**Теоретическая часть**

**1. Основные допущения:**

**•** Мы моделируем движение ракеты в атмосфере Земли с учетом изменения массы из-за расхода топлива.

• Ускорение ракеты зависит от силы тяги двигателя, силы сопротивления воздуха и силы тяжести.

• Атмосфера представлена как среда с изменяющейся плотностью (по мере подъема ракеты).

• Ракета движется по траектории, которая может быть как вертикальной, так и наклонной (для простоты будем рассматривать вертикальный запуск).

**2. Основные силы, действующие на ракету:**

• Тяга ракеты (Т): Тяга создается двигателем ракеты, и она может изменяться с течением времени. Тяга зависит от расхода топлива, массы ракеты и характеристик двигателя.

- максимальная тяга,— время работы двигателя, — время.

• Гравитационная сила (G): Гравитация воздействует на ракету и направлена вниз.

Где - масса ракеты в момент времени — ускорение свободного падения на поверхности Земли (приблизительно 9.81 м/с}).

• Сила сопротивления воздуха (R): Сопротивление воздуха, или аэродинамическое сопротивление, зависит от скорости ракеты и плотности воздуха». Это сопротивление пропорционально квадрату скорости

где - коэффициент сопротивления, - плотность воздуха на высоте - скорость ракеты, - площадь поперечного сечения ракеты. Плотность воздуха зависит от высоты, и ее можно аппроксимировать через экспоненциальную зависимость:

где - плотность воздуха на уровне моря, - масштабная высота атмосферы (около 8 км).

• Масса ракеты: Масса ракеты уменьшается из-за расхода топлива. Масса ракеты меняется по закону:

Где — начальная масса ракеты (включая топливо) — расход топлива.

**3. Основные уравнения движения ракеты: Модель полета ракеты можно описать с помощью второго закона Ньютона:**

где:

* ﻿﻿ - масса ракеты в момент времени t,
* ﻿﻿ - ускорение ракеты по вертикали,
* ﻿﻿- сила тяги,
* ﻿﻿ - сила тяжести,
* ﻿﻿ - аэродинамическое сопротивление.

Учитывая, что ракета движется по вертикали, траектория будет зависеть только от высоты и скорости , где:

Таким образом, уравнение движения можно записать как:

**4. Решение системы уравнений:**

Для решения этой системы уравнений необходимо учесть, что:

* ﻿﻿Масса ракеты изменяется со временем из-за расхода топлива.
* ﻿﻿Плотность воздуха зависит от высоты, которая также изменяется со временем.
* ﻿﻿Тяга ракеты также может изменяться с временем.

Решение таких дифференциальных уравнений можно осуществить численными методами, например, методом Эйлера или методом Рунге-Кутты.

**5. Параметры модели для ракеты Р-1В:**

* Начальная масса ракеты - 14320 кг
* Расход топлива - 9440 кг
* Длина (полная) - 17552 мм
* Диаметр корпуса - 1650 мм
* Ускорение свободного падения м/

**6. Численное решение**

Для численного решения модели можно использовать стандартные методы решения дифференциальных уравнений, такие как метод Рунге-Кутты 4-го порядка или метод Эйлера. Пример алгоритма численного решения:

1. Задаем начальные условия: начальная масса, начальная скорость (0 м/с), начальная высота (0 м).

2. Для каждого шага времени вычисляем текущие силы: тягу, гравитационную силу, сопротивление воздуха.

3. Обновляем скорость и высоту ракеты на основе этих сил.

4. Повторяем шаги до достижения заданной высоты или времени.

**Заключение:**

Математическая модель полета ракеты Р-1В представляет собой систему дифференциальных уравнений, которые описывают изменения массы, силы тяги, сопротивления воздуха и гравитации. Моделирование такого полета требует использования численных методов для получения точных траекторий и скоростей на разных этапах полета ракеты.