(x) = \int_0^x \int_0^x m(x) g_0 n_y dx dx + \sum_{j=1}^k M_j g_0 n_y (x - x_j)$$

Значения внутренних продольных сил в поперечных сечениях корпуса транспортируемого объекта:

при $x_N < x < x_{II}$:

$$N(x) = \int_0^x m(x) g_0 n_x dx + \sum_{j=1}^n M_j g_0 n_x - R_{x_N},$$

где R_{x_N} – продольная сила – реакция, приложенная к корпусу

в месте установки транспортной опоры, воспринимающей эту силу :

$$R_{x_N} = \int_0^{x_{II}} m(x) g_0 n_x dx + \sum_{j=1}^m M_j g_0 n_x,$$

$$Q_y(x) = \int_0^x m(x) g_0 n_y dx + \sum_{j=1}^n M_j g_0 n_y - R_{y_I},$$

$$M_z(x) = \int_0^x \int_0^x m(x) g_0 n_y dx dx + \sum_{j=1}^n M_j g_0 n_y (x - x_j) - R_{y_I} (x - x_I)$$

Схему размещения корпуса ракеты на ложементках и эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов отражает рисунок 5.

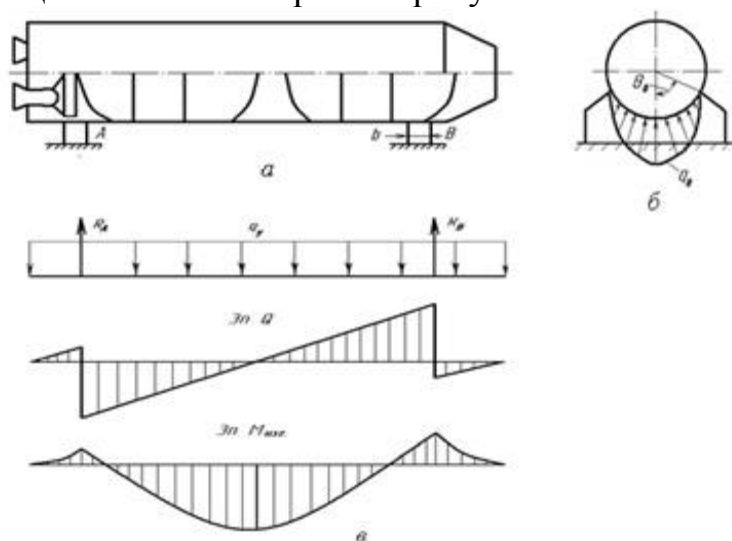


Рисунок 5 – Схема размещения корпуса ракеты на ложементках (а, б) и эпюры перерезывающих сил и изгибающих моментов (в)

Проверка прочности выполняется для корпуса под действием перерезывающих сил и изгибающих моментов, рассчитанных от действия силы тяжести конструкции с учетом перегрузки конструкции при движении.

Выполняется проверка местной прочности конструкции, соприкасающейся с ложементом. Для исключения обмятия оболочки корпуса и шпангоута из условия прочности подбираются ширина ложеента b и угол обхвата Θ_0 . Характер распределения усилий по линии обхвата ракеты с ложементом принимают в соответствии с уравнением:

$$q = q_0 [\cos(\pi\theta_0) / (2\theta_0)]^k, \text{ где } k = 1 \text{ или } 2$$

В наиболее нагруженной области АВ, максимальные нормальные напряжения в поперечном сечении ракеты повторяют характер изменения переменной по времени нормальной перегрузки:

$$\sigma_x(t) = M_{изг}^{\max} / W_{изг} = A n_y(t)$$

где $W_{изг}$ – момент сопротивления изгибу корпуса в зоне АВ,
 n_y – суммарный коэффициент перегрузки в поперечном направлении

Вариант размещения корпуса ракеты на 4-х ложементах проиллюстрирован на рисунке 6, схема установки ракеты 1 на воздушной подушке 2 – на рисунке 7.

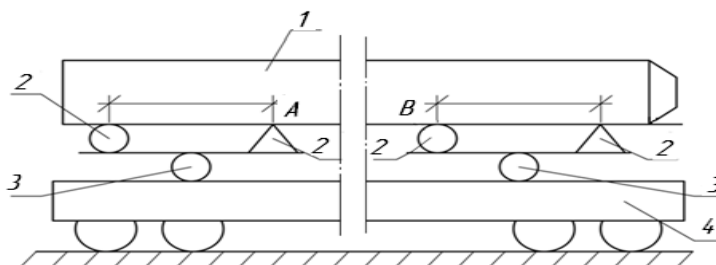


Рисунок 6 – Вариант размещения корпуса ракеты на 4-х ложементах, где 1 – корпус ракеты; 2, 3 – опоры; 4 - платформа

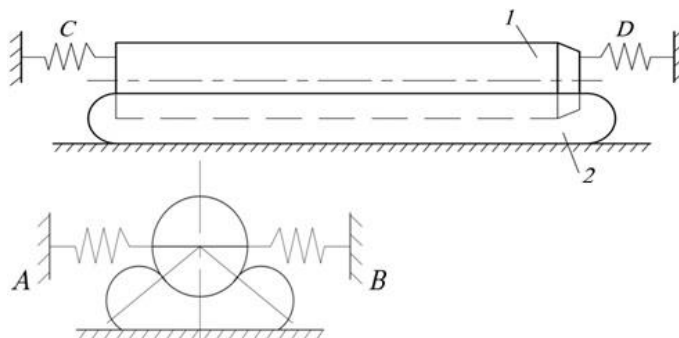


Рисунок 7 – Схема установки ракеты 1 на воздушной подушке 2, где А,В, С, D – упругие связи, обеспечивающие фиксацию ракеты при транспортировке

Тело ракеты деформирует подушку и при наличии растяжек (упругих связей) оказывается в плавающем состоянии. Эпюра изгибающих моментов для плавающего тела будет иметь нулевые ординаты по всей длине.

Схемы контактного взаимодействия конструкций ракет с опорами-ложементами проиллюстрированы на рисунке 8. Варианты крепления ложемента в зависимости от угла охвата и установки опор ложемента представлены на рисунке 9.

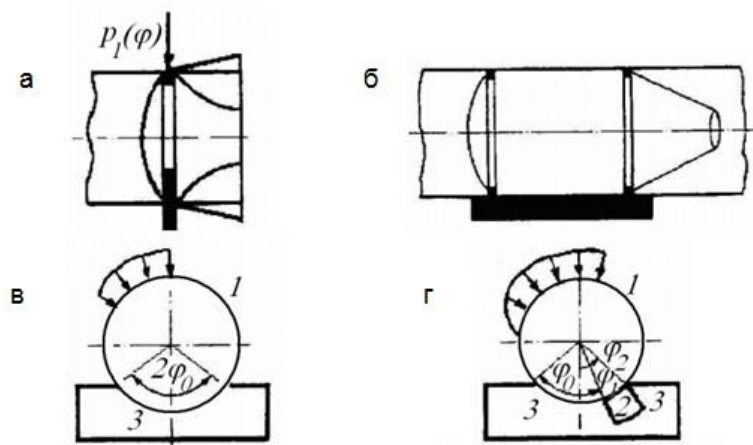


Рисунок 8 – Установка конструкций 1 на опоры-ложементы 3 через шпангоут с локальными ложементами (а) или протяженными по части длины (б); установка конструкций 1 на опоры-ложементы 3, имеющие сплошные (в) или отдельные (г) площадки контакта 2

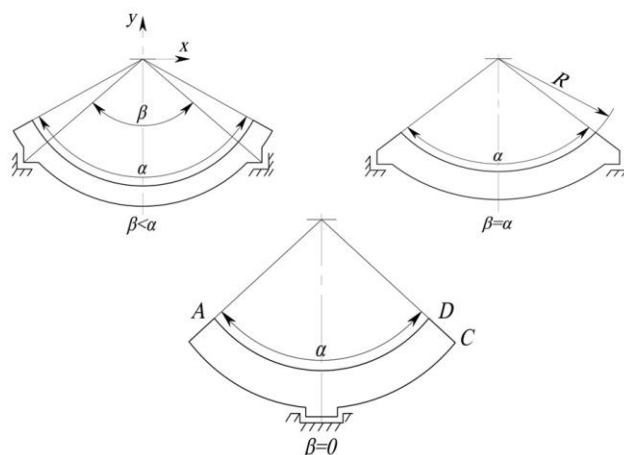


Рисунок 9 – Варианты крепления ложемента в зависимости от угла охвата (α) и установки опор ложемента (β)

В большинстве работ задачи о контактном взаимодействии цилиндрических оболочек с опорными устройствами упругие свойства опоры моделируются путем введения между оболочкой и ложементом упругого слоя-прокладки, механические свойства которого отождествляются, согласно гипотезе Винклера, с механическими свойствами набора не связанных между собой вертикальных пружин. В этом случае фактически имеется в виду абсолютно жесткий ложемент, так как податливость основания определяется деформативными свой-

ствами только прослойки [1-7].

Для решения поставленной задачи использованы лицензионные программные продукты КОМПАС 3D (моделирование оболочки, прокладки, ложемент), APM Studio 3D (создание конечноэлементной сетки на модели импортированной из КОМПАС, закрепление, нагрузки) и APM Structure 3D (расчет и прочностной анализ). Рассмотрены варианты приложения внешней нагрузки в виде равномерно распределенной по образующей (погонной) и по поверхности оболочки [8]. Модель упругой прослойки между ложементом и оболочкой показана на рисунке 10.

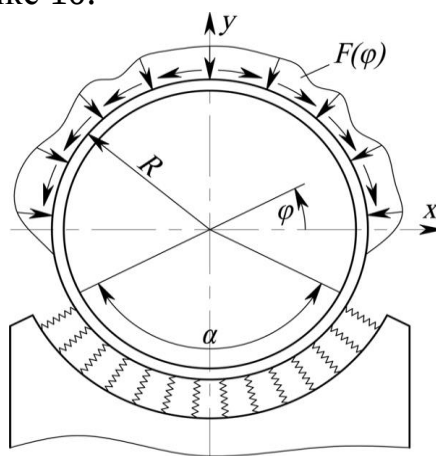


Рисунок 10 – Модель упругой прослойки между ложементом и оболочкой

Расчет на прочность конструкции ракеты-носителя Союз 2в характеризуется распределенной на пластину нагрузкой, отраженной на рисунке 11.

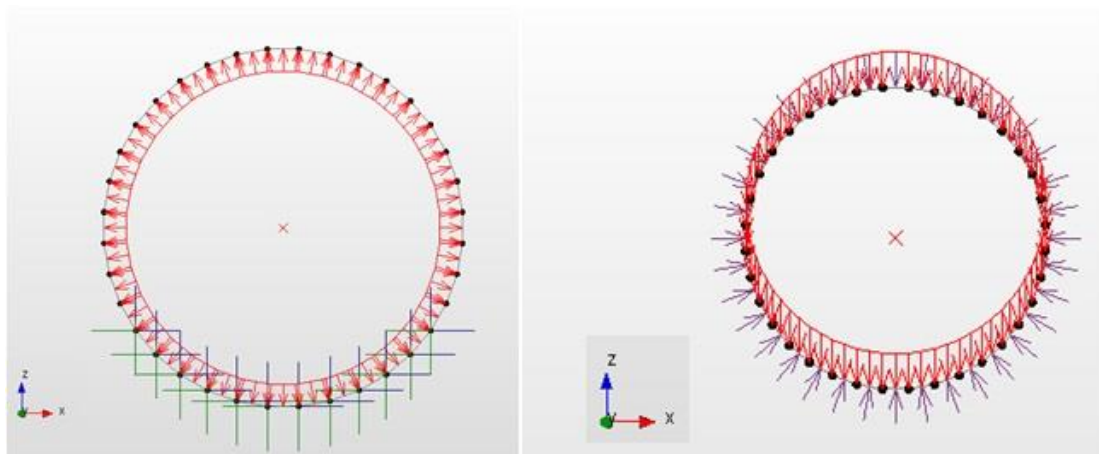


Рисунок 11 – Распределенная на пластину нагрузка

Для модели проводили статический расчет и определяли частоты и формы собственных колебаний. Результатом статического расчета конструкции являются: перемещения узлов конструкции (линейные и угловые), нагрузки на концах стержней, в узлах пластин; напряжения, действующие в стержнях, пластинах, нагрузки на концах стержней и в узлах пластин. Результаты расчетов APM WinMachine проиллюстрированы на рисунках 12-16.

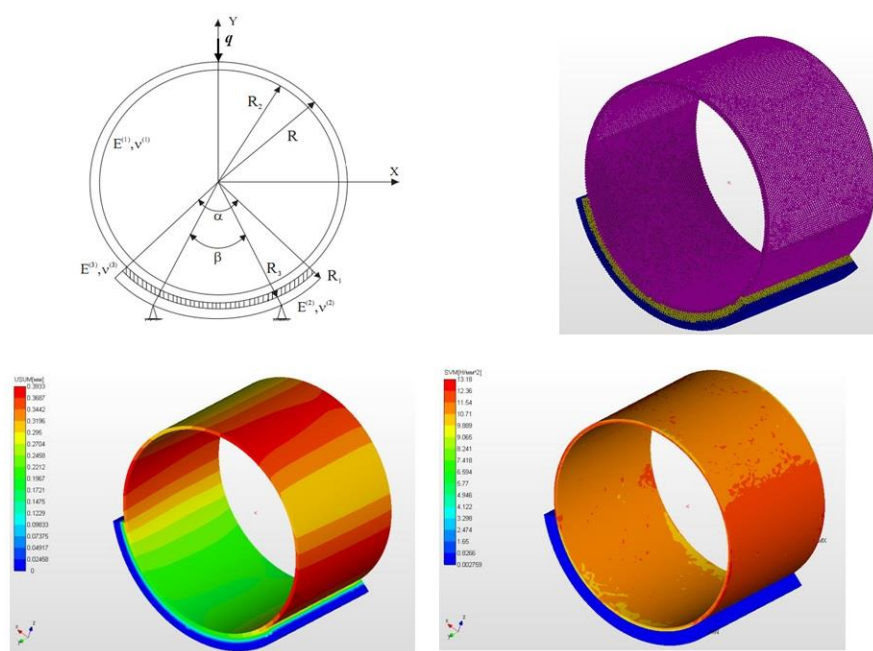


Рисунок 12 – Схема исходных данных с учетом физико-механических свойств материалов конструкции и КЭ-модель

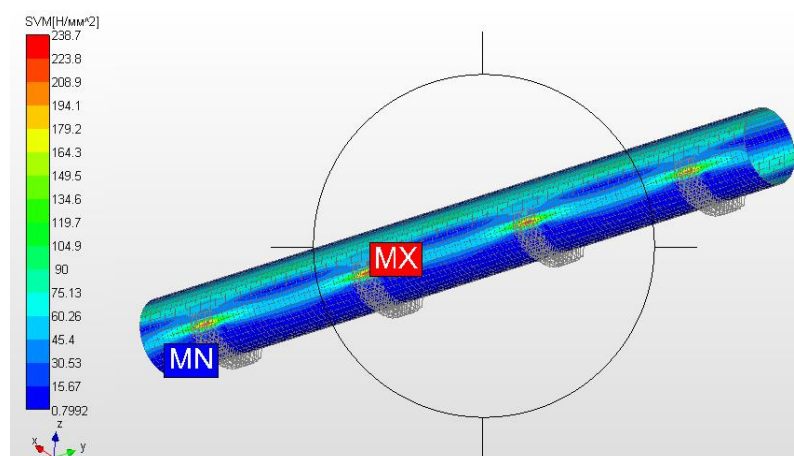


Рисунок 13 – Карта напряжений для оболочки на 4-х ложементах

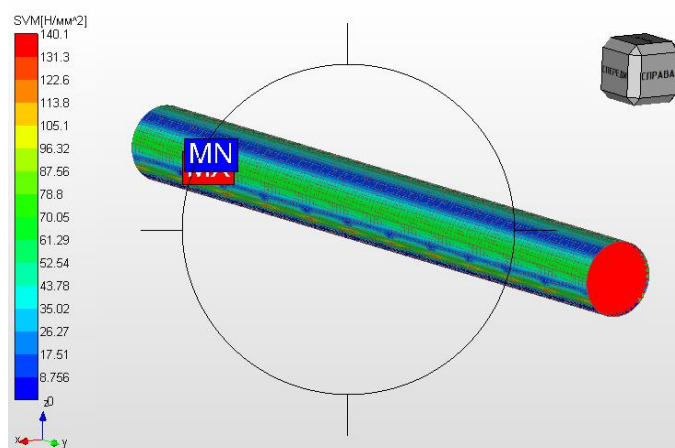


Рисунок 14 – Карта напряжений для оболочки на 12 ложементах

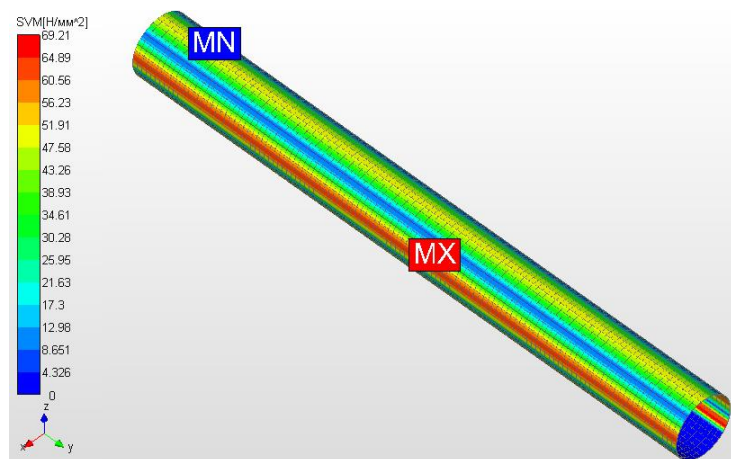


Рисунок 15 – Карта напряжений для оболочки на одном (сплошном по всей длине) ложементе

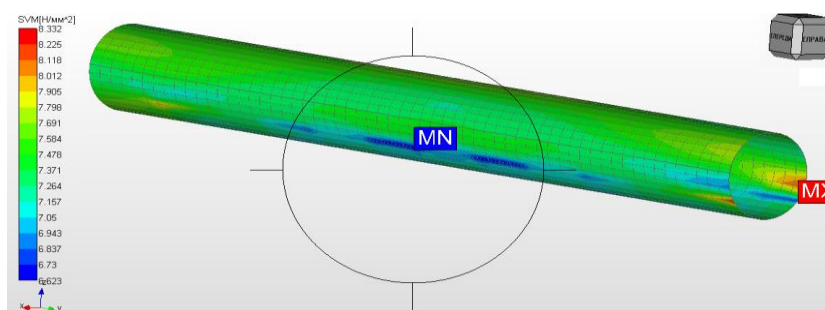


Рисунок 16 – Карта напряжений для оболочки на упругом (сплошном по всей длине) основании

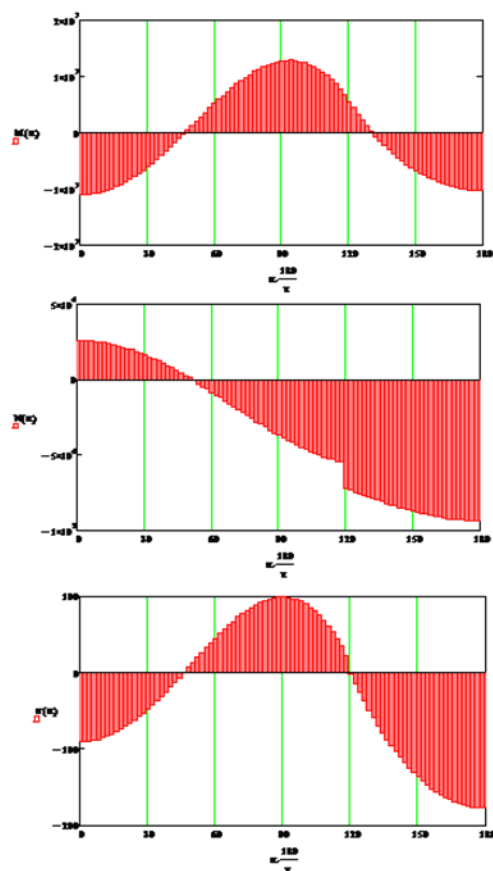
Анализируя полученные результаты определения эквивалентных напряжений можно сделать следующие выводы:

1 Отмечено увеличение эквивалентного напряжения на локальных участках по краям зон контакта оболочки с опорами. Величина действующих напряжений при переходе к сплошному жесткому основанию снижается при увеличении размеров зон повышенного контактного давления.

2 При переходе к упругому основанию происходит общее кратное снижение эквивалентных напряжений. Участки с повышенными напряжениями отмечены вблизи концевых сечений. При этом следует иметь в виду, что при установке днищ (либо других элементов) общая жесткость конструкции возрастает, что очевидно изменит картину напряжений в лучшую сторону.

3 Использование упругих связей требует более тщательной подготовки исходных данных, так как система требует вводить при их установке в узлах жесткости по трем направлениям и аналогичных значений жесткостей при повороте вокруг трех осей. Графики изменения осевой силы, момента и напряжений в сечениях шпангоута в зависимости от угла α на рисунке 17.

Предлагаемое техническое решение крепления ракеты на ложементе транспорта с помощью прокладки с присосками в поперечном разрезе показано на рисунке 18.



a

a

a

б

б

в

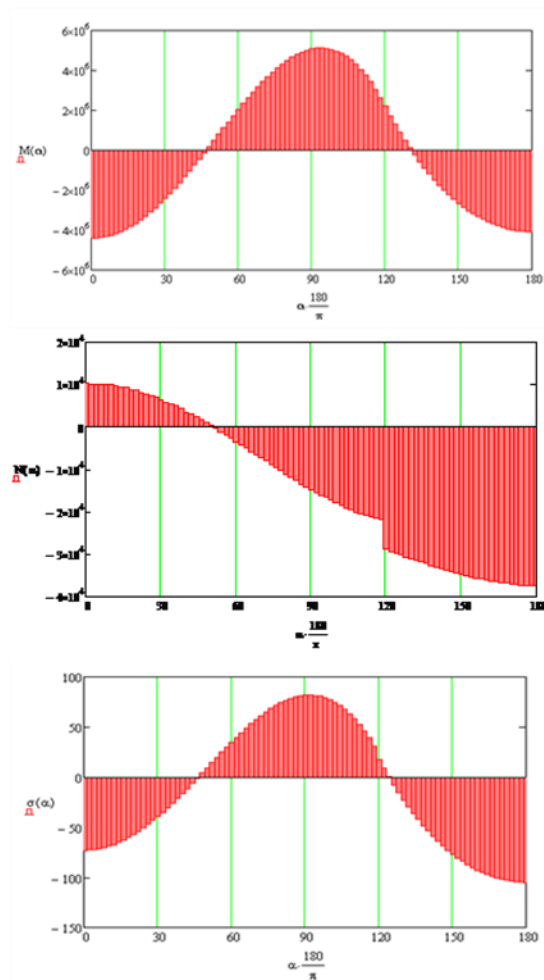


Рисунок 17 – Графики изменения осевой силы (а), момента (б) и напряжений (в) в сечениях шпангоута в зависимости от угла α

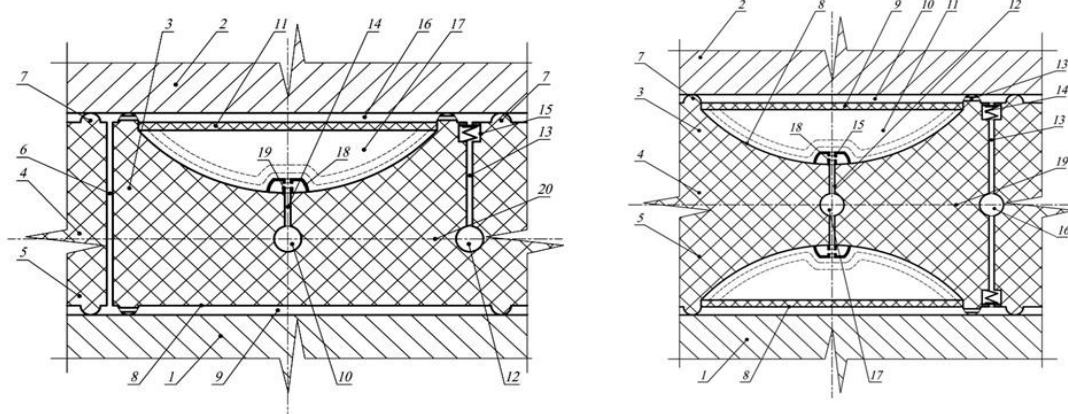


Рисунок 18 – Предлагаемое техническое решение крепления ракеты на ложементе транспорта с помощью прокладки с присосками в поперечном разрезе, где 1 - тело ложемента, 2 - тело ракеты, 3 - прокладка, 4 и 5 - верхняя и нижняя части прокладки, 6 - канал соединения двух присосок, 7 - уплотнитель, 8 - присоска, 9 - камера нижней присоски, 10 и 12 магистральные каналы постоянного и предварительного давления разрежения воздуха, 11 - диафрагма, 13 и 14 - каналы присоски, связанные с магистральными каналами, 15 - кран с клапаном, 16 - камера, 17 - камера, 18 - кран, 19 - клеммы крана, 20 - место склеивания

Таким образом, предложен способ крепления ракеты на ложементе транспорта с использованием прокладки с присосками (получено три патента) [10, 11, 12]. Указанный способ крепления позволяет выдерживать восьмикратные перегрузки при транспортировке ракетного блока.

Список литературы

1. Прочность летательных аппаратов и их агрегатов: [Учеб. для авиац. спец. вузов] / Оболенский, Е.П., Сахаров, Б.И., Сибиряков, В.А.; Под ред. И.Ф. Образцова. М.: Машиностроение, 1995. -503 с.
2. Волчков, О.Д. Прочность ракет-носителей: Учебное пособие. Ч. 1. -М.: Изд-во МАИ, 2007. -784 с.
3. Григолюк, Э.И. Контактные задачи теории пластин и оболочек / Э.И. Григолюк, В.М. Толкачев. -Москва: Машиностроение, 1980. -411 с.
4. Александров, В.М. Контактные задачи в машиностроении / В.М. Александров, Б.Л. Ромалис. -М.: Машиностроение, 1986. -174 с.
5. Моссаковский, В.И., Гудрамович, В.С., Макеев, Е.М. Контактные задачи теории оболочек и стержней. М.: Машиностроение, 1978. -243 с.
6. Гудрамович, В.С. Контактные задачи теории оболочечно-стержневых систем в механике конструкций ракетно-космической техники. Техн. механика.-2008.-№2, с. 70-84.
7. Бинкевич, Е.В., Летучая, С.А. Применение метода конечных элементов в задачах о контактном взаимодействии элементов конструкций. - Днепропетровск: Изд-во ДГУ, 1988. -88 с.
8. Горелов С.Н., Иванова В.С., Чирков А.Н. Особенности контактного взаимодействия тонкостенных оболочечных конструкций и опорных устройств / сборник материалов Всероссийской научно-методической конференции: Университетский комплекс как региональный центр образования, науки и культуры. Оренбургский государственный университет. 2013. С. 139-142.
9. Горелова С.С., Иванова В.С. Проблема учета физического износа зданий в технических и экономических дисциплинах / сборник материалов Всероссийской научно-методической конференции: Университетский комплекс как региональный центр образования, науки и культуры. Оренбургский государственный университет. 2017. С. 668-674.
10. Патент РФ №2525329, 10.08.2014. Чирков А.Н., Горелов С.Н., Чирков Е.Ю., Иванова В.С. Крепление ракеты на ложементе транспорта с помощью прокладки с присосками // Бюллетень №20.
11. Патент РФ №2534709, 10.12.2014. Чирков А.Н., Горелов С.Н., Чирков Е.Ю., Иванова В.С. Крепление ракеты на ложементе транспорта с помощью амортизирующей прокладки с присосками // Бюллетень №34.
12. Патент РФ №2562663, 10.09.2015. Чирков А.Н., Горелов С.Н., Чирков Е.Ю., Иванова В.С. Крепление ракеты на ложементе транспорта с помощью прокладки с присосками // Бюллетень №25.