

УДК 531

**Разработка расчётной модели и расчёт динамического нагружения перспективной РН  
«Союз 5.1»**

А.А. Стец<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Московский физико-технический институт (государственный университет)

<sup>2</sup>Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

## 1. Постановка задачи.

При разработке изделий ракетно-космической техники огромную роль играет компьютерное моделирование, как самих изделий, так и их отдельных элементов. Натурные эксперименты дороги, а некоторые виды испытаний неосуществимы. На настоящий момент самым удобным и наименее затратным является конечно-элементный подход, возможности которого позволяют определить как собственные динамические характеристики ракеты-носителя, так и, с их помощью, провести динамический и статический анализы важных моментов эксплуатации РН.

В данной работе конечно-элементный подход используется для определения динамических характеристик проектируемой ракеты-носителя «Союз-5». Данный носитель представляет собой ракету тандемной компоновки, грузоподъемностью до 11500 кг на низкую околоземную орбиту. Интересной особенностью является использование сжиженного природного газа в качестве топлива на первой ступени носителя. Одной из целей данной работы является определение критических нагрузок при критических случаях эксплуатации согласно конструкторской документации.

Главным этапом в моделировании подобного изделия становится определение собственных частот и форм колебаний. Во-первых, определение собственных частот важно для несовпадения частот воздействия на конструкцию с частотами самой конструкции, то есть для предотвращения резонанса. Во-вторых, определение собственных форм колебаний конструкции важно для натурной отработки изделия, например для лучшего выбора положения на изделии различных датчиков(акселерометров, тензометров и тд.). В-третьих, собственные формы колебаний конструкции используются при анализе динамических процессов.

В данной работе учитываются внешние воздействия, связанные с

ветровыми нагрузками, при стоянке и полете в зоне максимального скоростного напора.

Таким образом постановку задачи можно свести к следующим подзадачам:

- 1) Создание конечно-элементных моделей отдельных элементов ракеты-носителя и последующий синтез в единую конструкцию.
- 2) Расчет собственных частот и форм колебаний свободной и закрепленной ракеты.
- 3) Создание модели нагружения внешними воздействиями.
- 4) Расчет нагрузок при внешнем воздействии.

## 2. Теоретические основы анализа конструкции РКН.

### 2.1 Метод конечных элементов.

Концепция метода конечных элементов заключается в предположении, что любая функция, определенная в двумерной или трехмерной области сплошной среды может быть с достаточной степенью точности разложена по некоторому набору функций, определенных на подобластях, на которые линиями или плоскостями разбита данная плоскость. Подобласти в данном случае называются конечными элементами. Пример такого разбиения приведен на рисунке

2.1.1.

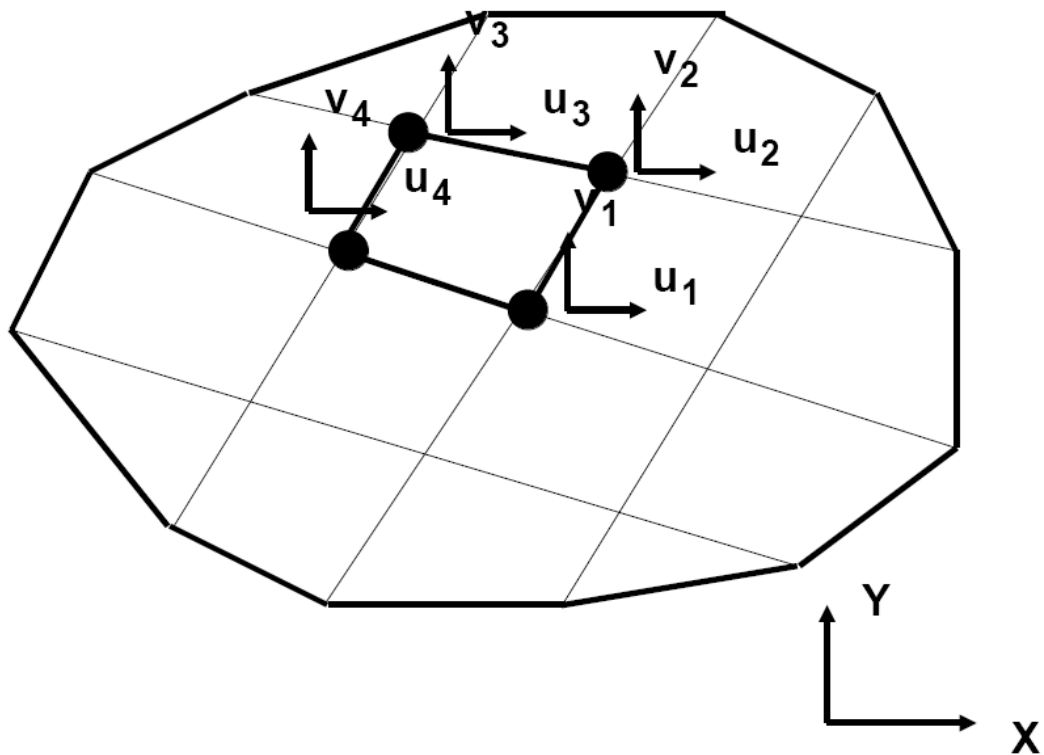


Рисунок 2.1.1

Считается, что конечные элементы связаны между собой в точках, образуемых пересечениями границ элементов, т. е. узлах. Базисные функции явно определяются в узлах для всех своих независимых переменных, т. е. степеней свободы. В качестве степеней свободы при

решении задач определения напряженно-деформированного состояния тела обычно выбираются перемещения и углы поворота. Также в набор степеней свободы можно включить некоторые другие величины, например температуру в задачах термоупругости. С математической точки зрения метод конечных элементов представляет собой обобщение метода Ритца-Галеркина, обеспечивающего минимизацию функционала полной энергии. Разрешающие уравнения, полученные путем минимизации функционала энергии, выраженной через перемещения, имеют простой физический смысл: они описывают равновесие узлов системы, а искомые неизвестные являются компонентами узловых перемещений (степенями свободы).

В данной работе использовался комплекс NASTRAN, который базируется на методе конечных элементов в форме перемещений. При таком подходе реальная конструкция представляется математической моделью, состоящей из конечного числа идеализированных элементов. Положение этих элементов в пространстве определяется конечным числом узловых точек – **GRID** – к которым может быть приложена внешняя нагрузка. **GRID** – точки (узлы) определяются заданием координат в произвольной локальной системе – декартовой, цилиндрической или сферической. В каждом из узлов определено 6 компонент перемещений (степеней свободы)– 3 поступательных и 3 вращательных – также в произвольных локальных системах координат (СК). Совокупность этих систем координат называется Глобальной СК. В дальнейшем все матрицы формируются и все перемещения выводятся в Глобальной СК. В дальнейшем на узлы накладываются граничные условия и силовые факторы.

При расчетах используется матричная формализация, поэтому дальнейшее описание метода конечных элементов дается в матричной форме.

Поле перемещений внутри  $j$ -ого элемента ищется в виде линейной

комбинации базисных функций  $\phi_j^i$  с неизвестными коэффициентами  $C_j^i$ .

Вектор перемещений элемента в матричной форме:

$$u_j = \Phi_j \cdot C_j$$

Где  $\Phi_j$  – строка базисных функций,  $C_j$  – столбец неизвестных коэффициентов. Число неизвестных коэффициентов принимается равным числу узловых степеней свободы элемента.

$N_j^i$  – оператор, выражающий связь между степенями свободы элемента и вектором перемещений.

$$q_j^i = N_j^i \cdot \Phi_j \cdot C_j$$

Пусть общая матрица, получаемая применением операторов  $N_j^i$  ко всем узловым точкам  $j$ -ого элемента обозначается  $\Psi_j$ , тогда между векторами обобщенных координат и неизвестных констант  $j$ -ого элемента будет линейная связь

$$q_j = \Psi_j \cdot C_j,$$

$$\text{где } \Psi_j = [ N_j^1 \cdot \Phi_j, N_j^2 \cdot \Phi_j, \dots, N_j^n \cdot \Phi_j, ]^T$$

Тогда вектор перемещений внутри элемента через вектор обобщенных координат:

$$u_j = \Phi_j \cdot \Psi_j^{-1} \cdot q_j$$

Следующий этап решения состоит в использовании вариационного принципа Лагранжа для всей системы:

$$\delta \mathcal{E} = \delta A^{ин} + \delta A^{вн},$$

где  $\delta \mathcal{E}$  – вариация потенциальной энергии,  $\delta A^{ин}$ ,  $\delta A^{вн}$  – вариации работы инерционных и внешних сил.

Вариацию потенциальной энергии  $j$ -ого упругого элемента можно записать как

$$\delta \mathcal{E} = \int \delta \varepsilon_j^T \sigma_j dV$$

Вектор деформаций  $\varepsilon_j$  получается из вектора перемещений  $u_j$  с

помощью некоторого матричного дифференциального оператора  $L$ :

$$\varepsilon_j = L u_j$$

Вектор напряжений  $\sigma_j$  в силу закона Гука связан с  $\varepsilon_j$  линейно:

$$\sigma_j = D_j \varepsilon_j$$

То же через вектор обобщенных координат ( $S_j = L \Phi_j \cdot \Psi_j^{-1}$ ):

$$\varepsilon_j = S_j q_j$$

$$\sigma_j = D_j S_j q_j$$

Тогда вариация потенциальной энергии  $j$ -ого элемента:

$$\delta \mathcal{E} = \delta q_j^T K_j q_j$$

Для вариации работы инерционных сил в  $j$ -ом элементе:

$$\delta A^{ин} = - \delta q_j^T M_j \cdot d^2 q_j / dt^2$$

Для вариации работы внешних сил  $j$ -ого элемента:

$$\delta A^{вн} = \delta q_j^T F_j$$

В итоге, используя принцип Лагранжа для всей системы элементов, получаем:

$$\delta q^T K q = - \delta q^T M \cdot d^2 q / dt^2 + \delta q^T F$$

Учитывая, что некоторые обобщенные координаты в векторе  $q$  не являются независимыми, имеет смысл свести вектор обобщенных координат элементов к вектору обобщенных координат узлов.

Учитывая граничные условия, которые накладывают ограничения на некоторые обобщенные координаты, понизим число независимых вариаций на число линейных связей, наложенных на граничные обобщенные координаты. Итоговое уравнение для оставшихся обобщенных координат примет вид:

$$M^* d^2 q^* / dt^2 + H^* dq^* / dt + K^* q^* = F^*,$$

Где введены диссипативные силы, пропорциональные вектору скорости.

Обобщая полученные результаты, можно получить полный вариант уравнения движения:

$$[M]\{\ddot{u}\}+[B]\{\dot{u}\}+[K]\{u\}=\{P(t)\}+\{N\}+\{Q\}$$

В терминах МКЭ здесь

[M] - матрица масс,

{ $\ddot{u}$ } - вектор ускорений в узловых точках,

[B] - матрица демпфирования,

{ $\dot{u}$ } - вектор скоростей в узловых точках,

[K] - матрица жесткости структуры,

{ $u$ } - вектор перемещений узлов,

{P(t)} - являющийся функцией времени вектор внешних сил,

{N} - вектор сил, не линейно зависящий от { $\ddot{u}$ } и { $\dot{u}$ } ,

{Q} - вектор реакций от закреплений конструкции



## 2.2 Определение собственных частот и форм колебаний.

Для определения собственных частот и форм колебаний решается упрощенное уравнение свободного движения, без учета демпфирования:

$$[M]\{\partial^2 u / \partial t^2\} + [K]\{u\} = 0,$$

где  $[M]$  – матрица масс,  $[K]$  – матрица жесткости,  $\{u\}$  – вектор перемещений. Решение ищется в виде:

$$\{u\} = \{\phi\} \sin(\omega t),$$

Где  $\{\phi\}$  – собственный вектор,  $\omega$  – круговая частота.

Такая форма поиска решения имеет важный физический смысл, показывая, что форма тела при движении не меняется, в отличие от амплитуды. При подстановке гармонической функции в исходное уравнение получаем:

$$-\omega^2 [M]\{\phi\} \sin(\omega t) + [K]\{\phi\} \sin(\omega t) = 0$$

$$\{\phi\}([K] - \omega^2 [M]) = 0$$

Поиск собственного значения сводится к нахождению множества значений для которых:

$$\det([K] - \omega^2 [M]) = 0$$

Каждый собственный вектор и каждое собственное значение определяют тон колебаний конструкции на частоте равной

$$f_i = \omega_i / 2\pi$$

Стоит отметить, что любое перемещение конструкции можно представить как линейную комбинацию её собственных векторов, а если матрицы массы и жесткости симметричные и вещественные, что выполняется для широко используемых конечных элементов, то:

$$\{\phi_i\}^T [M] \{\phi_j\} = 0 \text{ при } i \neq j$$

$$\{\phi_j\}^T [M] \{\phi_j\} = m_j, m_j - j\text{-ая обобщенная масса}$$

$$\{\phi_i\}^T [K] \{\phi_j\} = 0 \text{ при } i \neq j$$

$$\{\phi_j\}^T [K] \{\phi_j\} = m_j, \quad m_j - j\text{-ая обобщенная жесткость, } k_j = \omega^2 m_j$$

Решается задача на поиск собственного значения методом Ланцоша, отличающимся высокой надежностью и нетребовательностью к содержимому матриц масс и жесткости.

### 2.3 Анализ динамических процессов.

Общее уравнение движения записывается в виде

$$[M] d^2\{u\}/dt^2 + [B]d\{u\}/dt + [K]\{u\} = \{F\}$$

Одним из методов решения такого уравнения является прямое интегрирование по времени с фиксированным шагом. Производные по времени заменяются на разности:

$$\{\dot{u}_n\} = \frac{1}{2\Delta t} \{u_{n+1} - u_{n-1}\}$$

$$\{\ddot{u}_n\} = \frac{1}{\Delta t^2} \{u_{n+1} - 2u_n + u_{n-1}\}$$

Усредняя силу по трем шагам по времени получим исходное уравнение в виде:

$$\begin{aligned} & \left[ \frac{M}{\Delta t^2} \right] (u_{n+1} - 2u_n + u_{n-1}) + \left[ \frac{B}{2\Delta t} \right] (u_{n+1} - u_{n-1}) \\ & + \left[ \frac{K}{3} \right] (u_{n+1} + u_n + u_{n-1}) = \frac{1}{3} (P_{n+1} + P_n + P_{n-1}) \end{aligned}$$

Перегруппировав слагаемые, сведем уравнение к удобной разностной схеме:

$$[A_1]\{u_{n+1}\} = [A_2] + [A_3]\{u_n\} + [A_4]\{u_{n-1}\}$$

где:

$$A_1 = \left[ \frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} + \frac{K}{3} \right]$$

$$[A_2] = \frac{1}{3}\{P_{n+1} + P_n + P_{n-1}\}$$

$$[A_3] = \left[ \frac{2M}{\Delta t^2} - \frac{K}{3} \right]$$

$$[A_4] = \left[ -\frac{M}{\Delta t^2} + \frac{B}{2\Delta t} - \frac{K}{3} \right]$$

При интегрировании уравнений движения считается, что матрицы масс и жесткости, а так же период интегрирования остаются неизменными.

## 2.4 Статическое равновесие.

При решении статических задач уравнение равновесия в матричной форме имеет простой вид:

$$[K_{II}]\{u_I\} = \{P_I\}$$

Где  $[K_{II}]$  – матрица жесткости системы,  $\{u_I\}$  – вектор перемещений,

$\{P_I\}$  – вектор внешних нагрузок.

### **3. Создание расчетной модели ракеты-носителя «Союз-5.1» и определение её динамических характеристик.**

В данном разделе рассматривается моделирование конструкции ракеты-носителя и отдельных её элементов. Конструктивная схема РН и стартового сооружения показана на рисунке 1.1. Конструкция РН моделируется балкой Тимошенко с кусочно-постоянными по длине механическими характеристиками. Конструкция содержит дискретные включения, такие как сосредоточенные массы и осцилляторы. Жесткостные характеристики эквивалентных балок взяты из конструкторской документации, основаны на испытаниях элементов-прототипов. Для моделирования балочных элементов используется элемент типа CBEAM из библиотеки комплекса Nastran. Распределение момента инерции конструкции моделируется включениями элементов типа CONM1, соответствующих распределению погонного момента инерции.

#### **3.1 Создание и верификация модели полезной нагрузки.**

В качестве модели полезной нагрузки используется балка длиной 8 метров, массой 8800 кг и жесткостными характеристиками, подобранными в соответствии конструкторской документации. Распределение момента инерции по длине полезной нагрузки моделируется элементами типа CONM1, находящимися в узлах балки. Модель состоит из 8 балочных элементов и 8 сосредоточенных масс. Она изображена на рисунке 3.1.1. Ее инерционные характеристики приведены в таблице 3.1.1.

V1  
C1

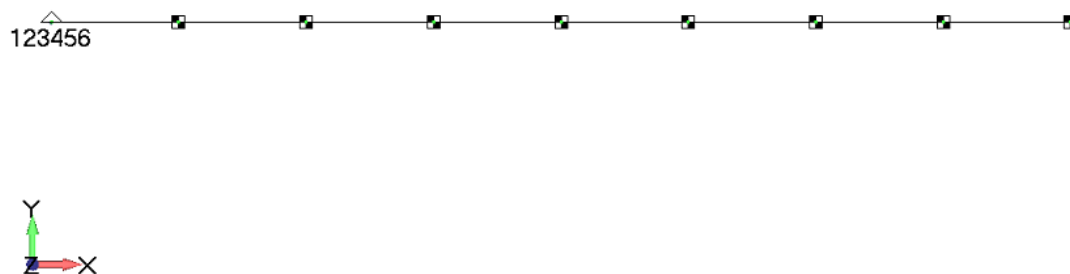


Рисунок 3.1.1 – балочная модель полезной нагрузки

Таблица 3.1.1 Инерционные характеристики модели ПН

```

OUTPUT FROM GRID POINT WEIGHT GENERATOR
REFERENCE POINT = 0
M O
* 8.800000E+03 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 8.800000E+03 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 3.520000E+04 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 8.800000E+03 0.000000E+00 -3.520000E+04 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 1.760000E+04 0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 -3.520000E+04 0.000000E+00 1.980000E+05 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 3.520000E+04 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 1.980000E+05 *
S
* 1.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 1.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 1.000000E+00 *
DIRECTION
MASS AXIS SYSTEM (S)    MASS          X-C.G.        Y-C.G.        Z-C.G.
X                        8.800000E+03 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00
Y                        8.800000E+03 4.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00
Z                        8.800000E+03 4.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00
I (S)
* 1.760000E+04 0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 5.720000E+04 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 5.720000E+04 *
I (Q)
* 1.760000E+04 *
* 5.720000E+04 *
* 5.720000E+04 *

```

Инерционные характеристики модели полезной нагрузки полностью совпадают с требованиями конструкторской документации.

Важным условием соответствия конструкторской документации было соответствие собственных частот модели полезной нагрузки, а именно: собственные частоты первого тона колебаний закрепленной ПН должны быть не менее 7 Гц в поперечном направлении и не менее 25 Гц в продольном. При моделировании жесткостные характеристики были подобраны таким образом, что первый поперечный тон составляет 7.51 Гц, первый продольный тон составляет 33.26 Гц, таким образом соблюдаются требования конструкторской документации. Первый поперечный тон показан на рисунке 3.1.2.

V1  
C1

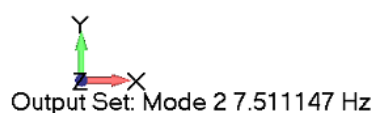
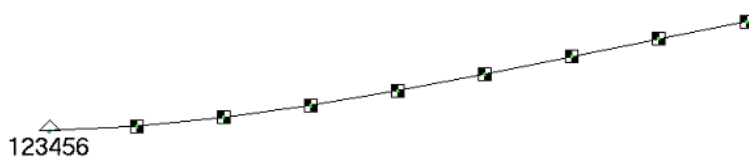


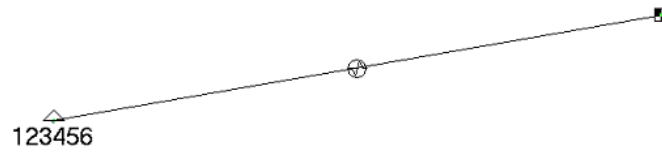
Рисунок 3.1.2 – первый поперечный тон балочной модели ПН

### 3.2 Создание и верификация моделей двигательных установок.

Двигательные установки первой и второй ступеней носителя моделируются сосредоточенными массами (расположенными в точке центра масс соответствующего двигателя): элементами CONM2, учитывая данные конструкторской документации. Подвесы двигательных установок моделируются элементами типа CBUSH, жесткость которых подбирается для обеспечения частотных характеристик двигательных установок. В таблице 3.2.1 показаны требования конструкторской документации и характеристики моделей двигательных установок. На рисунке 3.2.1 показан первый поперечный тон модели двигательной установки первой ступени.

Таблица 3.2.1 Частоты первых тонов моделей ДУ

	Требования КД	Двигательная установка первой ступени	Двигательная установка второй ступени
Частота первого поперечного тона, Гц	Не менее 8 Гц	8.5 Гц	8.5 Гц
Частота первого продольного тона, Гц	Не менее 50 Гц	50.3 Гц	57 Гц



Z  
X  
Output Set: Mode 1 8.503739 Hz

Рисунок 3.2.1 – первый тон колебаний модели двигателя I ступени



### 3.3 Моделирование топлива.

Гидроупругие колебания горючего и окислителя в баках первой и второй ступеней моделировались одностепенными осцилляторами. Исходя из опытных данных, считалось, что в продольном направлении колеблется 75% жидкости, находящейся в каждом баке. Таким образом, содержимое каждого бака представлялось в виде продольного осциллятора(сосредоточенной массы – элемента типа CONM1, соединенной с точкой крепления нижнего шпангоута соответствующего бака одностепенной пружиной – элементом типа CELAS2) массой 75% от общей массы жидкости и неподвижно закрепленной в точке крепления нижнего шпангоута массой в 25% от содержимого бака. В поперечном направлении топливо считалось замороженным, а момент инерции топлива относительно оси X считался малым по сравнению с моментами относительно осей Y и Z. В таблице 3.3.1 представлены массы, частоты и жесткости осцилляторов, моделирующих первый гидроупругий тон различных компонентов топлива.

Таблица 3.3.1 Характеристики осцилляторов, моделирующих поведение топлива для момента старта.

	Первая ступень		Вторая ступень	
	Окислитель	Горючее	Окислитель	Горючее
Масса, кг	108266	32065	29232	7763
Частота, Гц	13.25	21.78	24.64	39.38
$C_x$ , Н/м	$3 \cdot 10^9$	$2.4 \cdot 10^9$	$2.8 \cdot 10^9$	$1.9 \cdot 10^9$

Таблица 3.3.1 Характеристики осцилляторов, моделирующих поведение топлива для момента времени  $t=75$  с

	Первая ступень		Вторая ступень	
	Окислитель	Горючее	Окислитель	Горючее
Масса, кг	60057	17787	29232	7763
Частота, Гц	17,79	29,24	24.64	39.38
$C_x$ , Н/м	$3 \cdot 10^9$	$2.4 \cdot 10^9$	$2.8 \cdot 10^9$	$1.9 \cdot 10^9$

### 3.4 Моделирование стартового сооружения.

Стартовое сооружение состоит из восьми опор, жесткостью в направлении оси Z  $0.2 \cdot 10^9$  Н/м, в направлении осей X и Y жесткостью  $0.05 \cdot 10^9$  Н/м. Так как в данном исследовании не проводился динамический анализ взаимодействия ракеты со стартовым сооружением, опоры считались только сжатыми, растяжение их не предусматривалось, поэтому моделирование опор проводилось с использованием элемента типа CBUSH с соответствующими жесткостями в разных направлениях. Взаимодействие опор с РН осуществляется посредством восьми элементов типа RBE2, абсолютно жестких элементов, имитирующих реальную расстановку точек опоры. На рисунке 3.4.1 изображена модель стартового устройства.

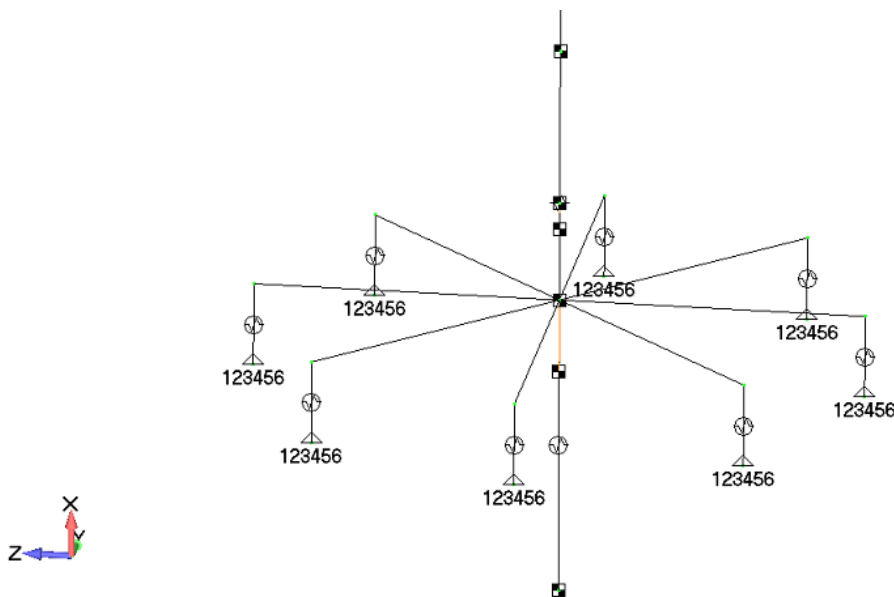


Рисунок 3.4.1 Модель стартового устройства

### 3.5 Создание моделей РН для различных этапов полета

Используя полученные ранее модели полезной нагрузки, двигательных установок, топливных баков и стартовых опор, были синтезированы модели РН, соответствующие моменту старта и  $t=75$  с (полету в зоне максимальных скоростных напоров). В конструкцию были внедрены посредством вставки в расчетные файлы матрицы масс и жесткости предполагаемого переходного отсека, связывающего вторую ступень ракеты-носителя и полезную нагрузку. Также, в модель носителя была внедрена готовая балочная модель сборочно-защитного блока типа СЗБ 14С738.

Частоты первых шести тонов свободной конструкции для  $t=0$  и  $t=75$  с не превышают  $10^{-3}$  Гц, энергии соответствующих им деформаций по первым четырем направлениям не превышают 1 Дж, для вращения по оси Y энергия деформации при единичном перемещении составляет 8,3 Дж, для вращения по оси Z энергия деформации составляет 26 Дж. Однако, предполагается, что модель корректна, так как величины энергий деформации хоть и не близки к нулю, но малы по сравнению с возможными значениями энергий деформации некорректно составленной модели. Предполагается, что сравнительно малую ошибку привносит импортированная матрица жесткости переходного отсека.

Масса и центр масс модели находятся в хорошем соответствии с данными конструкторской документации как для момента старта, так и для момента максимального скоростного напора.

В таблицах 3.5.1-3.5.2 приведены инерционные характеристики модели, в таблице 3.5.3 приведены собственные частоты нижних тонов колебаний закрепленной, свободной при  $t=0$  и свободной при  $t=75$  с модели.

Таблица 3.5.1 Инерционные характеристики свободной модели относительно плоскости опор при старте.

DIRECTION					
MASS	AXIS SYSTEM (S)	MASS	X-C.G.	Y-C.G.	Z-C.G.
	X	2.676871E+05	4.642249E-13	1.867861E-05	-1.867713E-05
	Y	2.676881E+05	1.952464E+01	-2.713039E-13	-1.867706E-05
	Z	2.676881E+05	1.952464E+01	1.867854E-05	3.154434E-13
			I (S)		
*		7.022735E+04	9.732973E+01	-9.732574E+01	*
*		9.732973E+01	3.253506E+07	6.008832E+00	*
*		-9.732574E+01	6.008832E+00	3.253506E+07	*
			I (Q)		
*		7.022735E+04			*
*			3.253506E+07		*
*				3.253506E+07	*

Таблица 3.5.2 Инерционные характеристики свободной модели относительно плоскости опор при t=75с.

DIRECTION					
MASS	AXIS SYSTEM (S)	MASS	X-C.G.	Y-C.G.	Z-C.G.
	X	1.843713E+05	6.740040E-13	2.711931E-05	-2.711716E-05
	Y	1.843751E+05	2.041589E+01	-3.938971E-13	-2.711660E-05
	Z	1.843751E+05	2.041589E+01	2.711875E-05	4.579817E-13
			I (S)		
*		7.382835E+04	9.287349E+01	-9.286987E+01	*
*		9.287349E+01	3.027533E+07	6.008874E+00	*
*		-9.286987E+01	6.008874E+00	3.027533E+07	*
			I (Q)		
*		7.382835E+04			*
*			3.027533E+07		*
*				3.027533E+07	*

Таблица 3.5.3 Собственные частоты(Гц) тонов ракеты-носителя.

№	0-я сек, РН на опорах	0-я сек, свободная модель	t=75сек, свободная модель
1	0,231	0,000	0,000
2	0,231	0,000	0,000
3	1,019	0,000	0,000
4	1,019	0,000	0,000
5	3,030	0,000	0,000
6	3,031	0,000	0,000
7	3,732	1,219	1,419
8	4,698	1,219	1,419
9	4,699	3,203	3,262
10	5,686	3,203	3,263
11	7,101	4,864	6,385
12	8,166	4,865	6,425
13	8,167	5,864	6,426
14	8,374	7,751	8,816
15	8,374	7,751	8,817
16	9,843	9,715	9,904
17	9,851	9,721	9,911
18	11,974	10,462	10,212
19	11,985	11,025	11,971
20	13,658	11,032	11,988
21	13,664	11,271	14,614
22	17,564	12,850	15,158
23	17,827	12,862	15,159
24	17,834	15,277	17,779
25	18,136	15,278	17,779
26	18,137	17,827	17,836
27	21,571	17,835	17,843
28	21,572	20,151	19,266
29	22,258	20,151	19,267
30	22,259	21,425	21,378

На рисунках 3.5.1- показаны некоторые форму упругих колебаний модели ракеты-носителя при  $t=0$ .

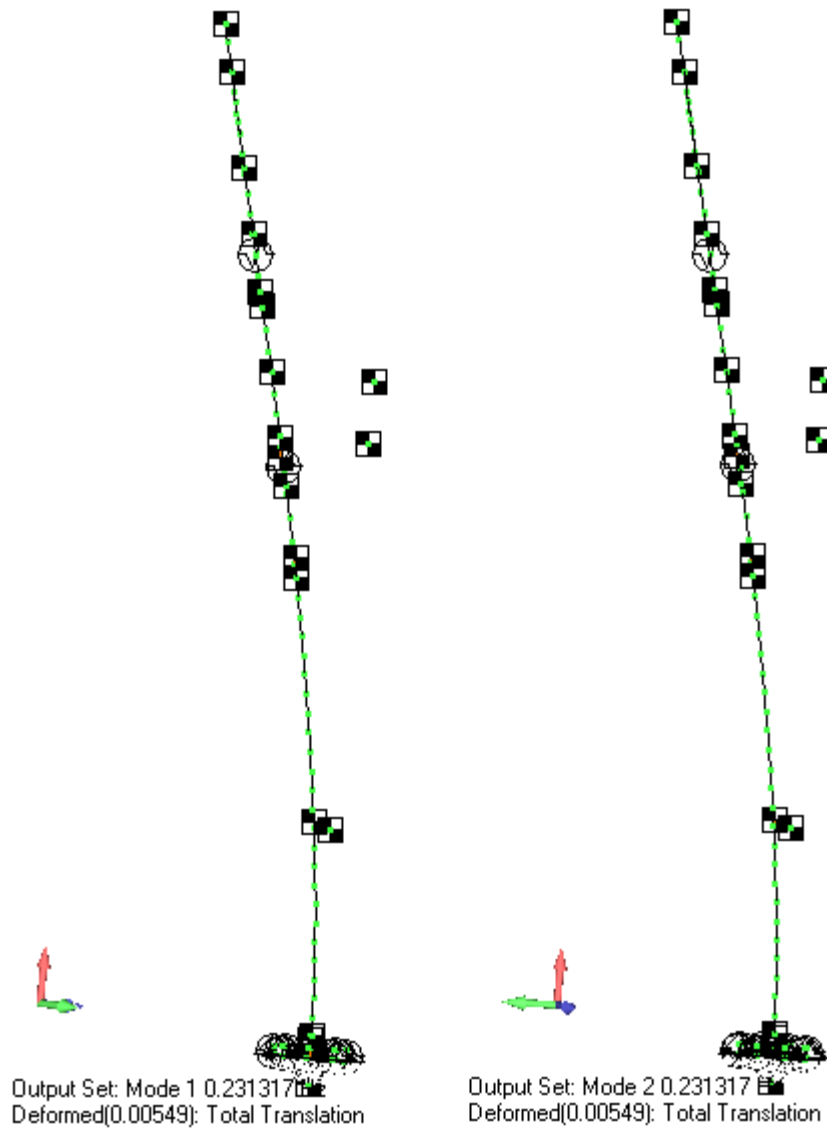


Рисунок 3.5.1 Первый и второй упругие тона закрепленной РН.

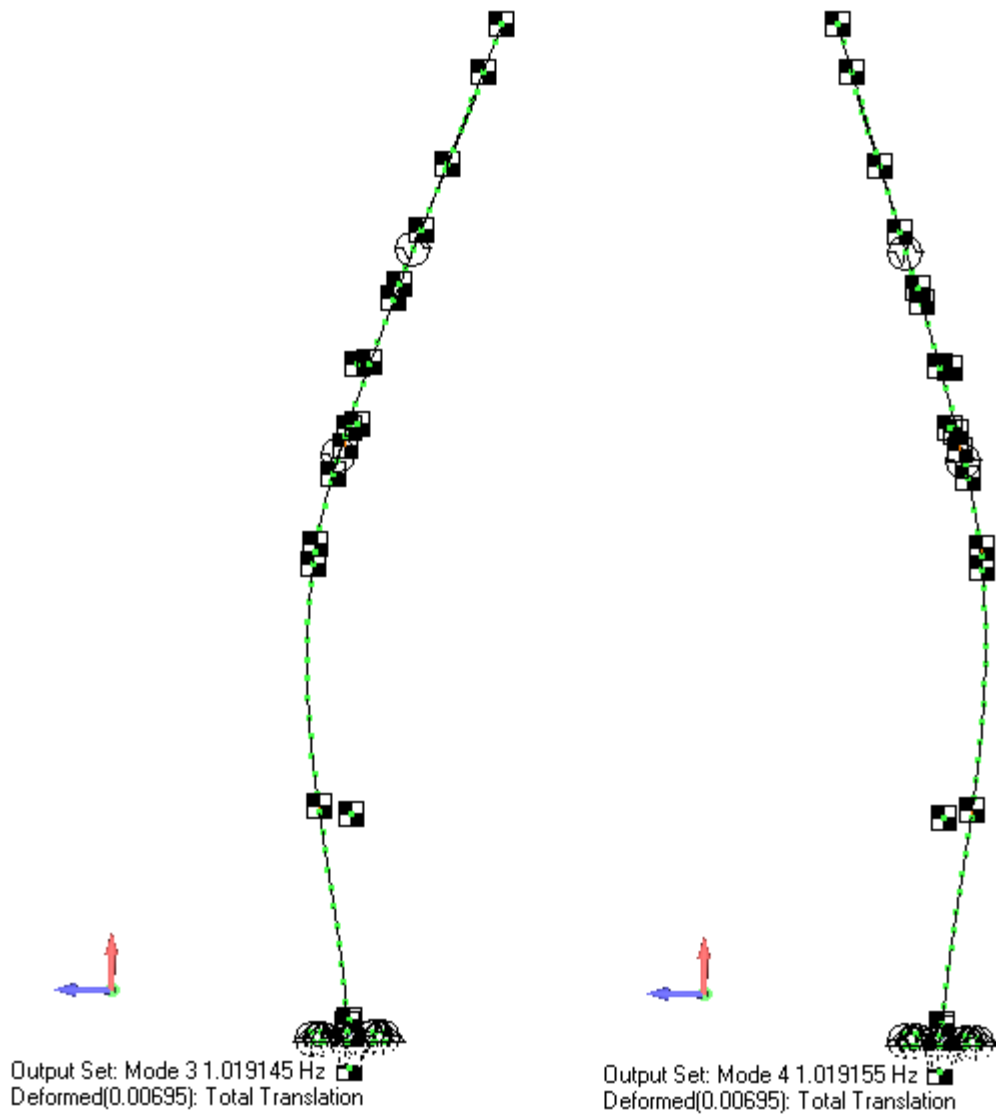


Рисунок 3.5.2 Третий и четвертый упругие тона закрепленной РН.



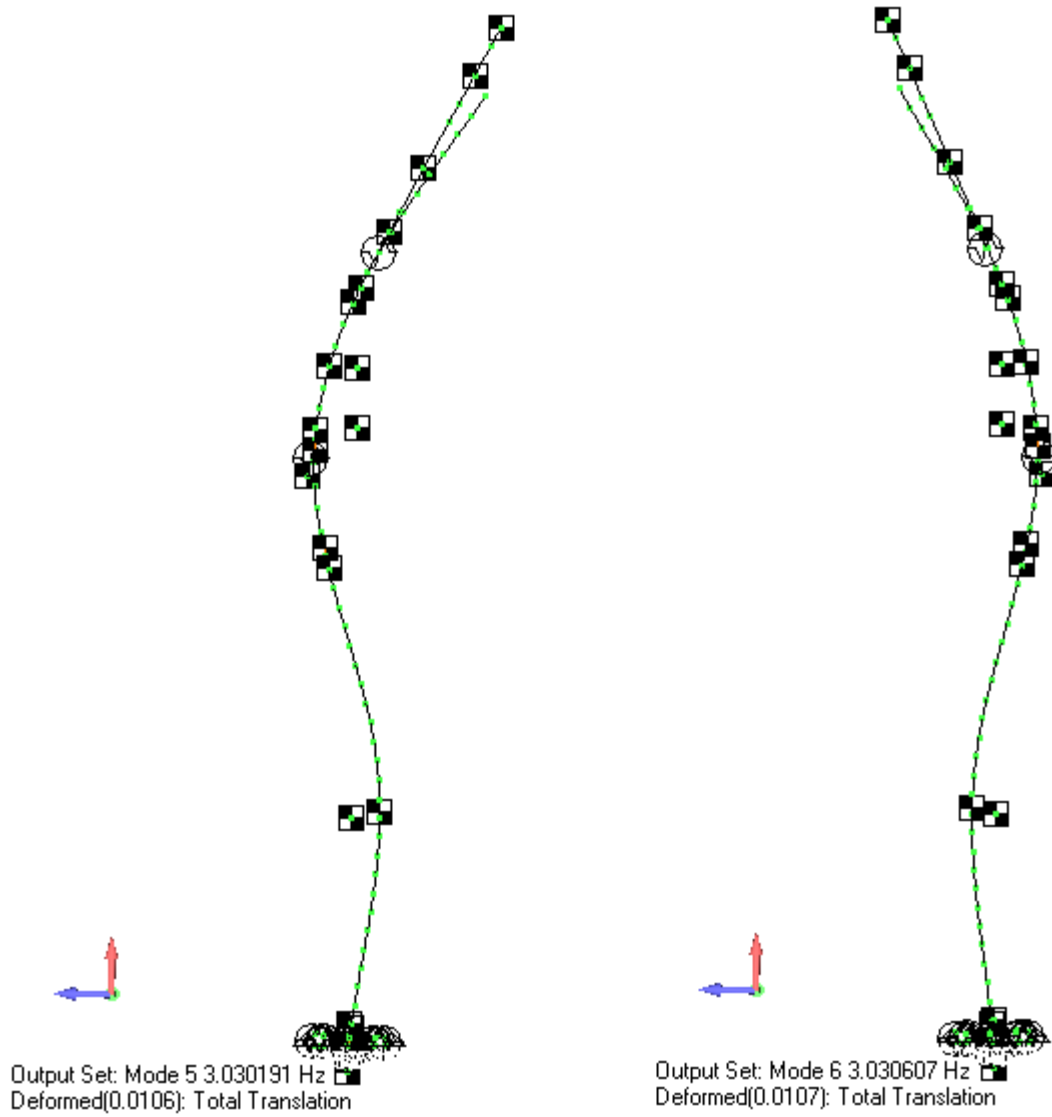


Рисунок 3.5.3 Пятый и шестой упругие тона закрепленной РН.

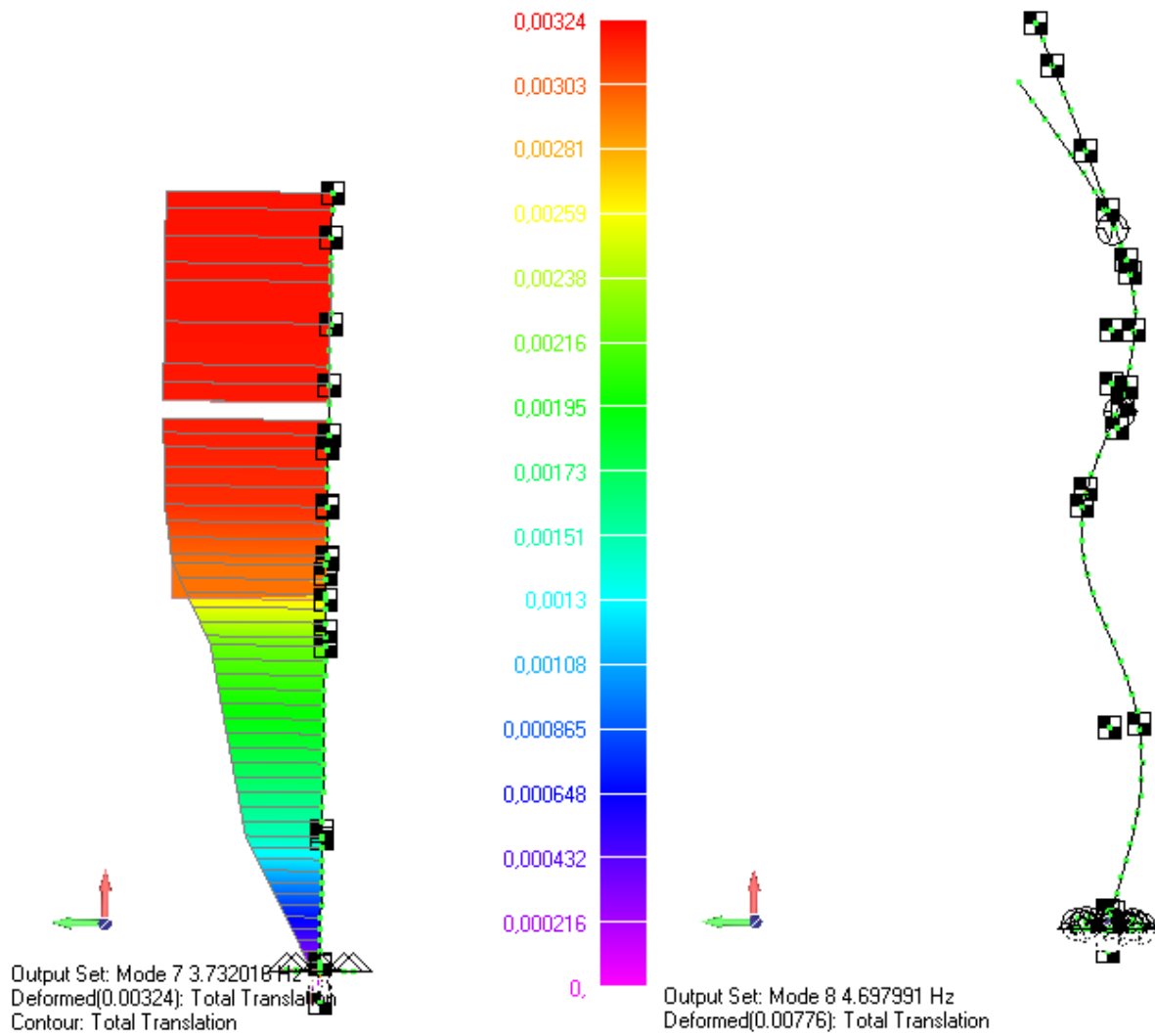


Рисунок 3.5.4 Седьмой и восьмой упругие тона закрепленной РН.

Седьмой тон является продольным, на рисунке приведена эпюра распределения перемещения по длине РН.

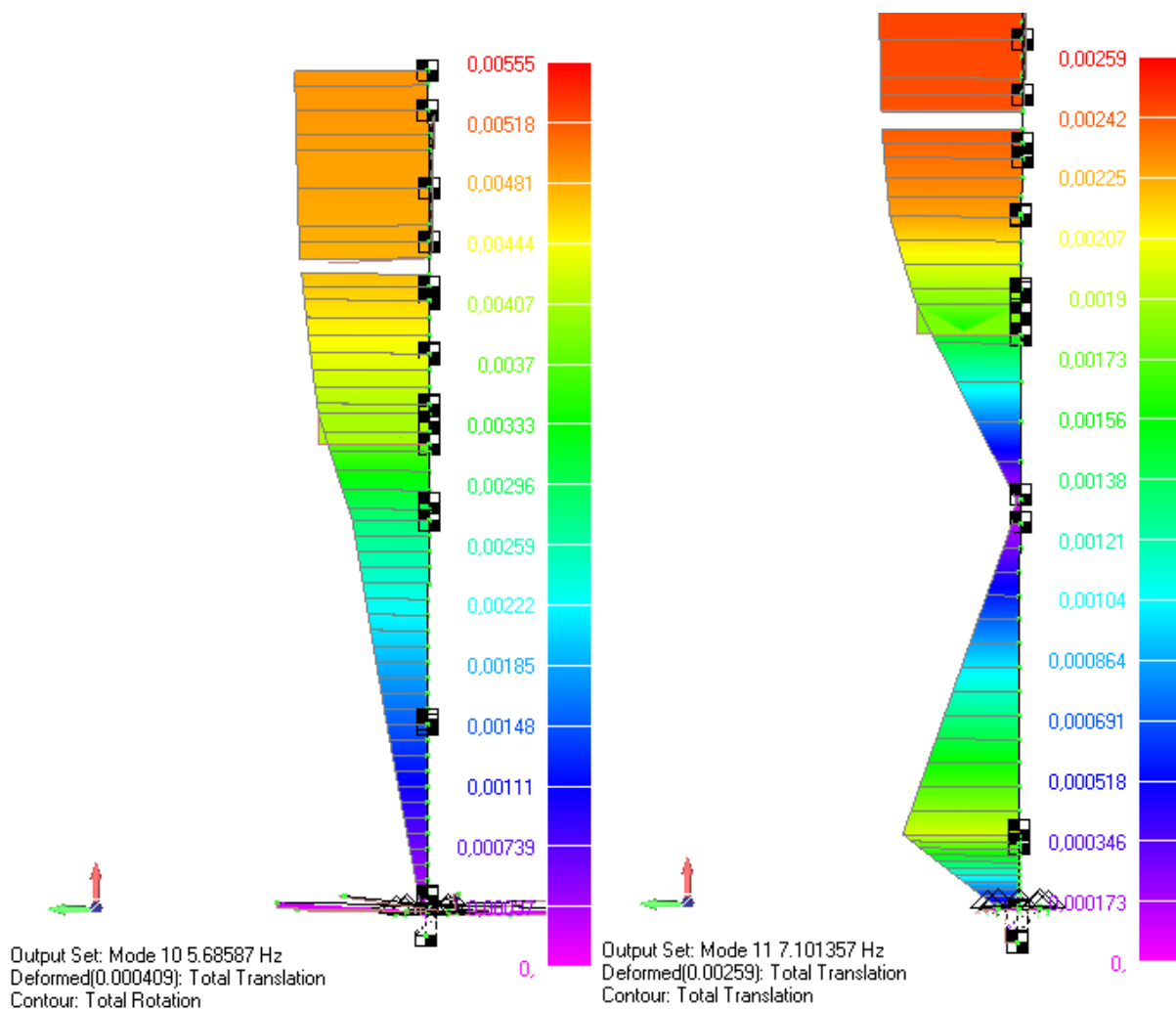


Рисунок 3.5.5 Десятый и одиннадцатый упругие тона закрепленной РН.

Десятый упругий тон представляется деформацией кручения вокруг оси X, на эпюре приведено распределение угла поворота сечения по длине РН. Одиннадцатый тон является продольный, на эпюре приведено распределение перемещения по длине РН.

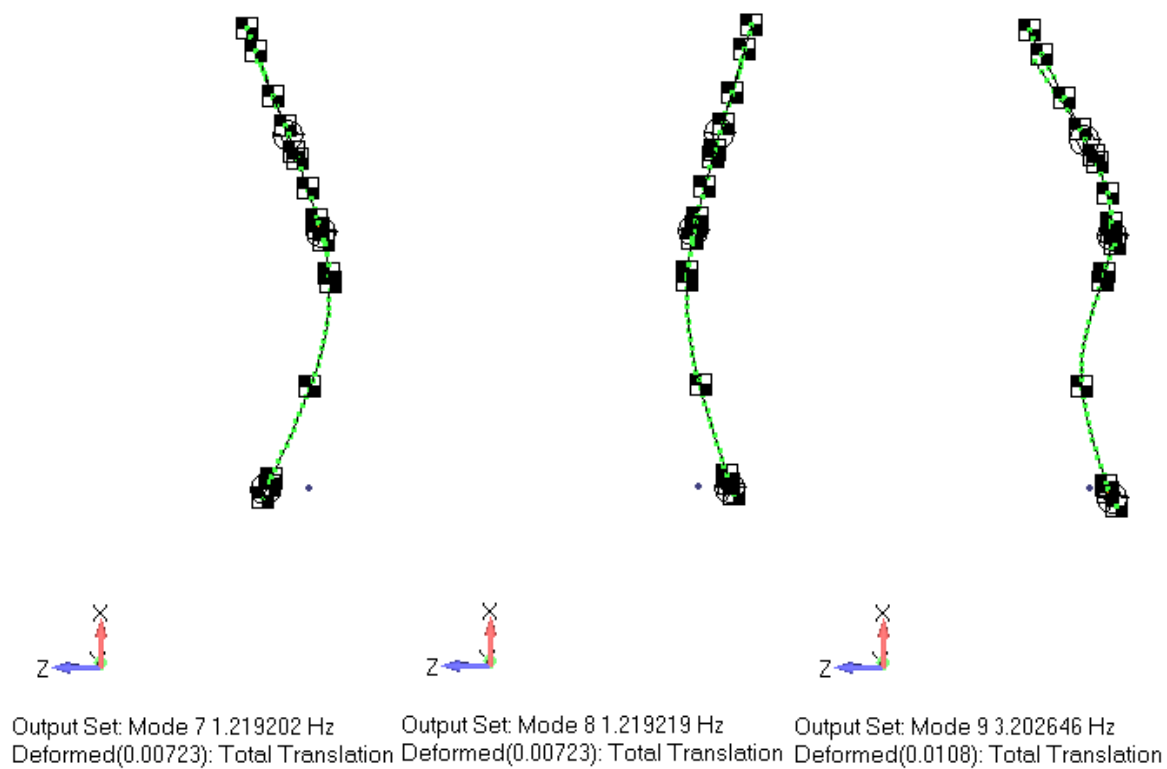


Рисунок 3.5.6 Первый, второй и третий упругие тона свободной РН.

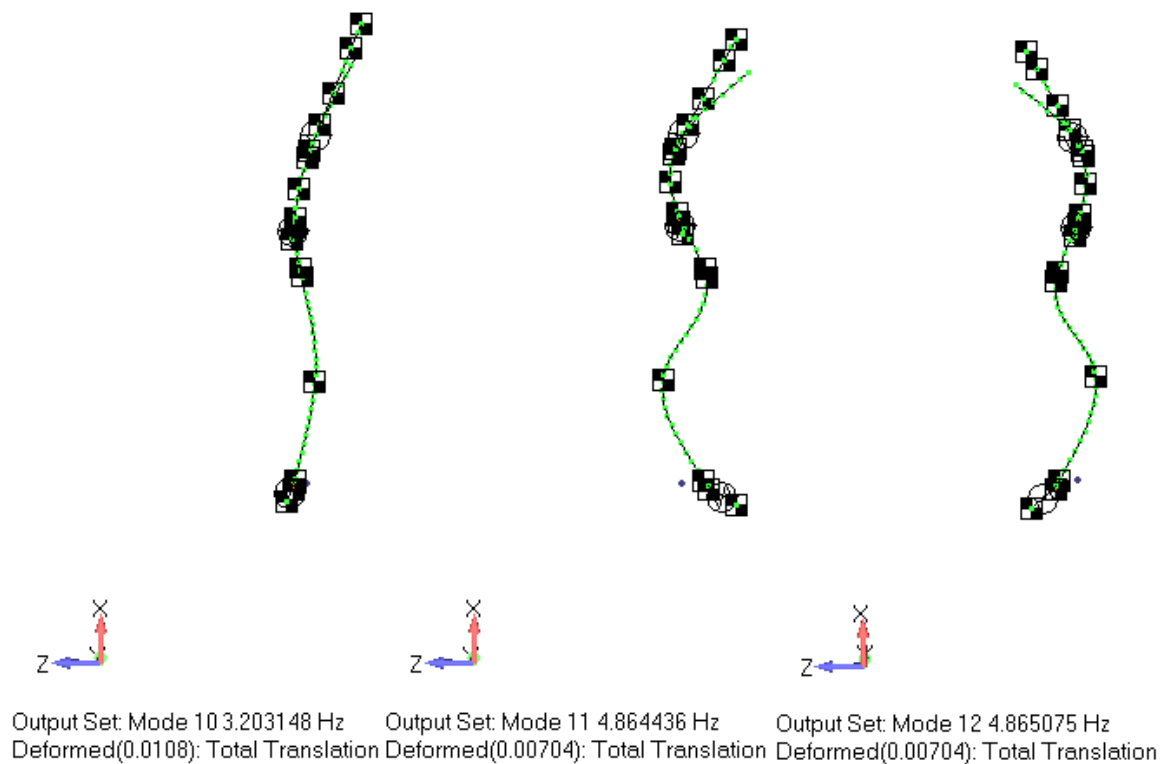


Рисунок 3.5.7 Четвертый, пятый и шестой упругие тона свободной РН.

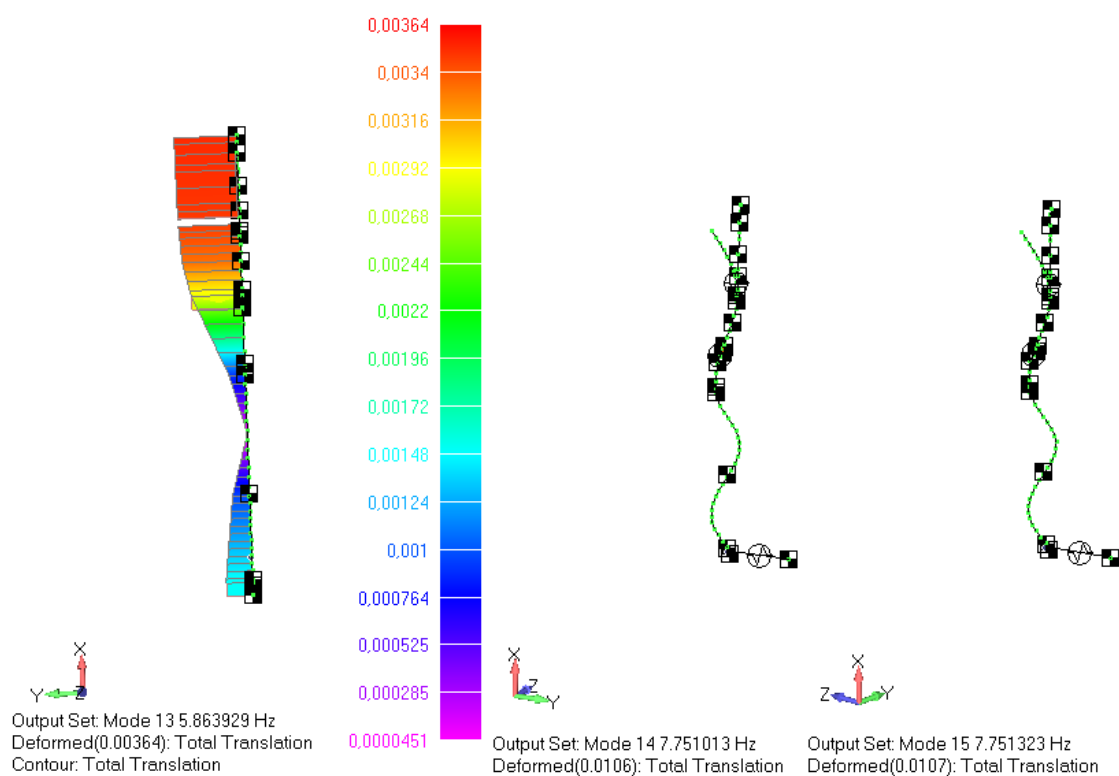


Рисунок 3.5.8 Седьмой, восьмой и девятый упругие тона свободной РН.

Седьмой тон является продольным, на эпюре приведено распределение перемещения по длине РН.

## 4. Расчёт нагрузок на заправленную РН «Союз-5» при стоянке.

В данном разделе рассматривается комбинация воздействий силы тяжести, реакции стартового сооружения и ветровой нагрузки при стоянке заправленной РН «Союз-5». Ветровая нагрузка считалась приземной, направленной по оси Y системы координат. Задача рассматривается как статическая, с целью определения устойчивости ракеты-носителя и распределения силовых факторов по длине РН.

### 4.1 Внешние воздействия.

Рассматривался случай максимального ветрового воздействия, предусмотренного конструкторской документацией. Скорость ветра принималась равной 15 м/с на высоте от 0 до 10 метров, далее

$$V(h) = V(10) \cdot (h/10)^{1/7}$$

Плотность воздуха в таком случае наиболее велика при минимальной температуре, предусмотренной конструкторской документацией; при  $-40^{\circ}\text{C}$  плотность воздуха составляет  $1.5 \text{ кг/м}^3$ .

Ветровая нагрузка задавалась как

$$dF/dx = S \cdot C_y \cdot q_{\text{дин}}$$

Где  $q_{\text{дин}}$  – скоростной напор, с учетом коэффициента динамичности ( $K=1,96$ ),  $S$  – площадь поперечного сечения конструкции,  $C_y$  – коэффициент аэродинамического сопротивления, распределенный по конструкции согласно конструкторской документации.

### 4.2 Расчет нагрузок.

В статической постановке при действии порыва ветра суммарные эксплуатационные поперечная сила и изгибающий момент от ветровой нагрузки в опорном сечении РН составляют:

$$F = 65,2 \text{ кН}, M = 1,94 \text{ МН}\cdot\text{м}$$

Высота центра давления от плоскости опор  $C_d=29.7$  м.

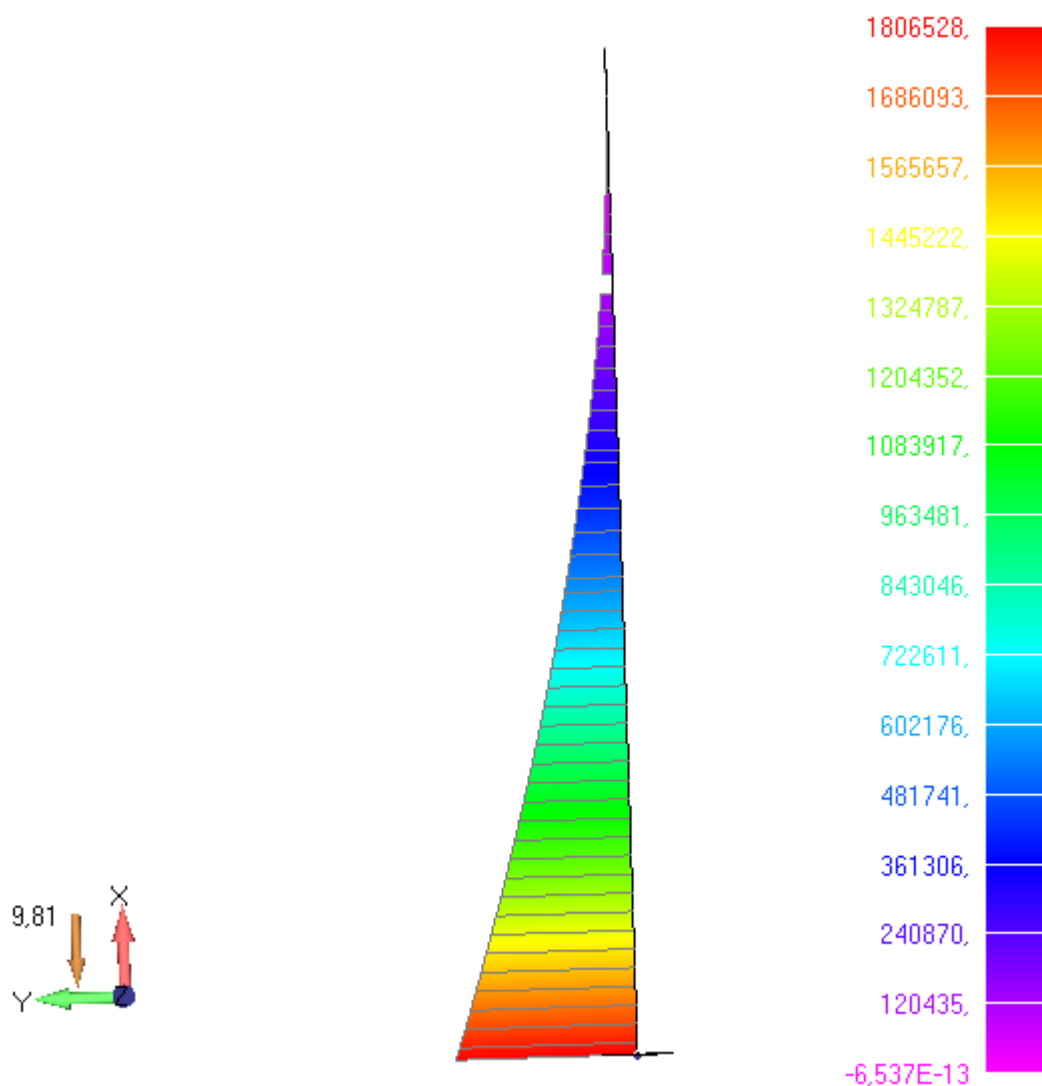


Рисунок 4.2.1 Эпюра изгибающего момента при стоянке.

На рисунке 4.2.2 изображены реакции в опорах стартового сооружения с заправленной ракетой-носителем, при действии поперечной ветровой нагрузки вдоль оси Y. Можно убедиться, что выбор элемента типа CBUSH в качестве модели опоры оправдан, так как все опоры находятся в сжатом состоянии. Аналогично, видно, что ракета-носитель находится в устойчивом состоянии при критическом порыве ветра, так как минимальная нагрузка на самую разгруженную опору значительна и составляет 75 кН.

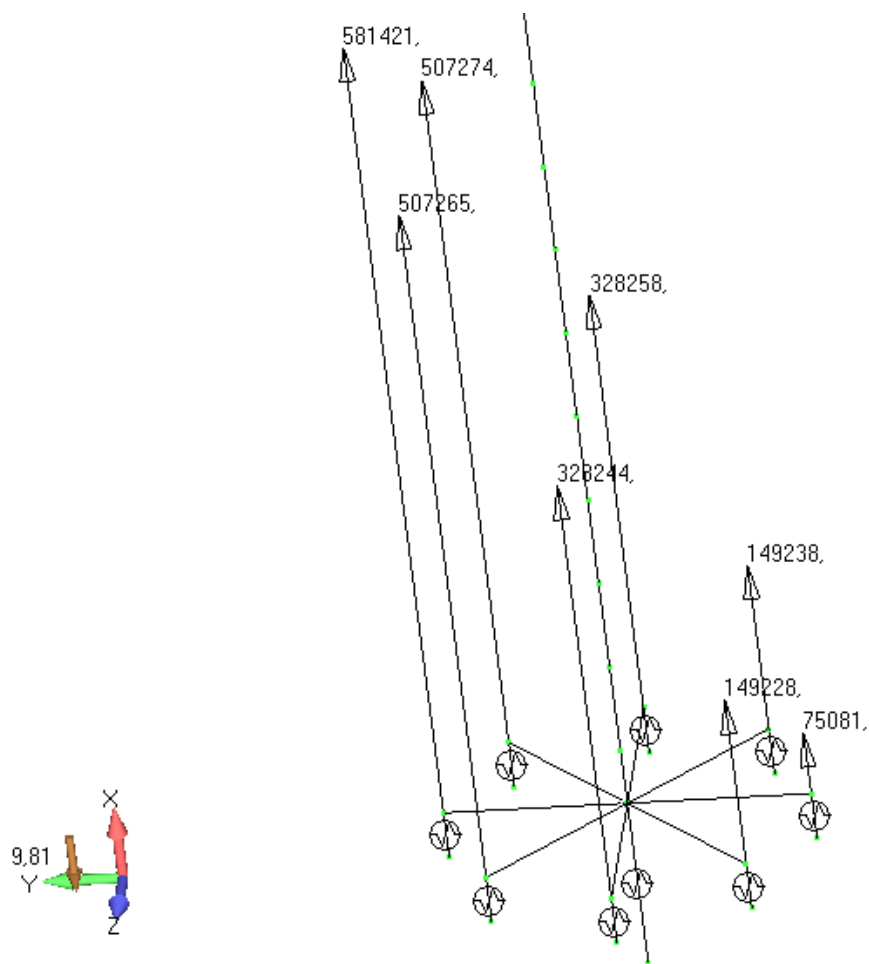


Рисунок 4.2.2 Распределение реакций в опорах стартового сооружения с учетом ветровой нагрузки.



## 5. Расчёт динамических нагрузок при полёте в зоне максимальных скоростных напоров.

### 5.1 Внешние воздействия.

На атмосферном участке полета ракета-носитель преодолевает несколько критических участков, таких как зона максимальных скоростных напоров и момент максимума продольной силы. В данной работе рассматривается случай полета в зоне максимальных скоростных напоров. Рассматривался порыв ветра в направлении оси Y изделия, длительностью 0.4 секунды. Считалось, что до порыва ракета находилась в равновесии, уравнивая управляющим моментом двигательной установки опрокидывающий момент скоростного напора. Длительность порыва же такова, что система управления не успевает среагировать на изменение условий.

Угол атаки принимался равным  $5^\circ$ . Данные по скоростному напору получены из конструкторской документации. Ветровая нагрузка задавалась как:

$$dF_y/dx = \alpha \cdot S \cdot C_y^\alpha \cdot q_{\text{дин}}$$

$$dF_x/dx = \alpha \cdot S \cdot C_x^\alpha \cdot q_{\text{дин}}$$

Где  $\alpha$  – угол атаки,  $S$  – площадь сечения, равная 10,18м,  $C_y^\alpha$  и  $C_x^\alpha$  – коэффициенты сопротивления, распределенные по длине изделия в соответствии с конструкторской документацией,  $q_{\text{дин}}$  – скоростной напор, равный 2731 кгс/м<sup>2</sup>.

Зависимость  $F_y$  от времени определяется как  $F_y(t) = F_y^0 \cdot \theta(t)$ .

Зависимость  $\theta(t)$  показана на графике 5.1.1

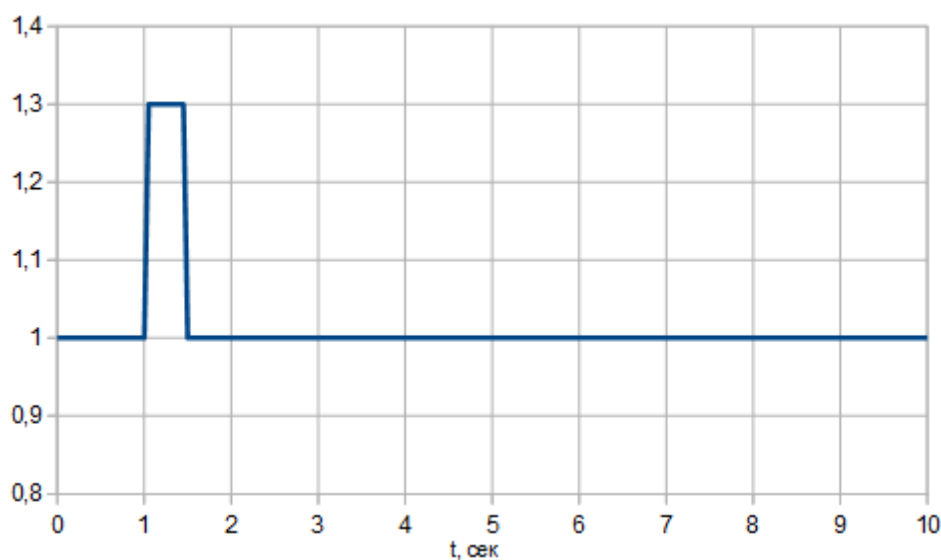


График 5.1.1

## 5.2 Расчёт нагрузок.

Расчет проводился с помощью программного комплекса MSC.NASTRAN методом разложения по тонам колебаний. Учитывались тона в диапазоне до 90Гц. Диссипативные характеристики соответствовали 2.5% критического демпфирования (логарифмический декремент 0.15). Тона твердого тела, разумеется, не демпфировались. Шаг интегрирования по времени был постоянен и равен  $h=0.002c$ .

Результаты расчета иллюстрируются рисунками 5.2.1и 5.2.2.

На рисунке 5.2.1 представлена зависимость ускорения центра масс полезной нагрузки от времени. На рисунке 5.2.2 представлена аналогичная зависимость для конца полезной нагрузки.

Максимальные эксплуатационные перегрузки не превышают:

0.4g – для центра масс космического аппарата,

0.7g – на конце полезной нагрузки.

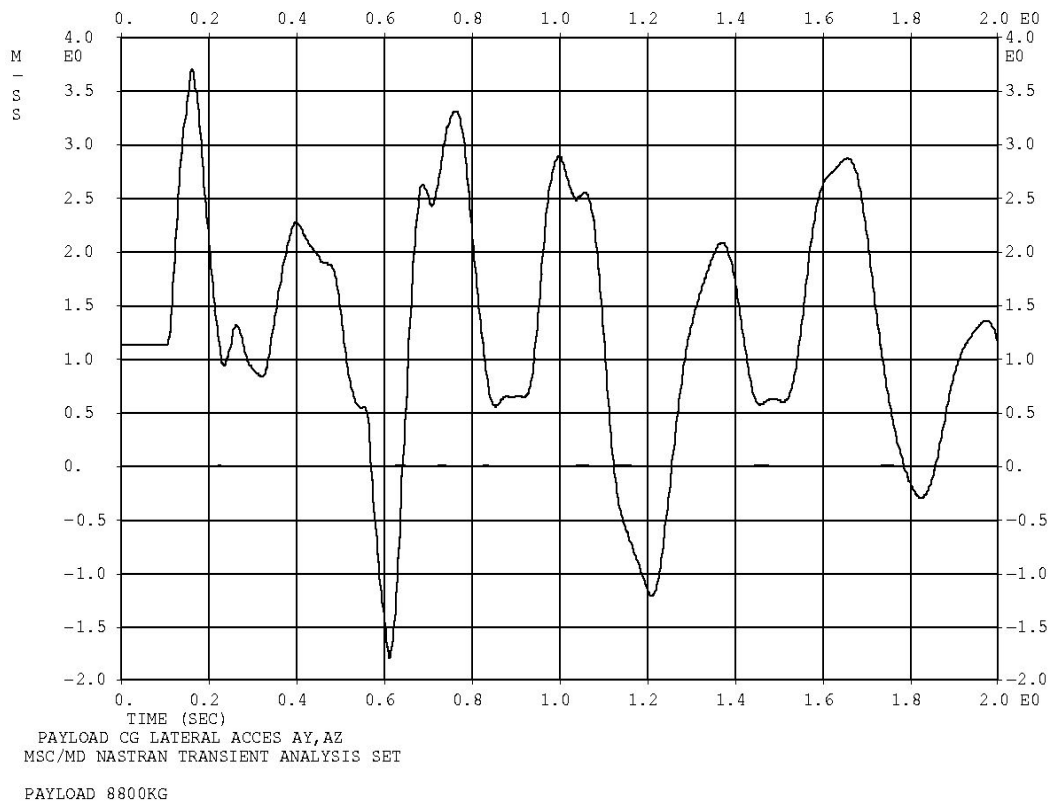


Рисунок 5.2.1 Перегрузки для центра масс КА

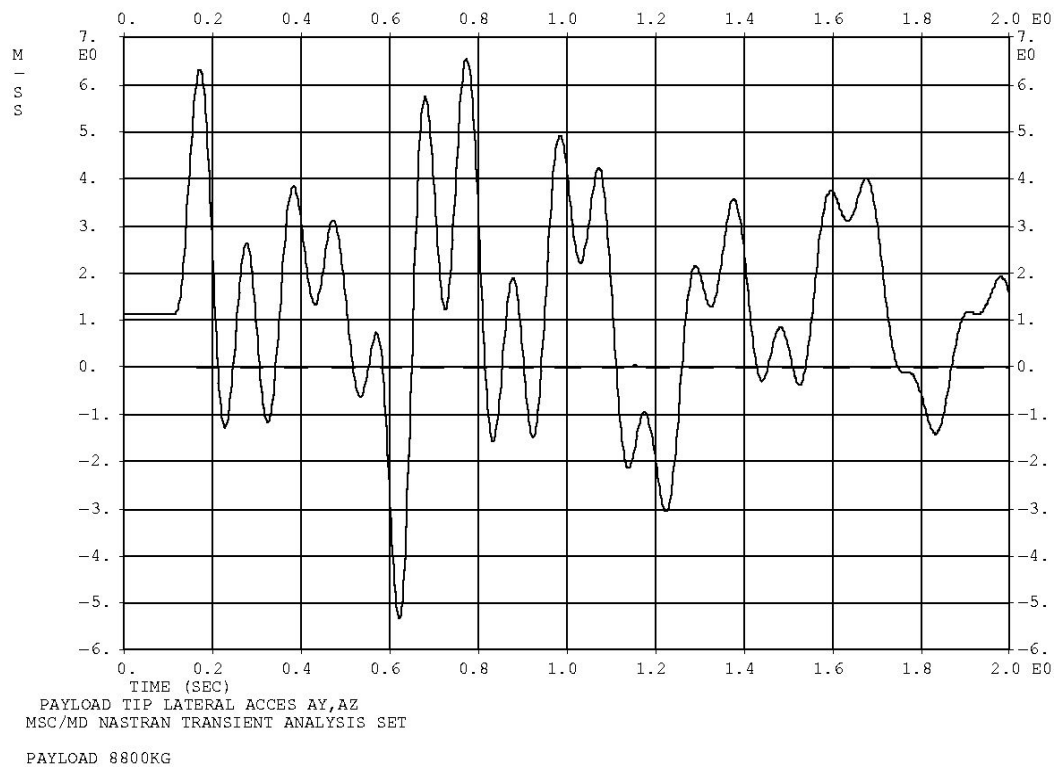


Рисунок 5.2.1 Перегрузки на конце КА

## **Заключение**

Создана модель РН «Союз-5» для различных этапов полета. Проведен расчет динамических характеристик свободной и закрепленной на опорах стартового сооружения модели конструкции РН в нижнем частотном диапазоне.

Проведен расчет нагрузок РН при стоянке и полете в зоне максимального скоростного напора. Максимальная поперечная перегрузка типового КА составила 0.4g – для центра масс космического аппарата, 0.7g – в верхнем узле.

## Список литературы.

1. Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций / А.В. Кармишин, А.И. Лиходед, Н.Г. Паничкин, С.Н. Сухинин. М.: Машиностроение, 2007. 480 с.: ил.
2. MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis, user's guide, v68
3. MSC/NASTRAN Advanced Dynamic Analysis, user's guide, v70
4. MSC/NASTRAN Quick Reference Guide
5. MSC/NASTRAN Linear Static Analysis, user's guide, v68