Для построения математической модели данного этапа зададим систему отсчета. Точкой начала отсчета будет служить центр Земли - точка О. Выход на околоземную орбиту, совершается практически в одной плоскости, поэтому для простоты будем рассматривать проекцию нашего движения на плоскость Oxy декартовой системы координат. Начальные координаты обозначим x0, y0.

Для простоты будем считать, что на наше тело действуют силы: тяги двигателя, сопротивления воздуха и притяжения Земли, - действие всех прочих сил равно нулю.

Ускорение свободного падения считаем постоянным в рамках выхода на околоземную орбиту и допустим, что вся масса ракеты сосредоточена в её центре масс.

Учитывая всё вышесказанное, воспользуемся вторым законом Ньютона для описания движения ракеты-носителя:

(1)

Где:

1) – сила, с которой сгораемое топливо действует на ракету, отталкиваясь от неё и придавая ей ускорение. Для упрощения математической модели, будем считать, что Fтяги одинакова для каждого из двигателей, установленных в ракетоноситель:

(2)

2) – сила, с которой тело притягивается к поверхности Земли:

(3)

Где – ускорение свободного падения Земли, – зависимость массы ракеты от времени;

3) – сила сопротивления воздуха, оказываемая на ракету:

(4)

Где – коэффициент аэрокосмического сопротивления ракеты, – скорость, которой обладает ракета в момент времени , – площадь поперечного сечения ракеты, - зависимость плотности атмосферы от высоты, на которой находится ракета:

(5)

Где – плотность атмосферы на уровне моря, - текущая высота, на которой находится ракета, – характеристическая высота;

При совершении полёта ракета расходует топливо, уменьшая свою массу со временем. Введём переменную β, обозначающую расход топлива в килограммах за определённых промежуток времени (единица измерения равна кг/с). Первая и вторая ступени начинают работу в 1-ую секунду полёта, т.е. в , где секунд, равно времени действия первой ступени. Расход топлива в этот промежуток будет равен и для двигателей первой и второй ступени соответственно. В промежуток времени , когда работает только двигатель второй ступени, его расход топлива всё также равен . В промежуток времени , когда работает только двигатель третьей ступени и происходит набор необходимой высоты, относительно поверхности Земли, его расход топлива равен . В промежуток времени , когда не работает ни один двигателей ракеты, а происходит набор необходимой высоты, относительно поверхности Земли, расход топлива ракеты равен 0, а значит на данном этапе полёта, масса ракеты постоянна. В промежуток времени , когда работает только двигатель четвертой ступени и ракета уже находится на необходимой околоземной орбите, расход топлива будет . Далее в промежутки времени и ракета будет совершать этап окончательного выхода из сферы действия Земли. Таким образом масса ракеты будет постоянной.

Тогда зависимость массы от времени можно записать так:

(6)

Где m0 – начальная масса ракеты, m1 – сухая масса одного двигателя первой ступени, m2 – сухая масса двигателя второй ступени, m3 – сухая масса двигателя третьей ступени, m4 – сухая масса двигателя четвёртой ступени. Так как сила тяги двигателей константная величина, то и расход топлива будет постоянным для каждого двигателя на протяжении всего времени его полета

Запишем проекции 2-го закона Ньютона на оси X и Y, из формулы (1 – 6):

OX: (7)

OY: (8)

Где – угол между направлением силы тяги двигателей и центром Земли, – угол между направлением ускорения свободного падения Земли и её центром.

Из (7) и (8) выразим ускорение в момент времени t:

(9)

(10)

Запишем формулы скорости и ускорения по их определениям:

(11)

(12)

Для ухода от вычисления интегралов, условимся считать, что время в рассматриваемой задаче дискретно, что позволяет записывать вычисления тех или иных переменных задачи через рекуррентные соотношения. Ввиду этого удобно будет говорить о том, что каждое рекуррентное соотношение задает последовательность и что значение отдельно взятой переменной в некоторый момент времени есть член последовательности под номер . Все члены последовательностей будут нумероваться с нуля.

Момент времени вычисляется так:

(13)

Где , – натуральное число, – общее время полёта. При достаточно большом будем считать, что , переменные – const на отрезке времени . Тогда выведем формулы для пересчёта координат и скорости в следующий момент времени, считая, что :

Скорость в момент времени из формул (9-13) будет вычисляться следующим образом:

(14)

(15)

Где , при .

Аналогичными образом запишем формулы для вычисления координаты тела в следующий момент времени:

(16)

(17)

Где , при .