

УДК 539.3

Исследование нагружения ракеты-носителя тяжёлого класса при движении в плотных слоях атмосферы

С. Н.Золкин

Аннотация

Работа посвящена анализу нагружения конструкции ракеты-носителя (РН) тяжёлого класса при движении в плотных слоях атмосферы в зоне максимального скоростного напора в условиях струйного ветра и ветрового порыва. Время действия порыва выбирается исходя из информации о первых поперечных упругих тонах колебаний конструкции РН таким образом, чтобы гарантированно получить максимальные величины внутренних силовых факторов конструкции в обеспечение прочности. Такой анализ выполнен применительно к конструкции РН тяжёлого класса с полезной нагрузкой, состоящей из разгонного блока и спутника.

Созданная для решения этой задачи конечно-элементная модель верифицирована по первым тонам колебаний относительно своего натурального объекта. В результате расчётов получены эпюры наиболее существенных внутренних силовых факторов в сечениях конструкции РН и выполнено сравнение эквивалентных сил растяжения и сжатия с несущей способностью отсеков и стыков её корпуса.

Ключевые слова

головной обтекатель (ГО); двигательная установка (ДУ); космический аппарат (КА); конечно-элементная модель (КЭМ); ракетный двигатель (РД); ракетно-космическая техника (РКТ); ракета-носитель.

Введение и постановка задачи

Отработка прочности включает в себя исследование свойств применяемых материалов, расчёты нагрузок, расчёты на прочность элементов конструкции, разработку норм прочности изделия, экспериментальную отработку прочности. Настоящая работа посвящена анализу нагружения конструкции РН тяжёлого класса при движении в плотных слоях атмосферы в зоне максимального скоростного напора в условиях квазистатического

нагрузки и при действии порыва ветра. Такой анализ выполнен применительно к конструкции РН тяжёлого класса с полезной нагрузкой, состоящей из разгонного блока и спутника. При этом учитывается боковое ветровое нагружение, управляющая сила, лобовое сопротивление ветра, тяга двигателей и расход топлива.

Введём декартову СК с началом в верхней точке конуса головного обтекателя, и осью X, направленной от ГО к первой ступени, а осью Y, ориентированной в плоскости действия ветрового нагружения.

Суммарная боковая ветровая нагрузка на участке (x_1, x_2) вычисляется по формуле [1]

$$F(x_1, x_2) = S_m * q * \alpha * \int_{x_1}^{x_2} \frac{dC_y}{dx} dx,$$

где $S_m = 13.2\text{м}^2$ - площадь миделя, $q * \alpha = 135000 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$ - постоянная, зависящая от скоростного набора и угла атаки, а $\frac{dC_y}{dx}$ - распределение коэффициента боковой нагрузки ветра по длине РН. Это распределение представлено на рисунке 1. Видно, что основное поперечное аэродинамическое воздействие ветра приходится на головной обтекатель и на первую ступень.

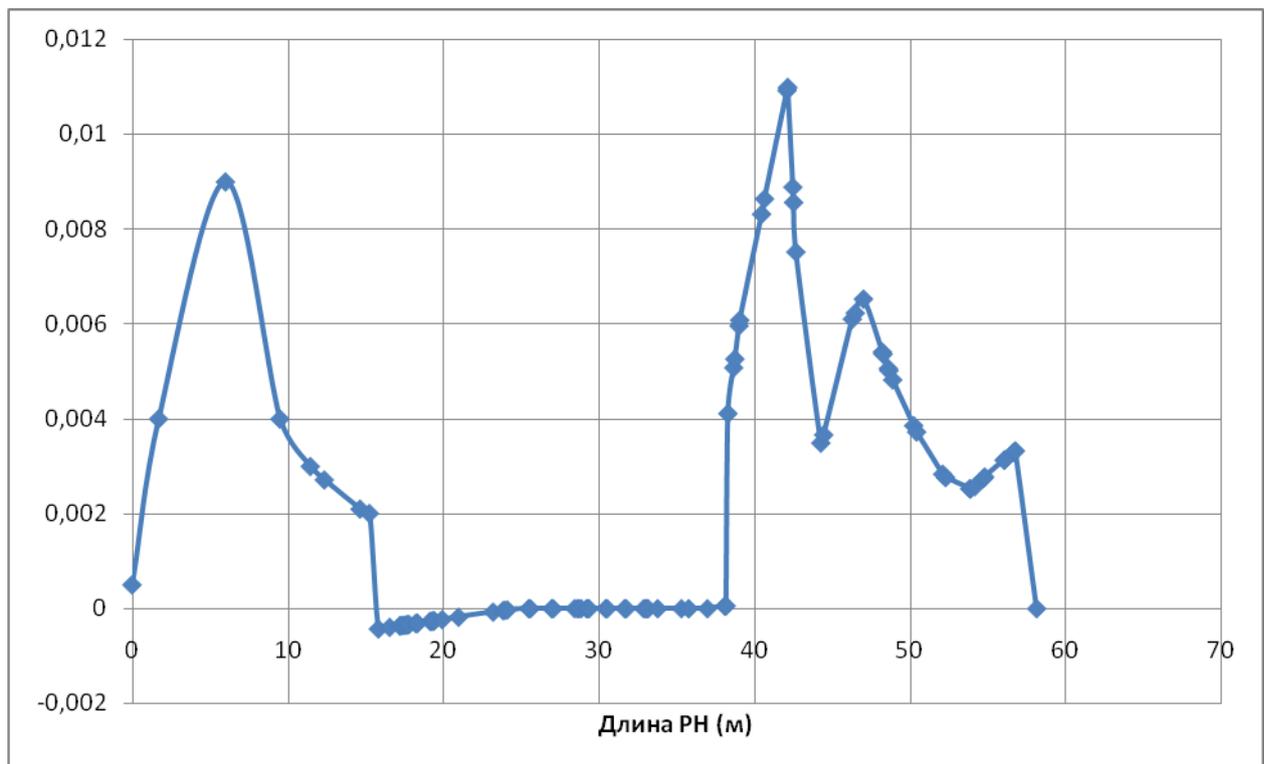


Рис.1 – распределение $\frac{dC_y}{dx}$

Для того чтобы предотвратить вращение РН вокруг центра масс, боковую нагрузку необходимо уравновесить управляющей силой \vec{Q} , приложенной в узел крепления двигателей.

Ракета-носитель статически неустойчива из-за того, что центр давления находится выше центра масс [1]. Найдём эту силу из условия отсутствия вращения относительно центра масс, что означает равенство нулю суммарного момента внешних сил относительно центра масс. Получаем, что управляющая сила равна $\vec{Q} = 125580.8 \text{ Н}$.

Величина силы лобового сопротивления ветра \vec{F}_x , действующего на РН, рассчитывается по формуле [1]

$$F_x = q * S_m * C_x,$$

где q – скоростной напор, S_m - площадь мидела, а C_x - коэффициент лобового сопротивления, распределённый по длине РН (рисунок 2).

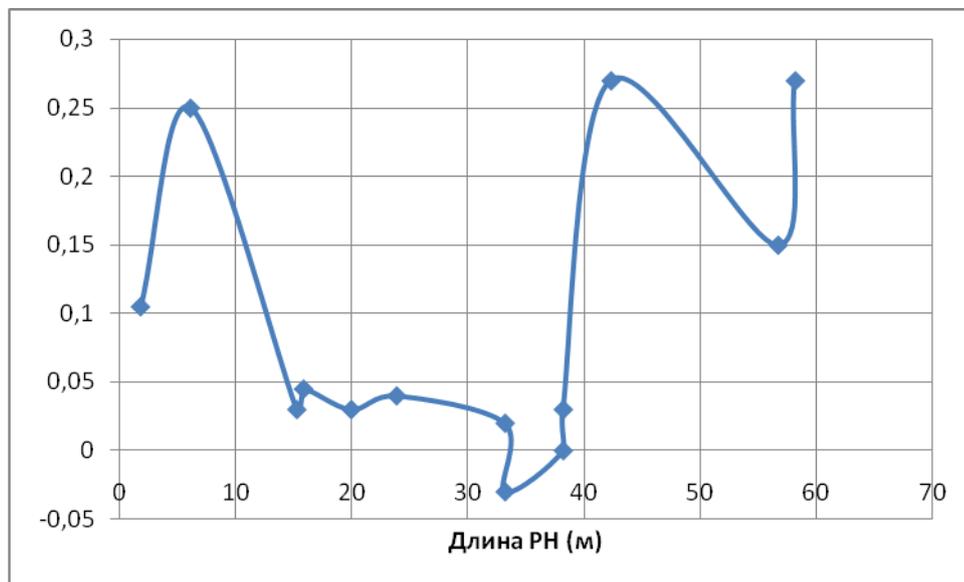


Рис.2 – распределение C_x

На конструкцию РН в полёте действует сила тяги $P=1102,25 \text{ тс}$, прикладываемая в узле крепления двигателей. Для расчёта динамических нагрузок используется метод разложения по формам собственных колебаний. При этом спутник редуцирован по методу Крейга-Бэмптона [2].

Построение конечно-элементной модели

Конечно-элементное моделирование осуществляется в формате программного комплекса MSC. Nastran [3]. Целью является построение балочной модели РН тяжёлого класса, отражающей массово-инерционные и жесткостные характеристики реального изделия.

Массово-инерционные характеристики первой ступени рассчитываются исходя из информации об оставшейся к 65 секунде полёта массе топлива и его распределения по

конструкции. В тех сечениях, где имеется только окислитель, размещается сосредоточенная масса, с моментом инерции $\frac{M \cdot l^2}{12}$, где M – приходящаяся на рассматриваемое сечение масса окислителя, l - длина отрезка, соединяющего центры элементов, граничащих с этим узлом. В некоторых узлах первой ступени помимо инерции, получаемой от окислителя, добавляется инерция от горючего. Так как бак с горючим находится на расстоянии от оси X , то момент инерции его жидкости рассчитывается по формуле $\frac{m \cdot l^2}{12} + m \cdot R^2$, где R это расстояние от оси симметрии бака до продольной оси РН.

Рассмотрим сечение РН плоскостью, нормальной к продольной оси РН. Поскольку ракета осесимметрична, боковые баки в данном сечении образуют правильный шестиугольник. Следовательно, для двух навесных баков момент инерции рассчитывается по формуле $\frac{m \cdot l^2}{12} + m \cdot R^2$, а для четырёх остальных по формуле $\frac{m \cdot l^2}{12} + m \cdot \left(\frac{R}{2}\right)^2$.

Следовательно, суммарный момент инерции в сечении, где присутствуют навесные баки, будет равным

$$2 * \left(\frac{m \cdot l^2}{12} + m \cdot R^2 \right) + 4 * \left(\frac{m \cdot l^2}{12} + m \cdot \left(\frac{R}{2} \right)^2 \right) + \frac{M \cdot l^2}{12},$$

где M – масса окислителя на данном узле, m – масса горючего на данном узле, l – длина отрезка, соединяющего середины двух соседних элементов, R – расстояние от оси симметрии навесного бака до оси симметрии РН.

Масса топлива в направлениях Y и Z распределена по узлам на протяжении всего бака с топливом. В направлении X вся масса концентрируется на дне бака, в котором она находится. Момент инерции топлива в баках второй и третьей ступени рассчитывается по формулам $\frac{m \cdot l^2}{12}$ и $\frac{M \cdot l^2}{12}$.

Масса каждого элемента состоит из массы соответствующих участков сухой конструкции и массы топлива на рассматриваемом интервале. Поэтому, масса топлива, рассматриваемая на элементе, размещается поровну на ограничивающих его узлах.

Головной обтекатель описывается своими массовыми и жесткостными характеристиками. Проставка, соединяющая головной обтекатель и третью ступень ракеты-носителя определяется с помощью предоставленных производителями матриц масс и жёсткости. Таким же образом вводятся разгонный блок, переходная система, соединяющая его с космическим аппаратом, и космический аппарат. Разгонный блок, адаптер и КА

представлены в виде матриц, полученных в результате динамической редукции по методу Крейга-Бэмптона.

Сила от бокового ветра и лобового сопротивления вычисляется по формулам:

$$F(x_1, x_2) = S_m * q * \alpha * \int_{x_1}^{x_2} \frac{dC_y}{dx} dx,$$

$$\text{и } F_n = q * S_m * C_x,$$

где величина $S_m = 13.2 \text{ м}^2$ - площадь миделя, величина $q * \alpha = 135000 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$ - постоянная, зависящая от скоростного напора и угла атаки. Для того чтобы распределить по узлам боковую нагрузку в форме сосредоточенных сил, на каждом элементе распределяем её поровну на оба узла, обособляющих данный элемент.

Расчёт динамических и массово-инерционных характеристик модели

В настоящем параграфе содержится описание динамических и инерционных характеристик модели. По результатам обработки телеметрии на момент 65 секунды полёта масса РН составляет **485000кг**, а согласно расчёту масса модели составляет **4.849237E + 05кг**, координата центра масс $x_{цм} = 37.45663 \text{ м}$.

Первая ненулевая собственная частота 1,72 Гц, полученная в результате расчета, близка к первой собственной частоте натурной конструкции РН. Проведена дополнительная проверка корректности модели: вычисленная энергия деформации при перемещении конструкции как твердого тела достаточно близка к нулю.

На рисунке 3 изображена первая упругая форма колебаний на частоте **1.72 Гц** модели РН тяжёлого класса. Колебания происходят в плоскости ХУ.

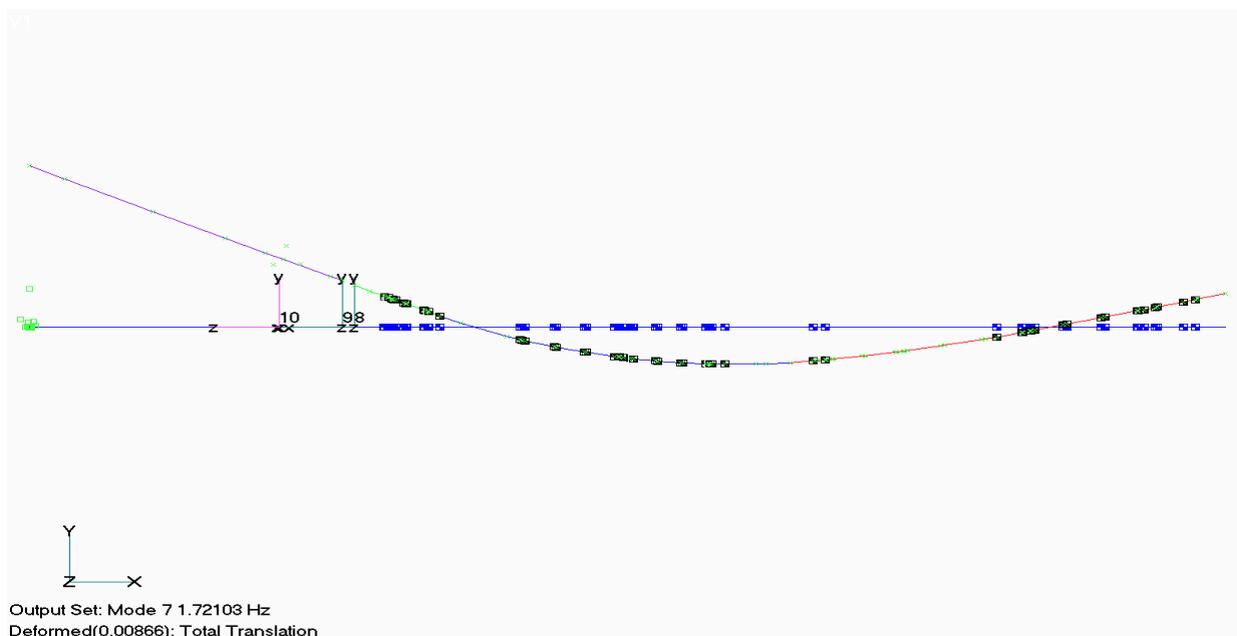


Рис.3 – собственные формы колебаний модели

Квазистатическое нагружение конструкции РН в зоне максимального скоростного напора.

Проведён расчёт перемещений и внутренних силовых факторов в сечениях РН в условиях статического нагружения конструкции рассматриваемой системой сил в постановке задачи со свободными краями модели.

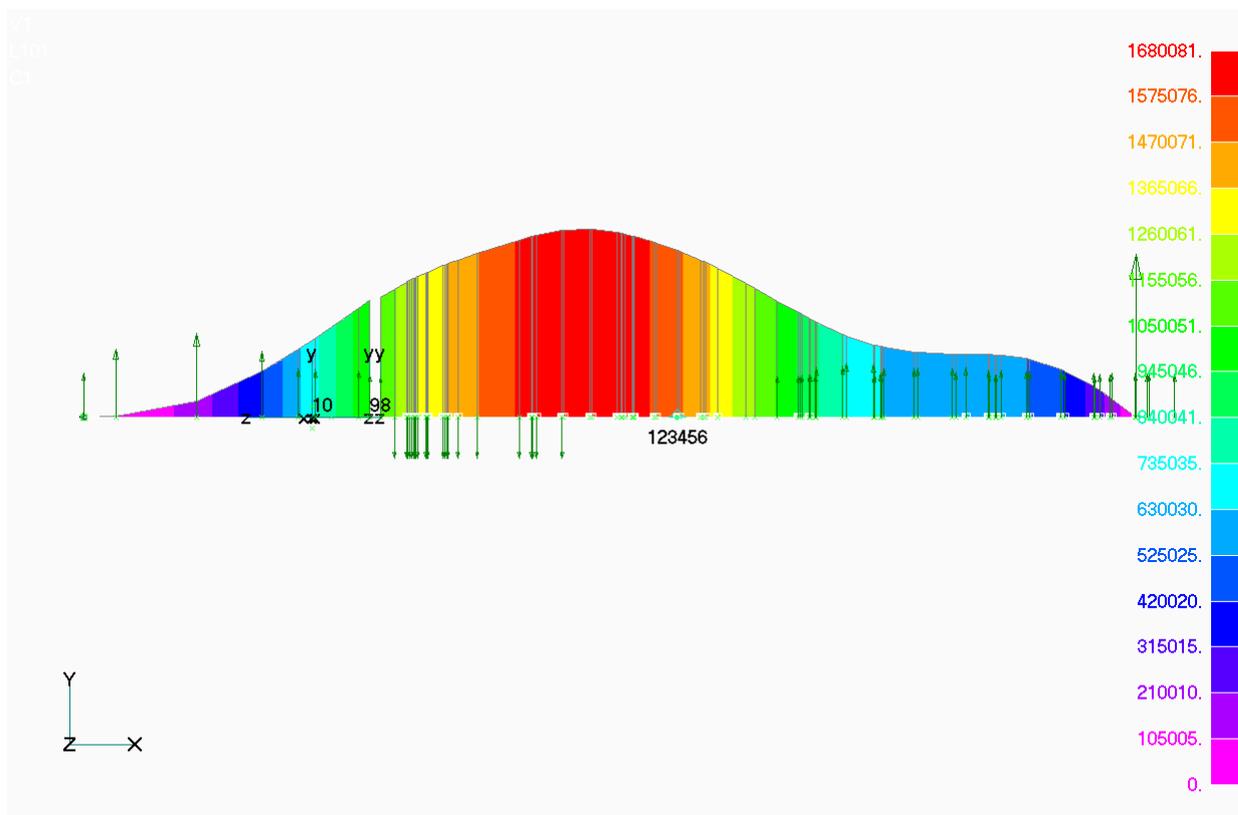


Рис.4 – эпюра изгибающего момента (Н*м)

Эпюра изгибающего момента изображена на рисунке 4. Максимальное значение в $1,68 * 10^6$ Н * м достигается в районе 26-27 метра конструкции. Это объясняется тем, что основная нагрузка приходится на головной обтекатель и навесные баки, а в зоне максимального изгибающего момента боковая нагрузка нулевая.

Расчёт динамического нагружения конструкции РН от порыва ветра в зоне максимального скоростного напора

Целью настоящего параграфа является изучение вопроса о динамическом нагружении в условиях полёта в зоне максимального скоростного напора конструкции ракеты-носителя порывом ветра со скоростью $\sim 10 \frac{м}{с}$, ориентированного по нормали к продольной оси РН в плоскости приложения статической нагрузки. Рассматривается наиболее неблагоприятная ситуация, когда возможный угол атаки максимален и равен 3° . В этом случае при действии порыва угол атаки изменяется на величину $\Delta\alpha = \frac{V_n}{V_x} * \frac{180^\circ}{\pi} \approx 1,08^\circ$, где $V_n = 10 \frac{м}{с}$ - скорость порыва, $V_x = 530 \frac{м}{с}$ – скорость ракеты на 65 секунде полёта.

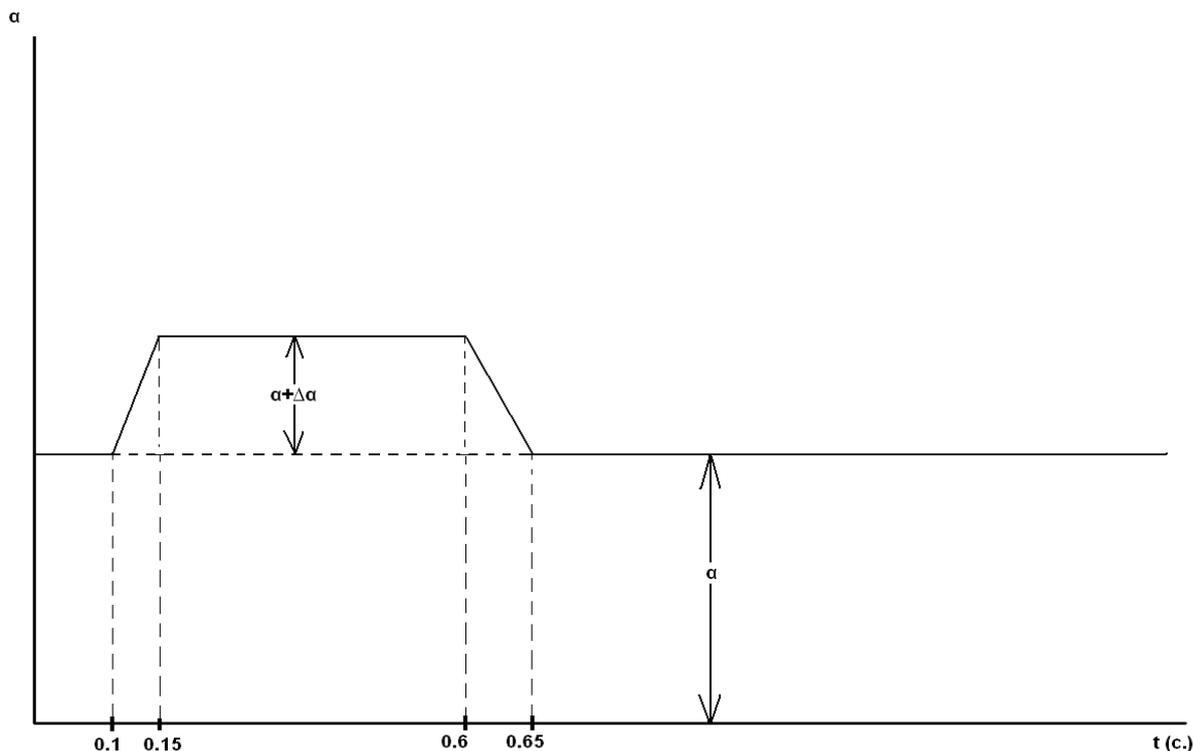


Рис.5 – график скачка угла атаки от воздействия порыва

В результате расчётов получена временная зависимость ускорений и внутренних силовых факторов в сечениях конструкции и эквивалентные растягивающих и сжимающих сил. Вычислены огибающие перечисленных временных зависимостей по длине конструкции.

Общую картину нагрузок отражают огибающие по длине перерезывающих и осевых сил, изгибающих моментов и эквивалентных сжимающих и растягивающих сил. Под огибающими понимается соответствие максимальной, реализованной в ходе динамического нагружения, величины силового фактора от координаты сечения РН. На рисунке 6 изображена огибающая эпюра изгибающего момента в каждом сечении РН. Качественно, рассматриваемый график имеет сходство с эпюрой изгибающего момента, отвечающего случаю статического нагружения. Максимальный уровень рассматриваемого силового фактора на 40-60% превышает соответствующий уровень при статическом нагружении. Максимум по всем сечениям реализуется там же, где и в случае статического нагружения, и равен $\approx 2.7 * 10^6 \text{ Н} * \text{м}$.

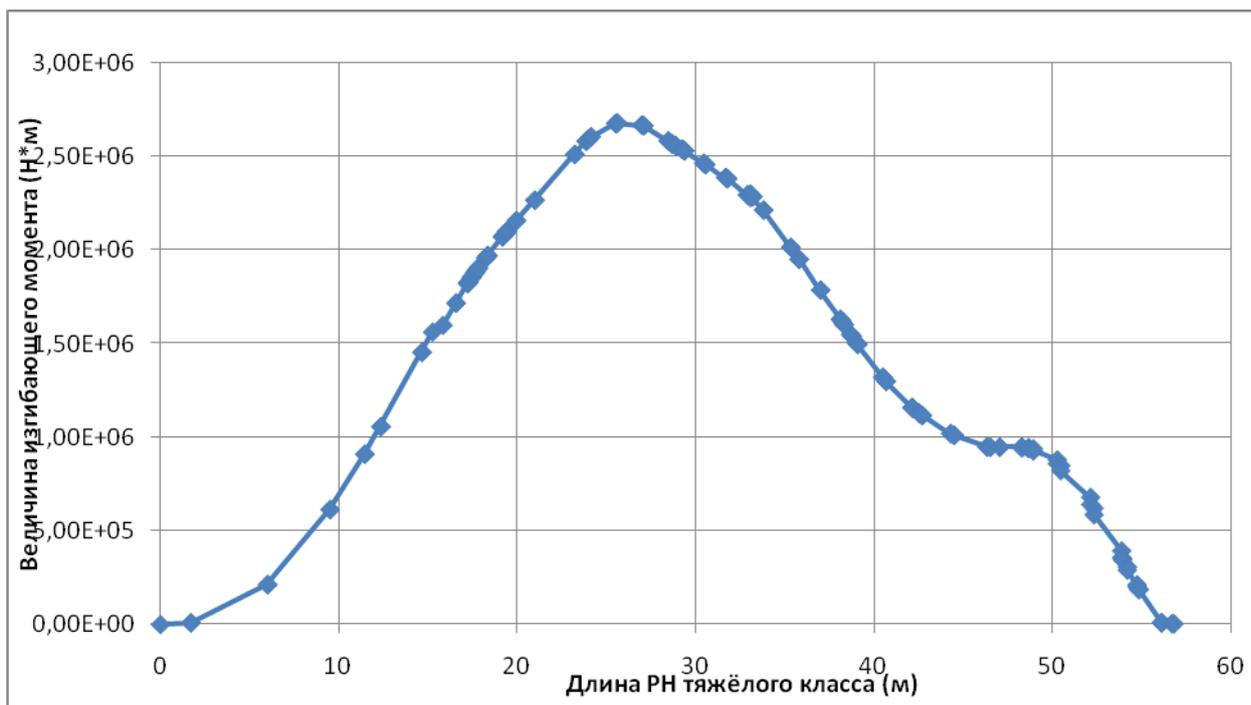


Рис.6 – огибающая по длине изгибающего момента по длине РН тяжёлого класса

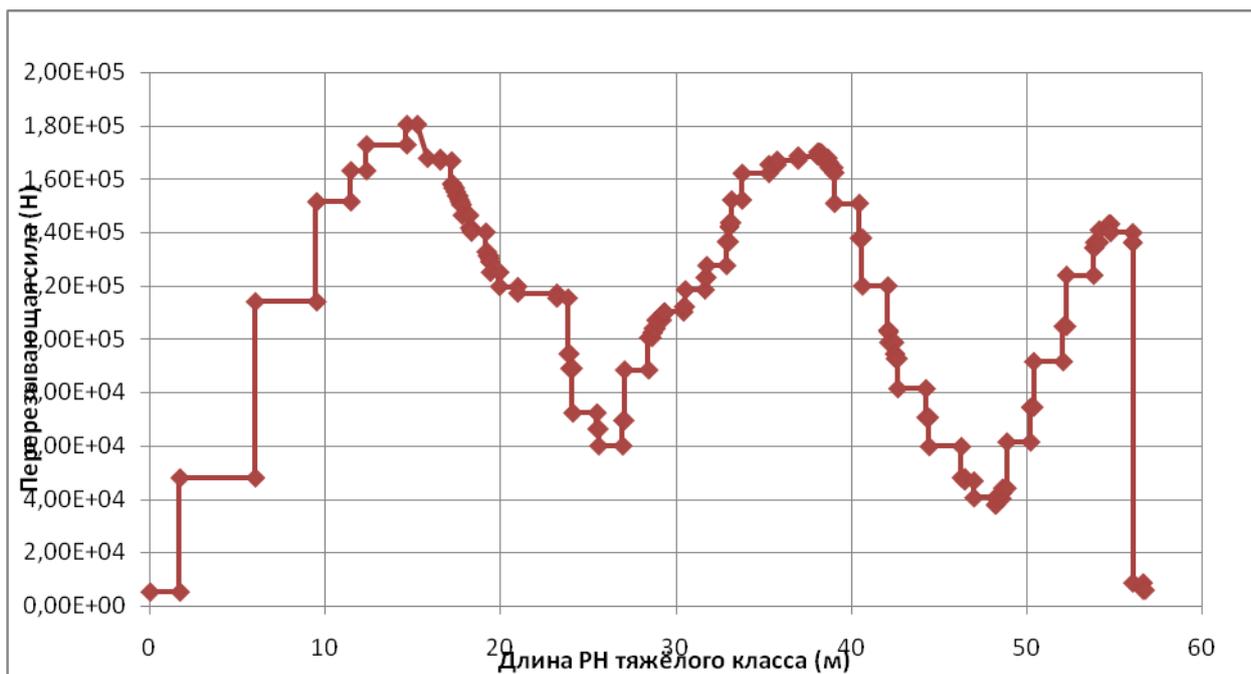


Рис.7 – огибающая перерезывающей силы по длине РН тяжёлого класса

На рисунке 7 представлена огибающая перерезывающей силы. Максимальное значение $1.8 \cdot 10^5$ Н перерезывающей силы достигается в узле сочленения третьей ступени и головного обтекателя. Скачки огибающей обусловлены неравномерным распределением топлива.

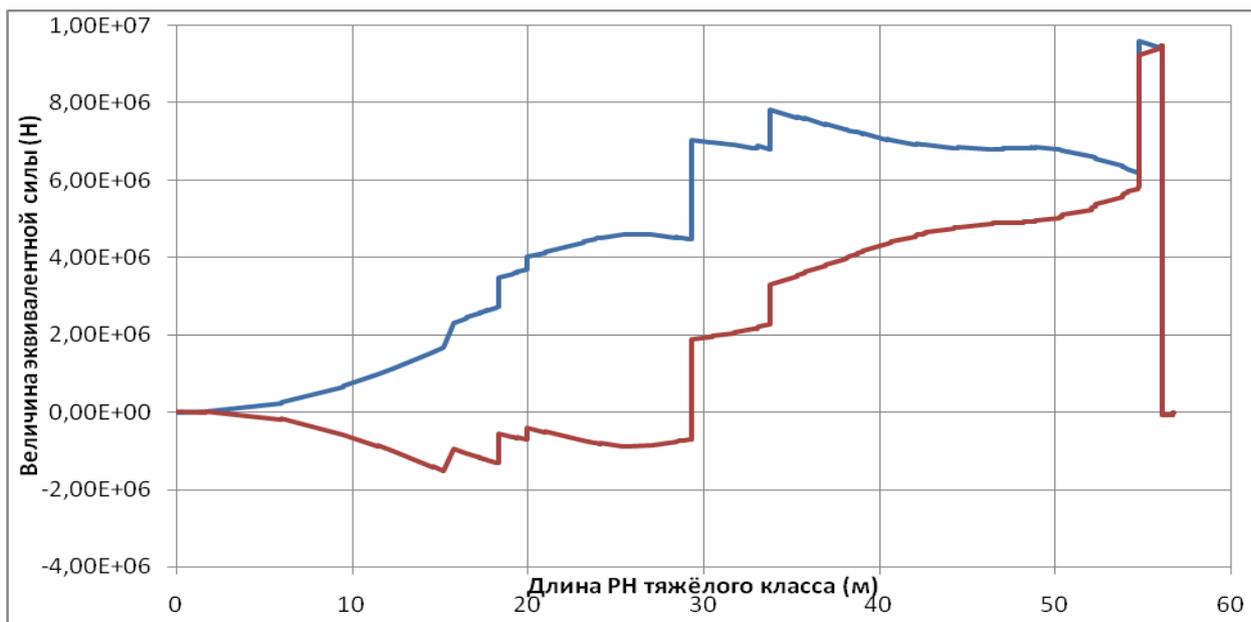


Рис.8 - эпюра минимальной и максимальной эквивалентной силы

На рисунке 8 представлены эпюры минимальной и максимальной эквивалентных сил, вычисленных по формулам: $T_{min} = N + \frac{4M}{D}$; $T_{max} = N - \frac{4M}{D}$, где N – осевая сила в данном сечении, M – изгибающий момент, а D – диаметр сечения.

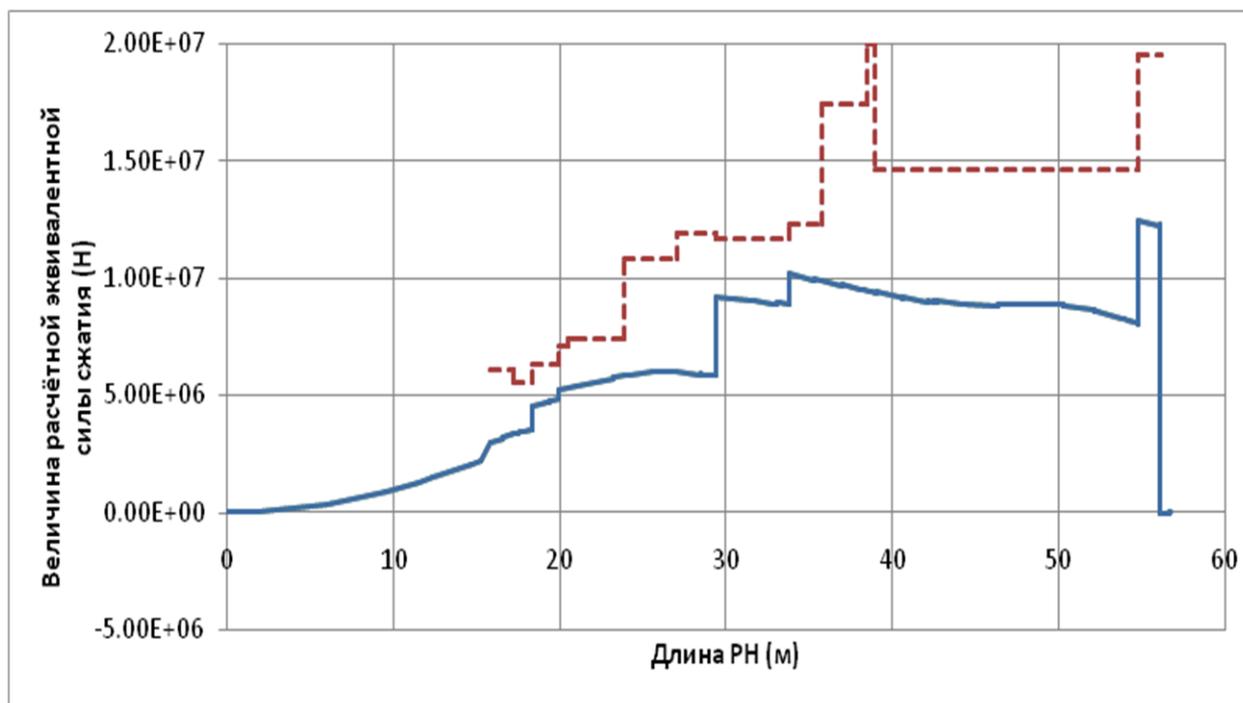


Рис.9 – расчётная эквивалентная сила сжатия

На рисунке 9 сплошной линией изображена расчётная сила сжатия, вычисляемая по формуле $T_{сж.} = 1.3 * (N + \frac{4M}{D})$, где N – осевая сила в данном сечении, M – изгибающий

момент, а D – диаметр сечения, коэффициент 1.3 – коэффициент безопасности. Пунктиром изображена несущая способность корпуса РН. Видно, что расчётная сила сжатия не превышает несущей способности корпуса РН.

На рисунке 10 сплошной линией изображена расчётная сила растяжения, вычисляемая по формуле $T_{\text{раст.}} = N - 1.3 * \frac{4M}{D}$, где N – осевая сила в данном сечении, M – изгибающий момент, а D – диаметр сечения, коэффициент 1.3 – коэффициент безопасности. Точками изображена несущая способность стыков корпуса РН. Расчётная сила растяжения так же в пределах несущей способности стыков корпуса РН.

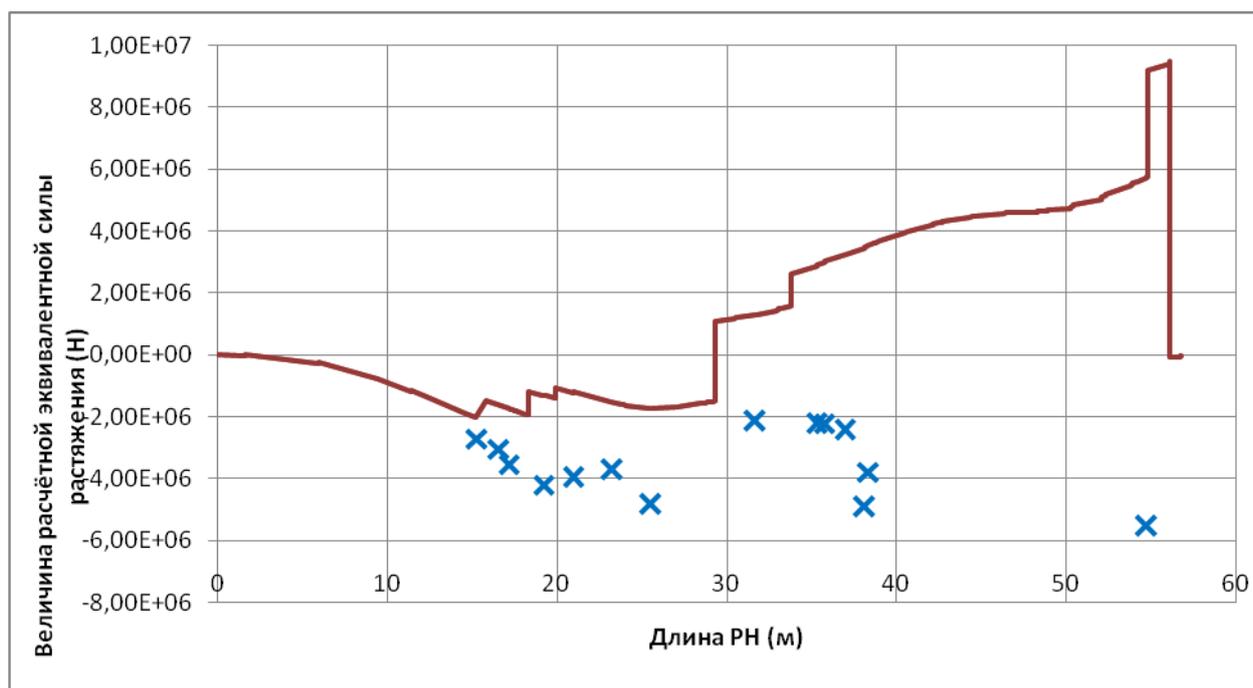


Рис.10 – расчётная эквивалентная сила растяжения

Заключение

Создана балочная конечно-элементная модель ракеты-носителя тяжёлого класса с полезной нагрузкой: разгонным блоком и космическим аппаратом. В модели учитывалась совокупность факторов таких, как боковая ветровая нагрузка, управляющая сила, лобовое сопротивление ветра, тяга двигателей и расход топлива.

Проведена верификация модели: выполнено сравнение первых собственных частот модели и натурального объекта, получена нулевая энергия деформации модели конструкции при перемещении ее как твердого тела.

Выполнен анализ нагружения конструкции РН при движении в плотных слоях атмосферы в зоне максимального скоростного напора в условиях действия постоянных ветровых боковой нагрузки и лобового сопротивления.

Рассчитаны эпюры перегрузок и внутренних силовых факторов в ходе анализа нагружения конструкции РН при движении в плотных слоях атмосферы при действии порыва ветра.

Эпюра изгибающего момента при динамическом воздействии на конструкцию по форме напоминает эпюру изгибающего момента при статической нагрузке. Максимальные значения изгибающего момента при статическом и динамическом (от порыва ветра) режимов нагружения составляют $1,68 * 10^6 \text{ Н} * \text{м}$ и $\approx 2,7 * 10^6 \text{ Н} * \text{м}$ соответственно. Максимумы реализуются в одном и том же сечении.

Максимальное значение перерезывающей силы $1,8 * 10^5 \text{ Н}$ реализуется в месте соединения третьей ступени и ГО.

Расчётные эквивалентные силы сжатия и растяжения лежат в рамках несущих способностей корпуса и стыков РН.

Список используемой литературы

1. К. С. Колесников “Жидкостная ракета как объект регулирования” изд. “Машиностроение” Москва 1969 г., 300 стр.
2. А. В. Кармишин, А. И. Лиходед, Н. Г. Паничкин, С. Н. Сухинин “Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций” изд. “Машиностроение” Москва 2007 г., 480 стр.
3. Д. Г. Шимкович “Femap & Nastran. Инженерный анализ методом конечных элементов” изд. “ДМК Пресс” Москва 2008 г., 700 стр.
4. В. И. Феодосьев “Сопротивление материалов” изд. “Наука” Москва 1964 г., 560 стр.

Сведения об авторе

Золкин Станислав Николаевич; инженер ЦНИИмаш,

Тел.: 8-916-298-20-60; MrZozo@yandex.ru