

Моделирование полета ракеты с учетом изменения массы

Джикия Г.Н.

© ООО «АвтоМеханика»

18.08.2015

Цель представленных примеров – показать основные особенности моделирования динамики ракеты с учётом изменения ее массы в процессе полета. Изменение массы ракеты происходит вследствие расходования топлива при работе реактивного двигателя. Представленные в данном примере модели находятся в папке с данным документом в виде исходных файлов ПК EULER с расширением «*.elr».

Элементы механической системы с изменяющимися массово-инерционными характеристиками, в частности, расходуемое топливо или его компонент, моделируются объектами типа «массово-инерционная характеристика» (MIP) с возможным изменением массы. Для их создания могут использоваться следующие методы:

- «осесимметричная масса с переменными характеристиками» (var_MIP_1);
- «масса» (massPoint);
- «осесимметричная масса с переменными характеристиками, определяемая датчиками» (var_MIP_2).

Изменение массы объектов, созданных методами «var_MIP_1» и «massPoint», производится объектами типа «change_MIP». В объектах, созданных методом «var_MIP_2», текущее значение массы определяется значением датчика, который может быть создан любым методом. Как правило в таких элементах значение массы определяется датчиком по методу «переменный датчик с заданным начальным значением» (var), а ее изменение датчиком по методу «производная переменного датчика» (diff).

В качестве примеров рассмотрим модели ракет на твердом топливе с торцевым и осевым горением топливного заряда.

Модели состоят из следующих звеньев:

- В – инерциальное звено;
- М – ракета.

Ракета с торцевым горением топливного заряда

Схема ракеты с торцевым горением топливного заряда представлена на рисунке 1. Будем считать известными начальную массу топлива m_0 , начальную длину L и радиус R заряда.

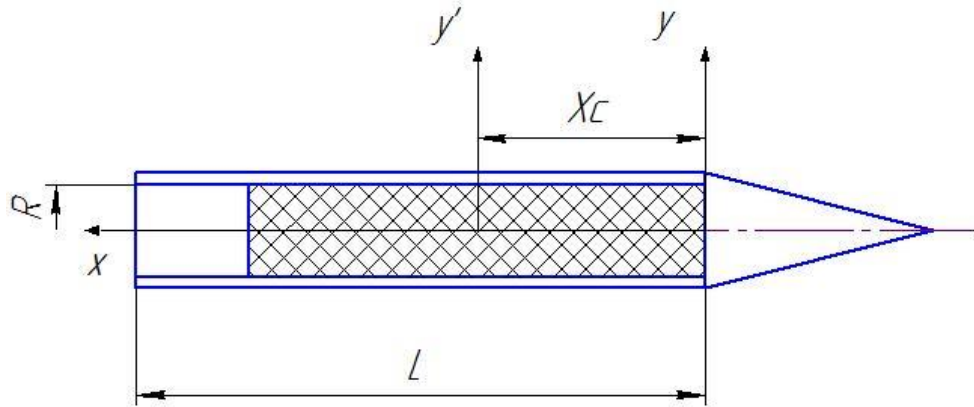


Рис. 1. Торцевое горение заряда

Для моделирования топлива будем использовать метод «осесимметричная масса с переменными характеристиками» (var_MIP_1). Узел для задания характеристик МІР расположим в основании заряда, как это показано на рисунке 1.

Запишем компоненты массово-инерционной характеристики (МІР).

Координата центра масс оставшейся части топлива в системе координат выбранного узла:

$$X_C = \frac{mL}{2m_0},$$

где m – текущая масса топлива.

Центральный осевой момент инерции топлива относительно оси X:

$$J_X = \frac{mR^2}{2}.$$

Центральный осевой момент инерции топлива относительно оси параллельной оси Y:

$$J_Y = \frac{mR^2}{4} + \frac{mX_C^2}{3} = \frac{mR^2}{4} + \frac{m^3 L^2}{12m_0^2}.$$

Тяга реактивного двигателя моделируется силовым элементом «сила по датчикам на одну точку».

Модель ракеты с торцевым горением топливного заряда находится в файле «rocket_1.elr». Для моделирования топлива в ней использован метод «осесимметричная масса с переменными характеристиками» (var_MIP_1). В файле «rocket_1_2.elr» находится аналогичная модель, но для моделирования топлива в ней используется метод «осесимметричная масса с переменными характеристиками, определяемая датчиками» (var_MIP_2).

Ракета с осевым горением топливного заряда

Схема ракеты с осевым горением топливного заряда представлена на рисунке 2. Будем считать известными начальную массу топлива m_0 , длину L и внешний радиус R заряда, а также внутренний радиус заряда в начальный момент времени r_0 .

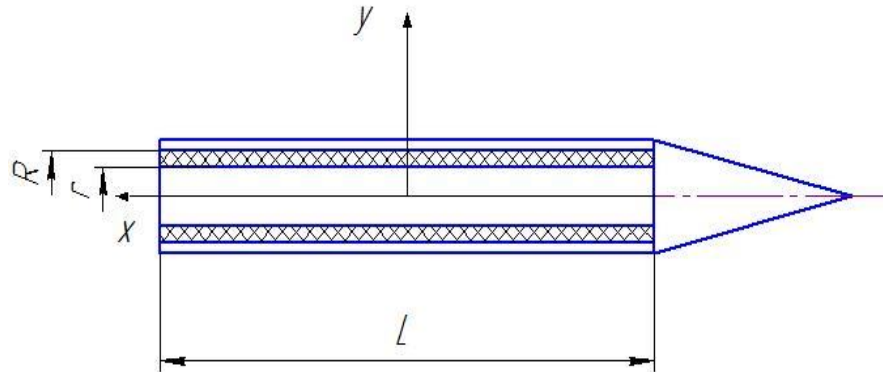


Рис. 2. Осевое горение заряда

Узел для задания характеристик МІР расположим в центре масс топливного заряда. При этом координата X_C центра масс заряда в системе координат этого узла изменяться не будет.

Внутренний радиус заряда в процессе выгорания топлива определяется следующим выражением:

$$r = R \sqrt{1 - \frac{m}{m_0} \left(1 - \frac{r_0^2}{R^2}\right)},$$

где m – текущая масса топлива.

Центральный осевой момент инерции топлива относительно оси X:

$$J_X = \frac{m}{2} (R^2 + r^2) = \frac{mR^2}{2} \left(2 - \frac{m}{m_0} \left(1 - \frac{r_0^2}{R^2}\right)\right).$$

Центральный осевой момент инерции топлива относительно оси параллельной оси Y:

$$J_Y = \frac{m}{4} (R^2 + r^2) + \frac{m}{12} L^2 = \frac{mR^2}{4} \left(2 - \frac{m}{m_0} \left(1 - \frac{r_0^2}{R^2}\right)\right) + \frac{mL^2}{12}.$$

Тяга реактивного двигателя моделируется силовым элементом «сила по датчикам на одну точку».

Модель ракеты с осевым горением топливного заряда находится в файле «rocket_2.elr». Для моделирования топлива в ней использован метод «осесимметричная масса с переменными характеристиками» (var_MIP_1).

Ракета с торцевым горением топливного заряда, имеющего кольцевое поперечное сечение

Схема ракеты с осевым горением топливного заряда, имеющего кольцевое поперечное сечение, представлена на рисунке 3. Будем считать известными начальную массу топлива m_0 , длину L , внешний радиус R и внутренний радиус r .

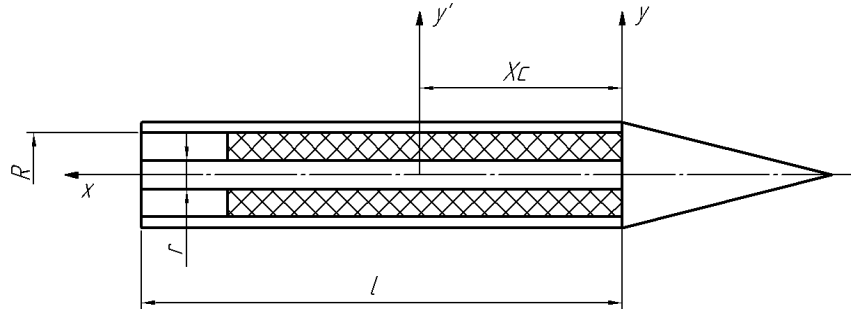


Рис. 3. Торцевое горение заряда с кольцевым сечением

Узел для задания характеристик МПР расположим в основании заряда, как это показано на рисунке 3.

Координата центра масс оставшейся части топлива в системе координат выбранного узла:

$$X_c = \frac{mL}{2m_0}.$$

Центральный осевой момент инерции топлива относительно оси X:

$$J_x = \frac{m(R^2 + r^2)}{2}.$$

Центральный осевой момент инерции топлива относительно оси параллельной оси Y:

$$J_y = \frac{m}{12} \left(3R^2 + 3r^2 + \left(\frac{mL}{m_0} \right)^2 \right) = \frac{m(R^2 + r^2)}{4} + \frac{m^3 L^2}{12m_0^2}.$$