Национальный исследовательский университет «МИЭТ»

Лабораторная работа 2

Моделирование проблем ракетостроения

Выполнил:

Студент группы ПИН-44

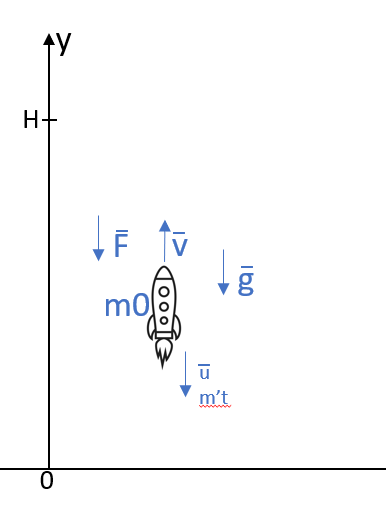
Мясников Максим

Москва, 2021 г.

**Модель 1**

**Постановка задачи**

Исследование изменения характеристической скорости одноступенчатой ракеты при взлете и зависимости достигнутой скорости при выходе на космическую орбиту от массы топлива

****

Допущения:

* Ракета – материальная точка

Входные данные:

* Скорость истечения сгорающего топлива u=3000м/с
* Масса ракеты на старте m0 = 500000 кг
* Граница космоса H = 100000 м
* Масса полезной нагрузки mp = (1000+-10) кг
* Коэффициент структурной массы λ = 0.02
* Скорость сгорания топлива m’t: (50000+-50) кг/с

Выходные данные (задачи):

* Зависимость скорости ракеты от достигнутой высоты, коэффициента структурной массы v(t, λ)
* Зависимость скорости ракеты от достигнутой высоты, скорости сгорания топлива v(t, m’t)
* Зависимость массы ракеты от достигнутой высоты при заданных условиях, скорость на границе космоса, оставшийся запас топлива

**Аналитическое исследование**

Структурная масса:



Начальная масса топлива:



Для решения задачи воспользуемся формулой Циолковского:



Высоту, на которую поднялась ракета. будем считать по формуле:



Т.о. имеем систему:



– для построения зависимостей воспользуемся методом итераций (будем брать шаг по времени Δt = 0.1 сек)

Для решения первой задачи рассмотрим диапазон λ = 0.02:0.03:0.2

Для решения второй задачи рассмотрим m’t = 10000:10000:50000

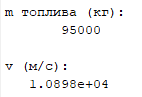
**Численное решение**

Задача 1. 

Задача 2. 

Задача 3. 

Результат вывода программы:



**Вывод и точность**

Для построенной модели:

1. Коэффициент структурной массы для эффективного взлета должен быть меньше 0,1
2. Скорость сгораемого топлива для эффективно взлета должна превышать 10000 кг/с
3. Характеристическая скорость ракеты по достижении границы космоса v = (10898+-3) м/с, что позволит ракете оставаться на орбите Земли, но не будет достаточным для того, чтобы покинуть Землю
4. При достижении границы космоса расходуется порядка 80% топлива.

**Основные источники ошибки**

1. Погрешность измерений (полезной массы, скорости сгорания топлива)
2. В данной модели производится расчет характеристической скорости, отсутствие в модели учета внешних сил (силы тяготения, силы давления атмосферы и т.п.)
3. Ошибки округления символьных вычислений среды matlab

**Модель 2**

**Постановка задачи**

Исследование изменения характеристической скорости одноступенчатой ракеты при взлете

Допущения:

* Рассмотреть модель 1, с учетом многоступенчатости структуры ракеты
* Изменение структурной массы при отбрасывании ступени: ms-new = 0.9 ms-old

Входные данные:

* Количество ступеней N

Выходные данные:

* Зависимость характеристической скорости от высоты и количества ступений

**Аналитическое исследование**

Изменение массы при отбрасывании ступени:



Отбрасывание ступени происходит при достижении m’t \*t значения равного i\*mt/N.

Будем рассматривать 1-5-ступенчатую ракету

**Численное решение**



**Вывод**

Для построенной модели эффективным кол-вом ступеней для покидания Земли является трехступенчатая (и более ступеней) конструкция.

**Приложение. Код программ, используемый при построении модели**

Модель 1. Задача 1.

clear

syms u

syms v

syms t

syms m\_d\_t

syms m\_p

syms m\_s

syms m\_t

syms h

H = 100000;

dt = 0.1;

v = u\*log(1+m\_d\_t\*t/(m\_s+m\_p));

h = v\*t+diff(v,t)\*t\*t/2;

v\_m0 = 500000;

v\_u = 3000;

v\_m\_p = 1000;

v\_m\_d\_t = 50000;

v = subs(v, 'u', v\_u);

v = subs(v, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

v = subs(v, 'm\_p', v\_m\_p);

h = subs(h, 'u', v\_u);

h = subs(h, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

h = subs(h, 'm\_p', v\_m\_p);

hold on

grid on

xlim([0 H])

for lambda = 0.02:0.03:0.2

clear vlh vlv vlm

vl = v;

hl = h;

v\_m\_s = v\_m0 \* lambda;

v\_m\_t = v\_m0 - v\_m\_s - v\_m\_p;

vl = subs(vl, 'm\_s', v\_m\_s);

vl = subs(vl, 'm\_t', v\_m\_t);

hl = subs(hl, 'm\_s', v\_m\_s);

hl = subs(hl, 'm\_t', v\_m\_t);

i = 1;

count = 0;

vlh(i) = double(subs(hl, 't', count));

vlv(i) = double(subs(vl, 't', count));

vlm(i) = double(subs((v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

while vlh(i) < H

count = count + dt;

i=i+1;

vlv(i) = double(subs(vl, 't', count));

vlh(i) = double(subs(hl, 't', count));

vlm(i) = double(subs((v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

end

plot(vlh, vlv)

end

xlabel('h, м')

ylabel('v, м/с')

x = 0:1000:H;

speed1 = x\*0+7844;

speed2 = x\*0+11200;

plot(x, speed1, '\*')

plot(x, speed2, '+')

legendVals = 0.02:0.03:0.2;

legendVals = arrayfun(@num2str, legendVals, 'UniformOutput', false);

legendVals(end+1) = {'ПКМ'};

legendVals(end+1) = {'ВКМ'};

legend(legendVals)

title('Зависимость скорости ракеты от достигнутой высоты, коэффициента структурной массы')

Модель 2. Задача 2.

clear

syms u

syms v

syms t

syms m\_d\_t

syms m\_p

syms m\_s

syms m\_t

syms h

H = 100000;

dt = 0.1;

v = u\*log(1+m\_d\_t\*t/(m\_s+m\_p));

h = v\*t+diff(v,t)\*t\*t/2;

v\_lambda = 0.02;

v\_m0 = 500000;

v\_u = 3000;

v\_m\_p = 1000;

v\_m\_s = v\_m0 \* v\_lambda;

v\_m\_t = v\_m0 - v\_m\_s - v\_m\_p;

v = subs(v, 'u', v\_u);

v = subs(v, 'm\_p', v\_m\_p);

v = subs(v, 'm\_s', v\_m\_s);

v = subs(v, 'm\_t', v\_m\_t);

h = subs(h, 'u', v\_u);

h = subs(h, 'm\_p', v\_m\_p);

h = subs(h, 'm\_s', v\_m\_s);

h = subs(h, 'm\_t', v\_m\_t);

hold on

grid on

xlim([0 H])

for v\_m\_d\_t = 10000:10000:50000

clear vlh vlv vlm

vl = v;

hl = h;

vl = subs(vl, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

hl = subs(hl, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

i = 1;

count = 0;

vlh(i) = double(subs(hl, 't', count));

vlv(i) = double(subs(vl, 't', count));

vlm(i) = double(subs((v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

while vlh(i) < H

count = count + dt;

i=i+1;

vlv(i) = double(subs(vl, 't', count));

vlh(i) = double(subs(hl, 't', count));

vlm(i) = double(subs((v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

end

plot(vlh, vlv)

end

xlabel('h, м')

ylabel('v, м/с')

x = 0:1000:H;

speed1 = x\*0+7844;

speed2 = x\*0+11200;

plot(x, speed1, '\*')

plot(x, speed2, '+')

legendVals = 10000:10000:50000;

legendVals = arrayfun(@num2str, legendVals, 'UniformOutput', false);

legendVals(end+1) = {'ПКМ'};

legendVals(end+1) = {'ВКМ'};

legend(legendVals)

title('Зависимость скорости ракеты от достигнутой высоты, скорости сгорания топлива')

Модель 1. Задача 3.

clear

syms u

syms v

syms t

syms m\_d\_t

syms m\_p

syms m\_s

syms m\_t

syms h

H = 100000;

dt = 0.1;

v = u\*log(1+m\_d\_t\*t/(m\_s+m\_p));

h = v\*t+diff(v,t)\*t\*t/2;

v\_lambda = 0.02;

v\_m0 = 500000;

v\_u = 3000;

v\_m\_p = 1000;

v\_m\_d\_t = 50000;

v\_m\_s = v\_m0 \* v\_lambda;

v\_m\_t = v\_m0 - v\_m\_s - v\_m\_p;

v = subs(v, 'u', v\_u);

v = subs(v, 'm\_p', v\_m\_p);

v = subs(v, 'm\_s', v\_m\_s);

v = subs(v, 'm\_t', v\_m\_t);

v = subs(v, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

h = subs(h, 'u', v\_u);

h = subs(h, 'm\_p', v\_m\_p);

h = subs(h, 'm\_s', v\_m\_s);

h = subs(h, 'm\_t', v\_m\_t);

h = subs(h, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

hold on

grid on

xlim([0 H])

i = 1;

count = 0;

vh(i) = double(subs(h, 't', count));

vv(i) = double(subs(v, 't', count));

vm(i) = double(subs((v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

while vh(i) < H

count = count + dt;

i=i+1;

vv(i) = double(subs(v, 't', count));

vh(i) = double(subs(h, 't', count));

vm(i) = double(subs(v\_m\_s+v\_m\_p+v\_m\_t-(v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

end

plot(vh, vm)

xlabel('h, м')

ylabel('m, кг')

title('Зависимость массы оставшегося топлива от высоты')

disp('m топлива (кг):')

disp(vm(end))

disp('v (м/с):')

disp(vv(end))

Модель 1. Погрешность

clear

syms u

syms v

syms t

syms m\_d\_t

syms m\_p

syms m\_s

syms m\_t

syms h

syms d\_mp

syms d\_mdt

v = u\*log(1+m\_t/(m\_s+m\_p));

dv = diff(v, m\_p)\*d\_mp + diff(v, m\_d\_t)\*d\_mdt

v\_lambda = 0.02;

v\_m0 = 500000;

v\_u = 3000;

v\_m\_p = 1000;

v\_m\_d\_t = 50000;

v\_m\_s = v\_m0 \* v\_lambda;

v\_m\_t = v\_m0 - v\_m\_s - v\_m\_p;

v\_dmp = 10;

v\_dmdt = 50;

dv = subs(dv, 'u', v\_u);

dv = subs(dv, 'm\_p', v\_m\_p);

dv = subs(dv, 'm\_s', v\_m\_s);

dv = subs(dv, 'm\_t', v\_m\_t);

dv = subs(dv, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

dv = subs(dv, 'd\_mp', v\_dmp);

dv = subs(dv, 'd\_dmdt', v\_dmdt);

disp('dv:')

disp(double(dv))

Модель 2.

clear

syms u

syms v

syms t

syms m\_d\_t

syms m\_p

syms m\_s

syms m\_t

syms h

H = 100000;

dt = 0.1;

v = u\*log(1+m\_d\_t\*t/(m\_s+m\_p));

h = v\*t+diff(v,t)\*t\*t/2;

v\_lambda=0.02;

v\_m0 = 500000;

v\_u = 3000;

v\_m\_p = 1000;

v\_m\_d\_t = 50000;

v = subs(v, 'u', v\_u);

v = subs(v, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

v = subs(v, 'm\_p', v\_m\_p);

h = subs(h, 'u', v\_u);

h = subs(h, 'm\_d\_t', v\_m\_d\_t);

h = subs(h, 'm\_p', v\_m\_p);

hold on

grid on

xlim([0 H])

for N = 1:1:5

clear vlh vlv vlm

vly = v;

hly = h;

v\_m\_s = v\_m0 \* v\_lambda;

v\_m\_t = v\_m0 - v\_m\_s - v\_m\_p;

vl = subs(vly, 'm\_s', v\_m\_s);

vl = subs(vl, 'm\_t', v\_m\_t);

hl = subs(hly, 'm\_s', v\_m\_s);

hl = subs(hl, 'm\_t', v\_m\_t);

i = 1;

count = 0;

vlh(i) = double(subs(hl, 't', count));

vlv(i) = double(subs(vl, 't', count));

vlm(i) = double(subs((v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

q = v\_m\_t/N;

while vlh(i) < H

count = count + dt;

i=i+1;

vlv(i) = double(subs(vl, 't', count));

vlh(i) = double(subs(hl, 't', count));

vlm(i) = double(subs((v\_m\_d\_t\* t), 't', count));

if(vlm(i) >= q)

q=q+ v\_m\_t/N;

v\_m\_s = 0.9 \* v\_m\_s;

vl = subs(vly, 'm\_s', v\_m\_s);

vl = subs(vl, 'm\_t', v\_m\_t);

hl = subs(hly, 'm\_s', v\_m\_s);

hl = subs(hl, 'm\_t', v\_m\_t);

end

end

plot(vlh, vlv)

end

xlabel('h, м')

ylabel('v, м/с')

x = 0:1000:H;

speed1 = x\*0+7844;

speed2 = x\*0+11200;

plot(x, speed1, '\*')

plot(x, speed2, '+')

legendVals = 1:1:5;

legendVals = arrayfun(@num2str, legendVals, 'UniformOutput', false);

legendVals(end+1) = {'ПКМ'};

legendVals(end+1) = {'ВКМ'};

legend(legendVals)

title('Зависимость скорости ракеты от достигнутой высоты, колличества ступеней')