

УДК 629.7.08

Применение метода конечных элементов с переменными матрицами для моделирования динамики движения конструкций стартовых комплексов

*Фабиян Л.А., студент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Стартовые ракетные комплексы»*

*Научный руководитель: Золин А.В., ассистент
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана
sm8@sm8.bmstu.ru*

Подвижные устройства занимают особое место среди элементов оборудования стартовых комплексов. Данные устройства должны удовлетворять функциональным требованиям, взаимодействовать с другими элементами стартовых комплексов так, чтобы оказывать минимальное силовое воздействие на изделие и другие составляющие стартовых комплексов. Эти условия делают необходимым проведение расчетного анализа динамики конструкций отводимых устройств при их проектировании.

Расчет на прочность таких конструкций имеет ряд существенных особенностей. Для конструкций подобного типа одним из расчетных случаев, определяющих ее прочность, является процесс отвода при пуске ракета–носителя. Это объясняется тем, что время отвода весьма мало, а масса отводимой конструкции велика, что порождает значительные инерционные нагрузки и соответствующие напряжения в ее элементах, а также возникновение больших усилий в тормозящих устройствах.

Традиционно, в отечественной авиакосмической промышленности для расчета прочности применяется метод конечных элементов (МКЭ). Однако, для расчетов отводимых конструкций, большинство программных комплексов, реализующих данный метод, зачастую не применяются без предварительного расчета динамики с использованием другой методики и созданием для этого другой модели. Данное разделение расчетов на кинематические и прочностные требует значительных временных затрат на создание и отладку моделей.

При решении данной задачи МКЭ в классической постановке используется следующее уравнение:

$$[M]\{\ddot{Q}\} + [C]\{\dot{Q}\} + [K]\{Q\} = \{F\} \quad (1),$$

где $[M]$, $[C]$ и $[K]$ — матрицы инерции, демпфирования и жесткости КЭ модели соответственно, $\{F\}$ — вектор узловых усилий, $\{\ddot{Q}\}$ — вектор узловых ускорений, $\{\dot{Q}\}$ — вектор узловых скоростей, $\{Q\}$ — вектор узловых перемещений.

Прямое применение МКЭ предполагает соблюдение принципа неизменности начальных размеров и постоянства матриц $[M]$, $[C]$ и $[K]$, характеризующих модель. Отвод элементов агрегатов стартовых комплексов предполагает их «большие перемещения», что делает невозможным применение МКЭ в его классической постановке.

Для проведения моделирования отвода, в рамках проведенного расчета, применялся отечественный программный комплекс «Зенит–95» разработки «ООО Научно–техническое предприятие «ДИП». Уникальность данного комплекса заключается в возможности проведения МКЭ–расчетов с учетом возникающих больших перемещений и больших деформаций. В такой постановке матрицы $[M]$, $[C]$ и $[K]$, входящие в (1), не являются постоянными, зависят от $\{Q\}$ и пересчитываются на каждом шаге интегрирования по времени.

Такой подход дает ряд преимуществ для расчета отводимых конструкций, главное из которых — возможность одновременного расчета динамики и прочности, а значит сокращение общей трудоемкости моделирования и уменьшение затрачиваемого времени на создание моделей.

Другой важной особенностью данного метода является учет деформируемости конструкции в ходе ее движения. Несмотря на наличие методов учета податливости звеньев механизмов в моделировании динамики, например, метода присоединенных систем, на практике ими пользуются достаточно редко. Это связано с резким увеличением машинного времени на проведение моделирования.

В качестве примера применения подобного метода расчета динамики и прочности отводимых конструкций произведем расчет устройства направляющего (УН), входящего в состав стартового комплекса ракета–носителя (РН) семейства «Союз». УН (Рис.1–2) предназначено для удержания РН в поперечном направлении и в момент старта отводится на угол $22^{\circ} 44'$ (Рис.3). Несущий каркас УН представляет из себя рамную конструкцию, состоящую из труб различных сечений. В состав УН входит боек, который при отводе падает на ответную часть гидродомкрата–тормоза. До этого положения УН имеет некоторый свободный ход. После начала совместной работы происходит торможение УН.

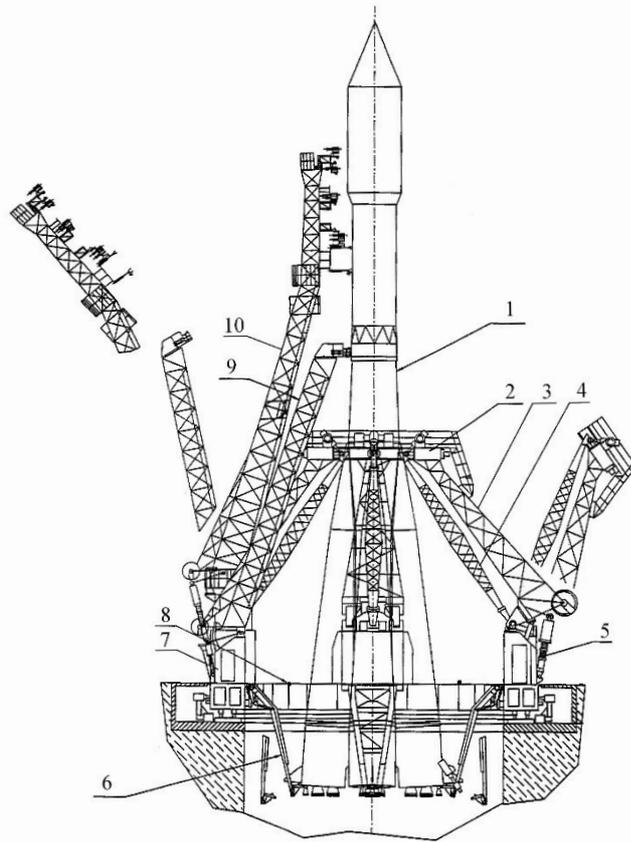


Рис. 1. Агрегаты стартового комплекса для РН «Союз» (1 — РН, 2 — сектор силового пояса, 3 — опорная ферма, 4 — несущая стрела, 5 — гидробуферы торможения опорных ферм, 6 — УН, 7 — основания опорных ферм, 8 — опорное кольцо, 9 — гидробуферы торможения кабель-заправочной мачты, 10 — верхняя кабель-мачта, 11 — кабель-заправочная мачта)



Рис. 2. Конструктивная схема УН

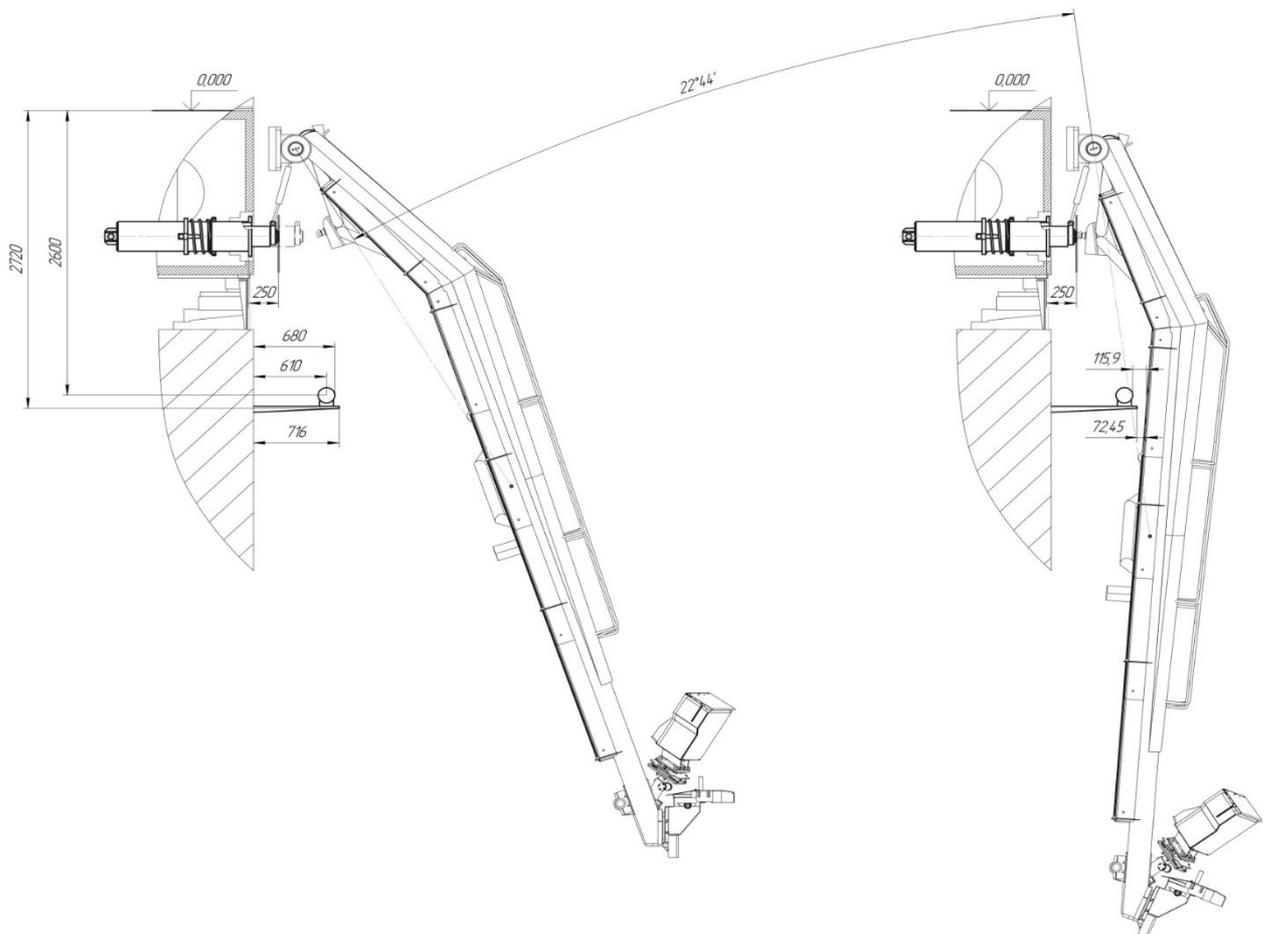


Рис. 3. Схема отвода УН

Для расчета динамики отвода УН и последующего прочностного расчета была создана ее физическая модель (Рис.4). Расчетная схема отводимой конструкции должна не только воспроизводить ее упруго–массовую структуру, но также адекватно отражать ее инерционные характеристики относительно оси вращения. Под этим понимается, что реальная конструкция и ее расчетная модель должны иметь весьма близкие значения массы, координаты центра масс и моментов инерции относительно оси вращения.

Для реализации подобного расчета создается модель, состоящая из конечных элементов, расположенных так, чтобы правильно отражать все инерционные характеристики реальной конструкции. Данная модель так же содержит сосредоточенные массы с целью улучшения ее инерционных и массовых характеристик.

Для моделирования каркаса устройства направляющего в программном комплексе реализован стержневой элемент — пространственный брус с двенадцатью степенями свободы, испытывающий деформации растяжения–сжатия и изгиба в двух плоскостях, а также кручения.

Гидродомкрат–тормоз моделируется при помощи комбинации двух элементов: стержня с изменяемой длиной и гидравлического демпфера.

Стержень с изменяемой длиной — элемент, предназначенный для описания механизмов, представляемых в виде стержней, длина которых изменяется при движении системы. Связывает три узловые точки i, j, k . Две точки (i и j) расположены в местах его соединения с элементами в общей модели также, как и обычного стержня. Третья точка (j) имеет одну степень свободы, которая условно принята как перемещение в направлении оси OX глобальной системы координат и ее перемещение соответствует изменению длины стержня.

Для моделирования амортизатора к узлу k элемента необходимо присоединить элемент гидравлический демпфер, для которого указывается в качестве степени свободы перемещение по оси OX .

Гидравлический демпфер — одномерный элемент, создающий в узле силу сопротивления движению F_c , определяемую выражением:

$$F_c = K(x) \cdot v^2 \quad (2),$$

где $K(x)$ — конструктивный коэффициент, задаваемый в виде функции от перемещения x , v — скорость (производная от x по времени). В качестве x выступает перемещение в направлении координатной оси или угловое перемещение в узле, с которым связан элемент. Сила буфера F_c имеет значение, определяемое по (2) и действует в направлении, обратном скорости v .

В результате расчета были получены эквивалентные напряжения и соответствующие им перемещения за все время отвода УН (Рис.4–7).

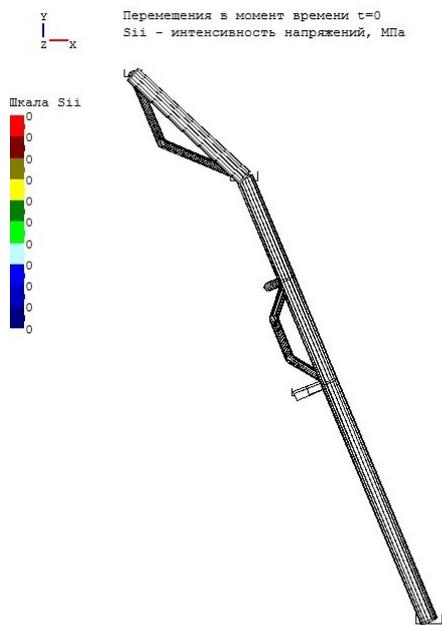


Рис. 4. Эквивалентные напряжения и перемещения в момент времени $t = 0$

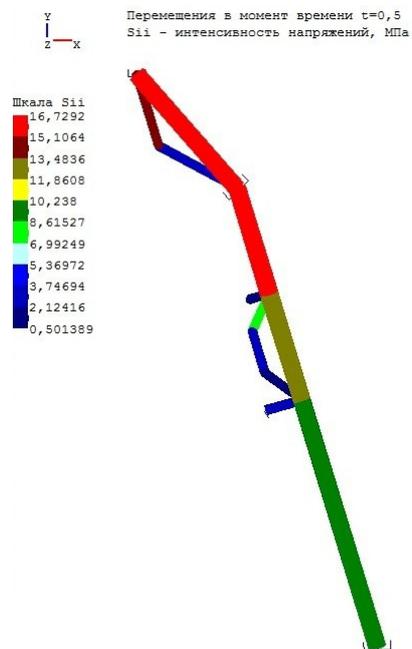


Рис. 5. Эквивалентные напряжения и перемещения в момент времени $t = 0.5$

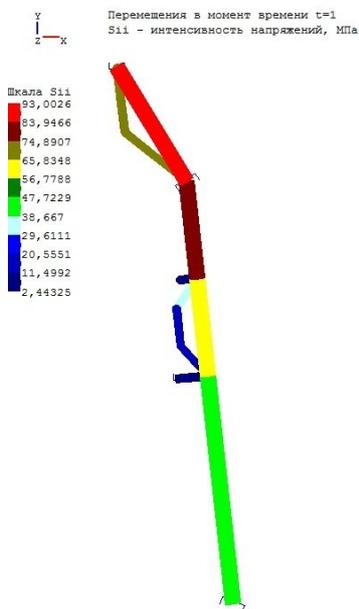


Рис. 6. Эквивалентные напряжения и перемещения в момент времени $t = 1$

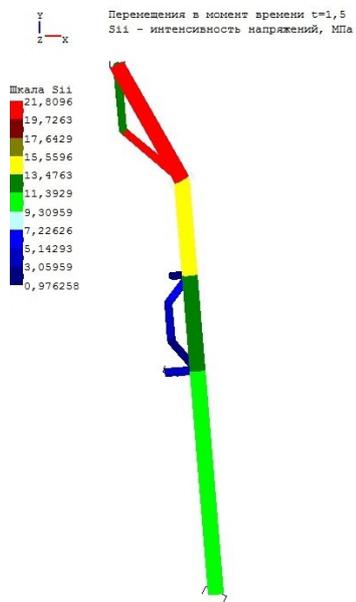


Рис. 7. Эквивалентные напряжения и перемещения в момент времени $t = 1.5$

Так же был получен график углового перемещения вокруг оси поворота OZ в узле, находящемся на этой оси (Рис.8), и график усилия на гидравлическом демпфере (Рис.9).

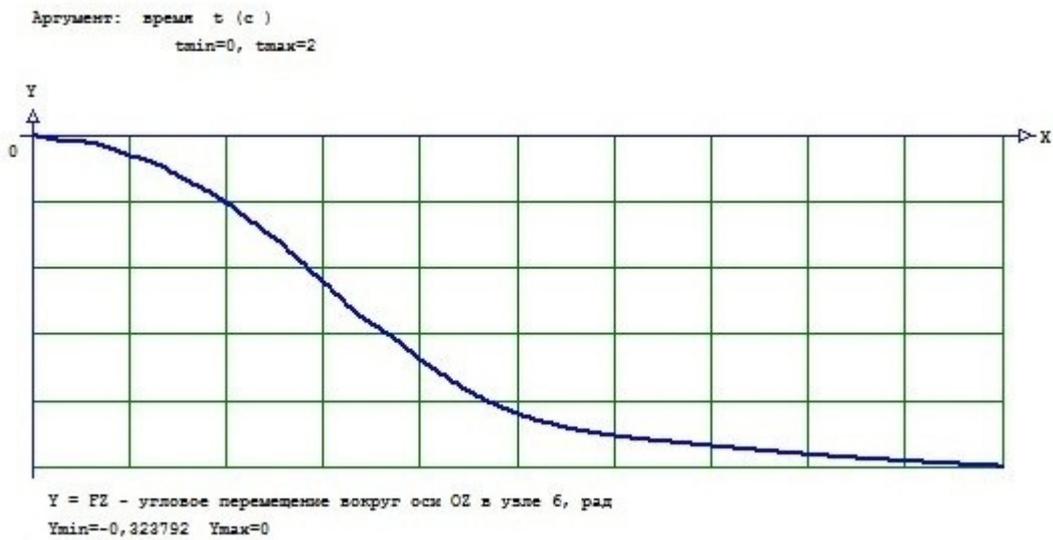


Рис. 8. Угловое перемещение вокруг оси поворота OZ в узле, находящемся на этой оси

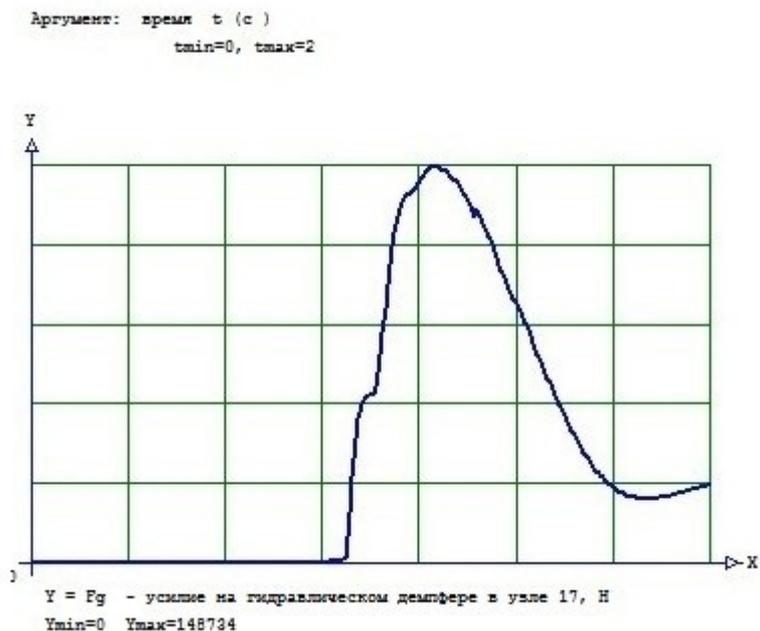


Рис. 9. Усилие на гидравлическом демпфере

По итогам комплекса проведенных расчетов можно сделать вывод об удовлетворительном схождении результатов расчета и эксперимента. Погрешность максимального усилия на гидравлическом демпфере составила 3.17%. Примененная

методика является весьма перспективной с точки зрения ее использования для моделирования движения конструкций стартовых комплексов.

Список литературы

1. Курков С.В. Метод конечных элементов в задачах динамики механизмов и приводов. СПб.: Политехника, 1991. 224 с.
2. Зенкевич О.К. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 318 с.
3. Метод суперэлементов в расчетах инженерных сооружений /В.А. Постнов [и др.] Л.: Судостроение, 1979. 288 с.
4. Бармин И.В., Зверев В.А., Украинский А.Ю., Языков А.В. Расчетный анализ процессов отвода конструкций стартовой системы, находящихся под воздействием струй двигателей ракеты-носителя «Союз» // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2011. № 1. С. 31–39.
5. Абакумов В.С., Зверев В.А., Ломакин В.В., Чугунков В.В., Языков А.В. Методический аппарат для расчетного анализа прочности конструкций стартового комплекса ракет-носителей серии «Союз» // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2008. Спец. выпуск. С. 124-130.