**Московский Авиационный Институт**

**(Национальный исследовательский университет)**

**Проект по курсу**

**«Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»**

**I семестр**

**“** **Энергия - Буран, миссия 1992 года”**

**ЧЕРНОВОЙ ВАРИАНТ**

**Студенты:** Фролов М.О. Дьяченко Е.А. Долбус Д.А. Костенников Г.A.

**Группа:** М8О-112Б-23

Москва, 2023

**Состав команды CodeBrewers**

Фролов Матвей М80-112Б-23

- Тимлид

Задачи: Управление командой, постановка дедлайнов, часть обязанностей программиста.

Долбус Дмитрий М80-112Б-23

- Python-программист

Задачи: Написание автопилота, написание скриптов, постройка «Бурана» в KSP.

Дьяченко Елизавета М80-112Б-23

- Контент менеджер, математик

Задачи: оформление отчета, презентации, построение мат.модели (на подхвате).

Костенников Георгий М80-112Б-23

- Математик/физик

Задачи: построение мат.модели.

*P.s.*

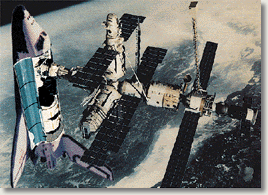
**Цели, которые только предстоит достичь:**

1. Достроить «Энергию – Буран» в KSP
2. Написать программу для автопилота
3. Написать скрипт для подсчёта для математической модели
4. Дописать математическую модель
5. Отчёт + презентация

**Описание миссии**

Космический аппарат "Буран" был результатом амбициозного советского проекта, направленного на создание многоразового орбитального корабля. В этот день 1988 года "Буран" осуществил свой первый и единственный полет в рамках программы "Энергия-Буран". "Буран" был сопровождаемый ракетой-носителем "Энергия", которая вывела корабль на орбиту. После двух оборотов вокруг Земли, "Буран" успешно совершил автоматическую посадку. Программа "Энергия-Буран" стала одним из самых крупных и длительных проектов в истории советской космонавтики. В ее осуществлении приняло участие более 1200 организаций, включая предприятия, которые ныне входят в Ростех.

"Буран" представлял собой значительный прорыв в развитии космической технологии и относился к семейству многоразовых орбитальных аппаратов.

Согласно техническим заданиям Министерства обороны и отраслевым программам в [НПО "Энергия"](http://buran.ru/htm/rocket.htm) были разработаны технические предложения и эскизные проекты по решению конкретных задач в реальных направлениях применения ОК "Буран". **Предусматривалось использовать ОК "Буран" для транспортно-технического обслуживания (ТТО) и ремонта орбитальных комплексов и космических аппаратов.** Так, например, транспортно-техническое обслуживание орбитальным кораблем "Буран" комплекса "Мир" (на рисунке справа) - его дооснащение (доставка модулей, энергоустановок и др.), многоразовое использование модулей и оборудования (их возвращение для профилактики и ремонта), доставка на Землю результатов работ - позволяет существенно повысить эффективность комплекса. Как разновидности задачи ТТО были рассмотрены диагностирование неисправных аппаратов как на орбите, так и после их возвращения с помощью ОК "Буран", а также оценка возможности их ремонта и повторного использования. Применительно к аппаратам космической разведки исследована возможность возвращения двух неисправных аппаратов и принятия решений по их дальнейшему использованию.



Детально проработано использование ОК "Буран" для развертывания и сборки больших конструкций. Это направление имеет принципиальное значение для создания космических антенн, солнечных энергоустановок и др. Обоснован эксперимент по отработке антенны космического радиотелескопа КРТ-30 и экспериментального космического комплекса наблюдения в составе бортового модуля на ОК "Буран". Особую роль ОК "Буран" может иметь для выведения и отработки на орбите особо дорогостоящих КА.

**Мат(физ) модели**

В ходе работы будет исследовано поведение космической ракеты, состоящей из двухступенчатой ракеты-носителя и космического шатла.

Будем считать ракету абсолютно твёрдым цилиндром с переменной массой.

Математическая модель должна позволять:

• определять положение ракеты и её частей в любой момент времени;

• рассматривать различные экстренные ситуации (отказ аэродинамического руля, утечка топлива);

Для упрощения разработки математической модели примем несколько гипотез:

1. Ракету-носитель будем считать абсолютно твёрдым телом цилиндрической формы c конусом на конце. Посадочные стойки ракеты будем считать упругими.

2. Масса ракеты изменяется со временем за счет сгорания топлива.

3. Рассмотрим случаи переменного и постоянного расположения центра масс ракеты.

4. Движение ракеты будем описывать законами классической механики Ньютона, так как максимальная скорость ракеты во много раз меньше скорости света.

5. Так же будем учитывать изменение положения посадочной платформы из-за вращения Земли.

6. В ходе нашего исследования будем рассматривать движение ракеты в трёхмерном пространстве, также ракета может вращаться вокруг трёх осей. Поэтому ракета имеет шесть степеней свободы. Положение ракеты будем задавать с помощью трёх осей координат и трёх осей вращения.

7. На ракету действует ветер и силы сопротивления воздуха, которые в общем случае изменяются вместе с высотой.

8. Тяга развивается за счёт двигателей, находящихся в нижней части ракеты. В носовой части ракеты расположены двигатели, обеспечивающие задание направления полёта ракеты, и аэродинамические рули. В нижней части ракеты расположены посадочные стойки, обеспечивающие мягкую посадку.

9. Место взлёта будем считать плоской и абсолютно твердой поверхностью.

10. Траекторию ракеты будем корректировать при помощи тяги двигателей в хвостовой и носовой части ракеты, а также угла наклона аэродинамических лопастей.

Характеристики ракеты соответствуют характеристикам ракеты-носителя "Энергия-Буран" (МКС 1К11К25)

Для решения данной задачи методами математического моделирования нам понадобятся некоторые входные данные:

|  |  |
| --- | --- |
| **Основные характеристики РН «Энергия»** | |
| Стартовая масса | 2400т |
| В том числе масса ОК (полезного груза) | 105т |
| Вид топлива |  |
| Блок Ц | кислород-водород |
| Блок А | кислород-керосин |
| Габаритные размеры РН |  |
| высота | 60м |
| ширина | 18м |
| Габаритные размеры блока Ц |  |
| длина | 58,1м |
| диаметр | 7,7м |
| Габаритные размеры блока А |  |
| длина | 38,3м |
| диаметр | 3,9м |

В математической модели будем выделять несколько основных фаз полёта ракеты:

* + Взлёт – участок траектории ракеты от запуска основных двигателей до отсоединения второй ступени.
  + Манёвр – участок траектории ракеты с момента отсоединения второй ступени и до запуска тормозных двигателей.
  + Посадка – участок траектории ракеты с момента запуска тормозных двигателей и до приземления на посадочную платформу.

**Взлёт.**

Уравнения движения мы будем решать численно при помощи средств программирования и математических пакетов. Для описания траектории движения ракеты воспользуемся классическими законами механики. Так как мы рассматриваем случай переменной массы, то промежуток времени возьмём стремящимся к нулю, на котором мы будем описывать траекторию ракеты. Запишем второй закон Ньютона (1) для ракеты за этот промежуток времени.

**P**  **F**

*t p*

;*t*  0

, (1)

Δ**P** ,–, изменение вектора импульса ракеты, **Fp** ,–, равнодействующая сил, действующих на ракету, Δt ,–, промежуток времени действия сил.

Распишем импульс ракеты до (2) и после (3) выброса топлива.

**P**0  *m***v** ,

(2)

где

**P**1  (*m*  *m*)(**v**  **v**), (3)

**P**1 ,–, импульс ракеты после выброса топлива, m ,–, масса ракеты и топлива, Δm

,–, масса выброшенного топлива, **v** ,–, скорость ракеты до взаимодействия, Δ**v** ,–

, изменение вектора скорости ракеты.

Теперь запишем импульс выброшенного топлива двигателями:

9 9 9 9

**P**2  *mi* (**v****ui** )*mi* **v**  *mi* **ui**  *m***v**  *mi***ui** ,

где

*i*1

*i*1

*i*1

*i*1

(4)

**P**2 ,–, импульс выброшенного топлива для девяти двигателей ракеты,*i* ,–, номер двигателя,**u**i ,–, скорость выброшенного топлива *i* двигателем,

*Δmi* ,–, масса выброшенного топлива *i* двигателем по модулю. Запишем конечный импульс ракеты(5):

**P***k*

**P**k ,–, конечный импульс системы.

 **P**1  **P**2 , (5)

Вначале импульс системы равен **P0** из формулы (2).

Найдём изменение импульса системы (разность между (5) и (4)):

**P**  **P**1  **P**2  **P**3  (*m*  *m*)(**v**  **v**)  *m***v**  *mi* **ui**  *m***v** 

9

*i* 1

 *m***v**  *m***v**  **v***m*  *m***v**  *m***v**  *mi* **ui**

9

*i*1

* *m***v** 

 **v***m*  *mi* **ui**

9

*i* 1

(6)

Преобразуем закон Ньютона(1), подставив получившееся выражение из формулы (6):

**F***p*  **a***m*   *μi* **ui** ,

9

*i*1

9

где

**a***m*  **F***p*   *μi* **ui** .

*i*1

(7)

**a** ,–, вектор ускорения ракеты, µi ,–, скорость выброса топлива *i* двигателя.

Для описания массы в каждый момент времени запишем уравнение изменения массы(8):

*m**t*   *m*

0

 *t* *μ* ,

*i* 1

9

*i*

(8)

m0 ,–, масса до взаимодействия.

Разложим на составляющие равнодействующую силу(1)(добавить):

**F***p*  **F***G*  **F***л*.*б* , (9)

**F**G ,–, сила гравитационного притяжения Земли, **F**лб ,–, сила лобового сопротивления.

Для описания гравитационных сил действующих на ракету со стороны Земли запишем закон гравитационного притяжения(10):

*F*  *G*

*M з m*  *G*

*M з m* ,

где

*з*

*G* (*R*

 *h*)2

(*x*2  *z* 2  *y* 2 )

(10)

G ,–, гравитационная постоянная, Mз ,–, масса Земли, (x,y,z) ,–, координаты центра масс ракеты

Спроецируем силу гравитационного притяжения на оси координат. Для задания тригонометрических функций будем использовать координаты :

*FG*, *X*

 *G*

*Mз m*

1.  *G*

*Mз mx*

3

,

2 2 2

(*x*  *z*  *y* )2

*FG* ,*Y*

(*x*2  *z*2  *y*2 )

*z* 2  *y* 2  *x*2

 *G*

*Mз m*

1.  *G*

*Mз my*

3

,

2 2 2

(*x*  *z*  *y* )2

*FG* ,*Z*

(*x*2  *z* 2  *y* 2 )

*z* 2  *y*2  *x*2

 *G*

*Mз m*

1.  *G*

*Mз mz*

3

,

2 2 2

(*x*  *z*  *y* )2

(11)

Для описания сил сопротивления воздуха, действующих на ракету, запишем закон лобового сопротивления для вытянутых тел.:

(*x*2  *z*2  *y*2 )

*z* 2  *y* 2  *x*2

где

*Fл*.*с*.

*q***v**2

*С*



2

2

*V* 3 ,

(12)

C ,–, коэффициент аэродинамического сопротивления, V ,–, объём ракеты, q ,–, плотность среды.

Спроецируем на оси, учтём, что сила направлена против скорости ракеты. Для задания тригонометрических функций будем использовать скорости:

*qv* 2 2 *v qvv* 2

*Fл*.*с*. *X*

 *С*

*V* 3 *X*  *С X V* 3

2 2

*v* 2  *v* 2  *v* 2

*XYZ*

*qv* 2 2 *v qvv* 2

*Fл*.*с*.*Y*

 *С*

*V* 3 \* *Y*  *С Y V* 3

2 2

*v* 2  *v* 2  *v* 2

*XYZ*

*qv* 2 2 *v qvv* 2

где

*Fл*.*с*.*Z*

 *С*

*V* 3 \* *Z*  *С Z V* 3

2 2

*v* 2  *v* 2  *v* 2

*XYZ*

(13)

vx,vy,vz ,–, проекции скоростей ракеты на оси x, y, z соответственно.

Спроецируем скорость выбрасывания топлива, которая направлена от носа ракеты:

где

*u X*  *u* cos *β* cos*α uY*  *u* cos *β* sin *α uZ*  *u* sin *β*

(14)

ux, uy, uz ,–, проекции скорости выброса топлива на оси, α ,–, угол между осью x проекцией ракеты, β ,–, угол между плоскостью образованную осями x и y и ракетой.

Спроецируем ускорение на оси взяв проекции сил и скоростей из уравнений ( (15):

*X G* , *X*

*a m*  *F*

*лс*, *X*

* *F*
*  *μiui* cos *β* cos*α* ,

*i*1

9

9

*Y G* ,*Y*

*a m*  *F*

* *Fлс*,*Y*   *μiui* cos *β* sin *α* ,

*i*1

*aZ m*  *FG* ,*Z*  *Fлс*,*Z*   *μiui* sin *β* , (15)

9

*i* 1

Для ориентации ракеты в пространстве мы используем три угла:

* + угол α, который находится в плоскости XY между проекцией ракеты на эту плоскость и OX.
  + угол β, который находится в плоскости XZ между проекцией ракеты на плоскость XY и осью ракеты.
  + угол γ, который является углом поворота относительно центра цилиндра.

Для задания изменения угла со временем запишем уравнение вращения для ракеты по трём осям.

Ось альфа.

Запишем уравнение основное уравнение динамики вращения на ось альфа(16):

 **M**  **L** , (16)

*t*

Момент импульса можно записать как(17):

**L**  **kP**  **ω***I* , (17)

Момент инерции записывается как(18):

*I*   *r*2 *m*

*k*

*k*

, (18)

*k*

Момент силы записывается как(18):

**M**  **Fk**

(19)

где

**M** ,–, момент силы, Δt ,–, промежуток времени, Δ**L** ,–, изменение момента импульса, **P** ,–, импульс вращающегося тела, **k** ,–, плечо вращающегося тела, ω

,–, угловая скорость, I ,–, момент инерции тела.

Плечо для девяти двигателей в предположении, что один из двигателей в центре и двигатели расположены симметрично, можно записать как (с учётом проекции на плоскость XY):

где

*K*  *R* cos(*γ*  (*i* 1) *π* ) , (20)

*i* 4

Ki ,–, плечо для i двигателя в проекции на ось вращения альфа, R ,–, радиус расположения двигателей ракеты, γ ,–, угол поворота ракеты относительно оси гамма.

Запишем момент импульса на плоскость альфа. Плечо для скорости ракеты равно нулю так как скорость направлена из центра:

*L*  *mvK* cos *β*  0 , (21)

0

8

*Lk*  (*m*  *m*)(*v*  *v*) cos *βK*  *mv* cos *βK*   *miui* cos *βKi*  *ωa I* 

*i*1

  *miui* cos *βKi*  *ωa I*

*n*1

*i*1

, (22)

*L*   *miui* cos *βKi*  *ωa I*  *t* *M* , (23)

*n*1

*i*1

*t* *M*   *miui* cos *βKi*

*ω*

8



*i*1

*a I*

, (24)

ωα ,–, угловая скорость относительно оси альфа, К ,–, плечо для импульса ракеты.

Найдём сумму моменты сил действующих на ракету.

 *M*  **M***Fg*  **M***Fлл*

(25)

Так как силы направлены из центра масс, то плечи сил равны нулю.

 *M*  0 , (26)

Ось бета.

Запишем уравнение основное уравнение динамики вращения на ось бета(27):

 **M**  **L** , (27)

*t*

Момент импульса можно записать как(17):

**L**  **kP**  **ω***I* , (28)

Момент инерции записывается как(18):

*I*   *r*2 *m*

*k*

*k*

, (29)

*k*

Момент силы записывается как(18):

**M**  **Fk**

(30)

где

**M** ,–, момент силы, Δt ,–, промежуток времени, Δ**L** ,–, изменение момента импульса, **P** ,–, импульс вращающегося тела, k ,–, плечо вращающегося тела, ω

,–, угловая скорость, I ,–, момент инерции тела.

Плечо для n числа двигателей, в предположении, что один из двигателей в центре и двигатели расположены симметрично, можно записать как (с учётом проекции на плоскость ZX).

где

*K i*  *R* sin(*γ*

 (*i* 

*π*

1) )

4

, (31)

Ki ,–, плечо для i двигателя в проекции на ось вращения бета, R ,–, радиус расположения двигателей ракеты, γ ,–, угол поворота ракеты относительно оси гамма.

Запишем момент импульса на плоскость альфа. Плечо для скорости ракеты равно нулю так как скорость направлена из центра:

*L*  *mvK* cos *α*  0

0

8

(32)

*Lk*  (*m*  *m*)(*v*  *v*)cos*αK*  *mv* cos*αK*  *miui* cos*αKi*  *ωβ I* 

*i*1

  *miui* cos*αKi*  *ωβ I* , (33)

*n*1

*i*1

*L*   *miui* cos*αKi*  *ωβ I*  *t* *M* , (34)

*n*1

*i*1

где

*ωβ* 

*t* *M*   *miui* cos*αKi*

*i*1

8

*I*

, (35)

ωb ,–, угловая скорость относительно оси бета. Найдём сумму моменты сил действующих на ракету.

 *M*  **M***Fg*  **M***Fлл* , (36)

Так как силы направлены из центра масс, то плечи сил равны нулю.

 *M*  0 , (37)

Ось гамма.

На оси вращения гамма не действуют силы при взлёте, также она не имеет никаких моментов импульса.

**Маневр.**

При маневре у нас будут задействованы боковые двигатели, расположенные в носовой части ракеты. Однако они не окажут влияния на скорость ракеты так, как перпендикулярны скорости ракеты. Значит, для описания движения ракеты мы можем использовать уравнение движения при взлёте(15).Изменится лишь закон изменения массы(8)(38):

*m**t*  *m*

0

 *t* *i i*1

9

*μ*

* *mb*1
* *mb* 2

(38)

Δmb1, Δmb2 ,–, массы топлива выброшенного боковыми двигателями.

В уравнении вращения тела осей альфа и бета (24), (35) добавится ещё два момента импульса, выброшенного топлива, их направление противоположно будет зависеть от ориентации ракеты по оси гамма.

Изменения в уравнении моментов для оси бета:

*Lk*  (*m*  *m*)(*v*  *v*) cos*αK*  *mv* cos*αK*  *miui* cos*αKi*  *ωβ I* 

8

*i*1

*n*1

*mb*1 *ub*1 cos*γkb* cos *β* *mb* 2 *ub*2 cos*γ kb* cos *β* 

 *miui* cos*αKi*  *ωβ I*  *mb*1 *ub*1 cos*γkb* cos *β* *mb* 2 *ub* 2 cos*γ kb* cos *β* , ,(39)

*i* 1

*L*  *miui* cos*αKi*  *ωβ I*  *mb*1 *ub*1 cos*γkb* cos *β* *mb* 2 *ub* 2 cos*γ kb* cos *β* 

*n*1

*i*1 ,(40)

 *t* *M*

*ωβ*

где

*t* *M*



* *mb*1 *ub*1 cos*γkb* cos *β* *mb* 2 *ub* 2 cos*γ kb* cos *β*

*I*

*  *miui* cos*αKi*

*i* 1

8

, (41)

ωβ ,–, угловая скорость относительно оси альфа, К,--, плечо для импульса ракеты, ub1, ub2 ,–, скорость топлива выброшенного боковыми двигателями, Kb

,–, расстояние от центра масс до боковых двигателей. Изменения в уравнении моментов для оси альфа:

8

*Lk*  (*m*  *m*)(*v*  *v*) cos *βK*  *mv* cos *βK*   *miui* cos *βKi*  *ωβ I* 

*i*1

*mb*1 *ub*1 sin *γkb* cos *β* *mb*2 *ub* 2 sin *γ kb* cos *β* 

 *miui* cos *βKi*  *ωβ I*  *mb*1*ub*1sin *γkb* cos *β* *mb* 2 *ub* 2 sin *γ kb* cos *β* , (42)

8

*i*1

*L*  *miui* cos *βKi*  *ωβ I*  *mb*1 *ub*1 sin *γkb* cos *β* *mb* 2 *ub* 2 sin *γ kb* cos *β* 

*n*1

*i*1 ,(40)

 *t* *M*

*ωβ* 

*t* *M*

* *mb*1 *ub*1 sin *γkb* cos *β* *mb* 2 *ub* 2 sin *γ kb* cos *β*   *miui* cos *βKi*

*i* 1

8

*I*

, (44)

**Посадка.**

Во время посадки для регулировки положения ракеты используются аэродинамические рули. Они будут создавать силы сопротивления воздуха, которые будут изменять положение ракеты. Зададим их при помощи уравнения (определить). В равнодействующую силу добавится ещё одна сила, которая будет являться равнодействующей сил сопротивления воздуха действующих на аэродинамические рули.

**F***p*  **F***G*  **F***л*.*б*  **F***р*.*а*. *р* , (45)

Fр.а.р,-,равнодействующая сил сопротивления создаваемых аэродинамическими рулями.

(Пока здесь нет описания Fрар)

Изменим уравнение движения для взлёта(15) в соответствии с предыдущими утверждениями. Добавим проекции сил сопротивления аэродинамических рулей.

*X G* , *X*

*a m*  *F*

*лс*, *X*

* *F*

*pap*, *X*

* *F*
*  *μiui* cos *β* cos*α* ,

*i*1

9

*Y G* ,*Y*

*a m*  *F*

*лс*,*Y*

* *F*

*pap* ,*Y*

* *F*
*  *μiui* cos *β* sin *α* ,

*i*1

9

*Z G* ,*Z*

*a m*  *F*

*лс*,*Z*

* *F*

*pap* ,*Z*

* *F*
*  *μiui* sin *β* , (46)

*i*1

9

Так же изменится основное уравнение моментов для всех трёх осей.

В ходе численного эксперимента рассматривалась математическая модель движения ракеты в трехмерном пространстве.

Модель позволяет рассмотреть три этапа полета ракеты:

* + взлёт
  + выход на орбиту
  + посадка

**План программной реализации.**

*# Скрипт на питоне:*

- Импорт библиотек;

- Запуск встроенного сервера КСП;

- Соединение скрипта на питоне с сервером в КСП;

- Настройка автопилота и запуск ракеты по параметрам физической модели;

- Мониторинг всех показателей корабля и сравнение с ожидаемыми;

- Возврат корабля на Кербин.

**Критерии сравнение симуляции и мат модели.**