

*МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ*

*Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования*

«Московский Авиационный Институт

(Национальный Исследовательский Университет)»

Институт №8 «Компьютерные науки и прикладная математика»

Кафедра 806 «Вычислительная математика и программирование»

Проект

*по дисциплине “Введение в авиационную и ракетно-космическую
технику” 1 семестра*

Группа М8О-109Б-23

Велиев Р. Р.

Юнусов Р. А.

Юсупов А. М.

Москва, 2023

Проект по ВАРКТ

Название команды: *"Insight"*

Группа: *M8O-109-23*

Состав команды:

1. Велиев Рауф - лидер команды, ответственный по распределению информации, отчёт, видео-отчёт.
2. Юнусов Руслан - ответственный за составление математической и физической модели, историк миссии, создатель презентации.
3. Юсупов Артём - ответственный за создание космического аппарата и реализацию полёта в игре Kerbal Space Program.

Цель работы: смоделировать полет ракеты "Аполлон-8" в программе Kerbal Space Program.

Задачи:

1. Изучить информацию о миссии "Аполлон - 8";
2. Провести расчеты и создать математическую и физическую модели;
3. На основе автопилотируемых программ совершить полет в программе Kerbal Space Program;
4. Построив графики, сравнить полученные программой и предполагаемые математической моделью данные полёта;
5. Подвести итоги по проделанной работе.

Глава 1. Описание миссии

Миссия **Аполлон-8** была важным историческим событием, она является восьмым пилотируемым полетом американской лунной программы "Аполлон". Миссия состояла в том, чтобы доставить людей на орбиту Луны и вернуть их на Землю.

Аполлон-8 был запущен 21 декабря 1968 года на ракете **Сатурн-5** с

Характеристики ракеты-носителя **Сатурн - 5**

Высота (трех ступеней), м	85,7
Максимальный диаметр, м	13
Размах по стабилизаторам, м	18
Сухой вес ракеты, т	235
Стартовый вес, т	2728,5
Полезная нагрузка на орбите 500 км, т	120
Полезная нагрузка на параболической орбите, т	45

космического центра Кеннеди во Флориде. Экипаж миссии состоял из трех астронавтов: командира Фрэнка Бормана, пилота модуля командного и сервисного Джеймса Ловелла и пилота лунного модуля Уильяма Андерса.

Целью миссии **Аполлон-8** было выполнить мягкую посадку на Луну, но вместо этого было принято решение осуществить орбитальный полет вокруг Луны. Это было обусловлено техническими проблемами с разработкой лунного модуля, который был не готов к полету.

Космический корабль **Аполлон-8** отправился в траекторию полета к Луне, совершил 10 оборотов вокруг орбиты спутника, уделяя первостепенное внимание местам будущих лунных посадок. Во время полета астронавты совершили историческое событие - они стали первыми людьми, которые увидели темную сторону Луны.

После этого **Аполлон-8** совершил успешное возвращение на Землю. Капсула с астронавтами приземлилась в океане, где их подобрала спасательная команда.

Миссия **Аполлон-8** сыграла важную роль в развитии программы "Аполлон". Она позволила проверить системы корабля, протестировать возможность полета вокруг Луны и оценить потенциальные риски и проблемы перед пилотируемой посадкой на Луну.

Краткое описание параметров миссии

Как первый космический корабль с экипажем, вышедший на орбиту более чем одного небесного тела, профиль Apollo 8 имел два разных набора орбитальных параметров, разделенных маневром транслунного впрыска. Лунные миссии "Аполлона" начнутся с номинальной круговой околоземной парковочной орбиты протяженностью 185,2 км. "Аполлон" 8 был выведен на начальную орбиту с апогеем в 185,18 км и перигеем в 184,40 км, с наклоном $32,51^\circ$ к экватору и периодом обращения в 88,19 минуты. Выброс топлива увеличил апогей на 11,9 км за 2 часа, 44 минуты и 30 секунд, проведенных на парковочной орбите.

За этим последовал транс лунный впрыск (TLI - translunar injection) третьей ступени S-IVB на 318 секунд, ускоривший командно-сервисный модуль весом 28 870 кг и испытательный модуль LM весом 9000 кг с орбитальной скорости 7 793 м / с до скорости впрыска 10 822 м / с, что установило рекорд по максимальной скорости относительно на Землю, по которой когда-либо путешествовали люди. Эта скорость была немного меньше, чем убегающая скорость Земли, равная 11 200 м / с, но вывела "Аполлон" 8 на вытянутую эллиптическую околоземную орбиту, достаточно близко к Луне, чтобы быть захваченным гравитацией Луны.

Стандартная лунная орбита для миссий Apollo планировалась как номинальная круговая орбита длиной 110 км над поверхностью Луны. Первоначальная лунная орбита представляла собой эллипс с перилуном длиной 111,1 км и аполуной длиной 312,1 км под наклоном 12° от лунного экватора. Затем он был округлен на 112,4 на 110,6 км с периодом обращения 128,7 минуты. Было обнаружено, что влияние лунных концентраций массы ("масконов") на орбиту больше, чем первоначально прогнозировалось; в течение десяти обращений вокруг Луны продолжительностью двадцать часов орбитальное расстояние было изменено до 117,8 на 108,5 км.

Лунная сфера влияния

Примерно через 55 часов 40 минут полета и за 13 часов до выхода на лунную орбиту экипаж "Аполлона" 8 стали первыми людьми, вошедшим в сферу влияния гравитации другого небесного тела. Другими словами, влияние гравитационной силы Луны на "Аполлон" 8 стало сильнее, чем влияние Земли. В то время, когда это произошло, "Аполлон" 8 находился на расстоянии 62 377 км от Луны и имел скорость 1220 м / с относительно Луны. Этот исторический момент мало интересовал экипаж, поскольку они все еще рассчитывали свою траекторию относительно стартовой площадки в Космическом центре Кеннеди. Они будут продолжать делать это до тех пор, пока не выполнят свою последнюю коррекцию курса в середине полета, переключившись на систему отсчета, основанную на идеальной ориентации для второго запуска двигателя, который они произведут на лунной орбите.

Последним крупным событием перед выводом на лунную орбиту была вторая коррекция курса в середине полета. Он был ретроградным (против направления движения) и замедлил космический корабль на 0,61 м / с, эффективно сократив ближайшее расстояние, на котором космический

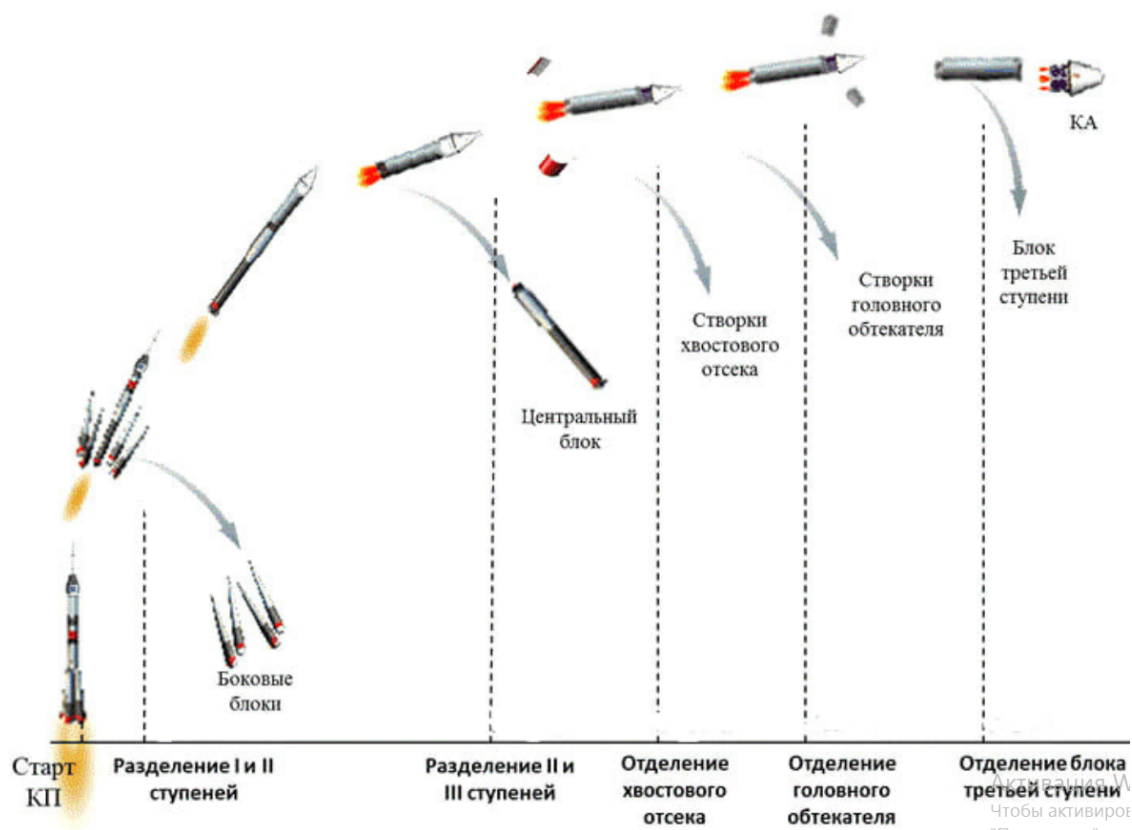
корабль пролетит мимо Луны. Ровно через 61 час после запуска, примерно в 38 900 км от Луны, экипаж сжег RCS за 11 секунд. Теперь они пролетят в 115,4 км от поверхности Луны.

Через 64 часа полета экипаж начал готовиться к выходу на лунную орбиту 1 (LOI-1). Этот маневр должен был быть выполнен идеально, и из-за орбитальной механики он должен был находиться на обратной стороне Луны, вне контакта с Землей. После того, как в Центре управления полетами был проведен опрос относительно решения "идти / не идти", через 68 часов экипажу сказали, что они отправляются "на лучшей птице, которую мы можем найти". Ловелл ответил: "Увидимся на другой стороне", и впервые в истории люди отправились за Луну без радиосвязи с Землей.

За десять минут, оставшихся до LOI-1, экипаж начал последнюю проверку систем космического корабля и убедился, что каждый переключатель находится в правильном положении. В то время они, наконец, впервые увидели Луну. Они летели над неосвещенной стороной, и именно Ловелл увидел первые лучи солнечного света, косо освещающие лунную поверхность. До обрушения LOI оставалось всего две минуты, поэтому у экипажа было мало времени, чтобы оценить вид.

Глава 2. Математическая модель

Описание взлёта с планеты



Ресурс полёта ракеты будем возмём за Δv - характеристическую скорость орбитального манёвра. Этот ресурс довольно просто посчитать из формулы Циолковского (которая определяет скорость, которую развивает летательный аппарат под воздействием тяги ракетного двигателя, неизменной по направлению, при отсутствии всех других сил):

$$\Delta v = v_e \ln\left(\frac{M_0}{M_p}\right) = v_e \ln\left(1 + \frac{M_T}{M_p}\right),$$

где M_T - масса топлива, M_p - масса ракеты без топлива, M_0 - масса ракеты с топливом, v_e - скорость истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя.

Предположим, что масса ракеты во время взлёта будет падать по следующему закону: $m(t) = m_0 - \alpha \cdot t$,

m_0 – начальная масса объекта, α – потраченное топливо, t – прошедшее время.

Поиск математического описания проблемы не составляет труда – в его основе все тот же второй закон Ньютона. $F_{\text{тяги}} - F_{\text{тяж.}} - F_{\text{сопр.}} = ma$, где

$F_{\text{сопр.}} = kv^2$. Мы можем увидеть, как ракета моментально набирает большую скорость. Поэтому, $F_{\text{сопр.}}$ можно пренебречь.

Тогда $F_{\text{сопр.}} = kv^2$, и уравнение для скорости в проекции на

вертикальную ось выглядит следующим образом: $\frac{dv}{dt} = \frac{F_{\text{тяги}} - m(t)g - kv^2}{m(t)}$.

Величина k пропорциональна площади сечения тела S , поперечного по отношению к потоку, и плотности среды $\rho_{\text{среды}}$ и зависит от формы тела. Обычно представляют $k = 0,5cS\rho_{\text{среды}}$, где c - коэффициент лобового сопротивления - безразмерен. Некоторые значения переменной c приведены в таблице вязкости и плотности жидкостей:

Жидкость	μ	ρ , кг/м ³
Бензин	0,65	$0,75 \cdot 10^3$
Глицерин	1499	$1,26 \cdot 10^3$
Керосин	2,17	$0,78 \cdot 10^3$
Мазут	3870	$0,8 \cdot 10^3$

Для полноты картины приведём таблицу плотности некоторых веществ:

Вещество	ρ , кг/м ³	Вещество	ρ , кг/м ³
Воздух	1,29	Глицерин	$1,26 \cdot 10^3$
Вода	$1 \cdot 10^3$	Алюминий	$2,7 \cdot 10^3$

Первая полученная система дифференциальных (уравнения (1), (2) находятся в системе) уравнений выглядит так:

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F_{\text{тяги}} - m(t)g - 0,5cS\rho_0 \cdot \exp(-\beta h) \cdot v^2}{m(t)}; \quad (1)$$

$$\frac{dh}{dt} = v(t); \quad (2)$$

Поясним, откуда мы взяли данные для неё:

Во-первых, не будем забывать, что на разных высотах плотность воздуха отличается от плотности воздуха на поверхности (пример из справочника: на высоте 5,5 км плотность воздуха **вдвое меньше**, чем у поверхности, на высоте 11 км - **вчетверо** и т.д). Учитывая это, введём новую формулу зависимости плотности атмосферы от высоты:

$$\rho = \rho_0 \exp(-\beta h),$$

где ρ_0 – плотность около поверхности Земли; β (коэффициент) $= 1,29 \cdot 10^{-4}$; h - высота полёта ракеты в данный момент (измеряется в метрах).

Ну а поскольку величина h меняется в ходе полета, уравнение для изменения $h(t)$ следует добавить к первому уравнению. Тем самым мы получаем систему выше.

Предполагая, что ракета летит к горизонту под углом, важно не забыть включить в систему закон изменения тяги двигателей и добавить 2-й закон Ньютона, отображая в проекциях на две оси Ox , Oy .

Получим окончательную систему - систему, поясняющую во время взлёта с Земли в какой позиции находится запущенная ракета (уравнения (1), (2), (3), (4), (5), (6) находятся в одной системе):

$$\frac{dv_y}{dt} = \frac{F_{\text{тяги}}(t) \cdot \sin(\alpha(t)) - m(t)g - 0,5c\rho_0 \cdot \exp(-\beta h) \cdot v^2 \cdot \sin(\alpha(t))}{m(t)}; \quad (1)$$

$$\frac{dv_x}{dt} = \frac{F_{\text{тяги}}(t) \cdot \cos(\alpha(t)) - 0,5c\rho_0 \cdot \exp(-\beta h) \cdot v^2 \cdot \cos(\alpha(t))}{m(t)}; \quad (2)$$

$$\frac{dh}{dt} = v_y(t); \quad (3)$$

$$m(t) = m_0 - \alpha \cdot t; \quad (4)$$

$$F_{\text{тяги}}(t) = F_{\text{тяги}0} + \varepsilon \cdot t; \quad (5)$$

$$\alpha(t) = \beta t; \quad (6)$$

Переход на орбиту Луны при помощи Гомановского перелёта

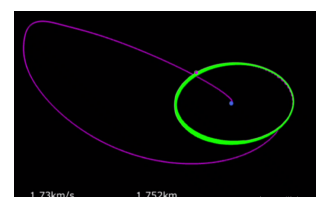
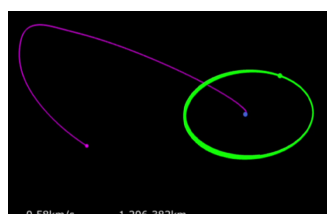
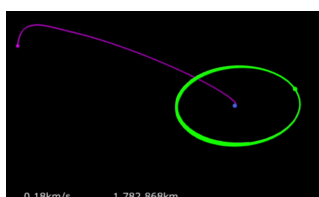
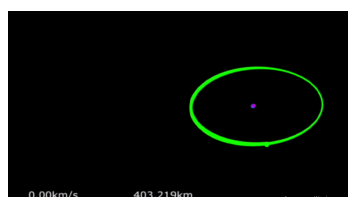
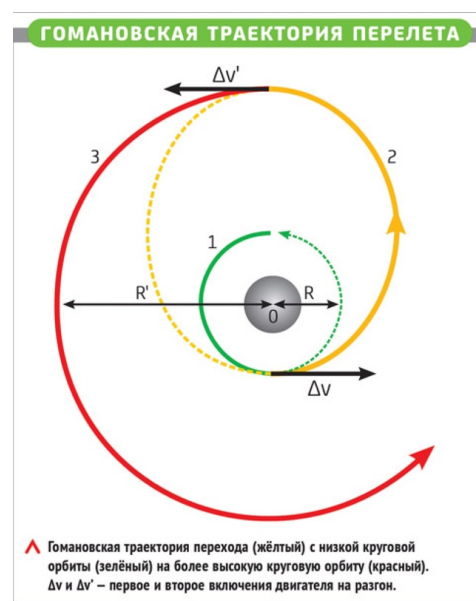
Гомановская траектория - эллиптическая орбита, используемая для перехода между двумя другими орбитами, обычно находящимися в одной плоскости. В простейшем случае она пересекает эти две орбиты в апоцентре и перигентре. Орбитальный манёвр для перехода включает в себя два импульса работы двигателя на разгон — для входа на гомановскую траекторию и для схода с неё. Названа в честь немецкого учёного Вальтера Гомана. По гомановской двух-импульсной перелёт траектории является самым эффективным и экономным по количеству используемого топлива, поэтому именно он будет использоваться для перехода с орбиты Земли на орбиту Луны.

Изначально, в некоторой точке начальной круговой орбиты (1) с помощью мгновенно отработавшего двигателя космический аппарат приобретает первый импульс скорости ΔV , направленный по касательной к орбите, и переходит на эллиптическую орбиту (2) с перигентром, совпадающим с точкой подачи первого импульса скорости.

Величина импульса скорости выбирается такой, чтобы в апоцентре (2). Необходим такой импульс скорости, чтобы эллиптическая орбита (2) соприкасалась с круговой орбитой планеты (орбита 3), где подается второй импульс скорости $\Delta V'$ по касательной к орбите. В

результате маневров аппарат достигает круговой орбиты необходимой планеты.

Также предварительно рассмотрим, как происходит гравитационный захват одного тела другим более массивным телом с последующим вращением обоих вокруг общего центра масс системы. Ниже представлена покадровая визуализация:



Для использования гомановского перелёта нам нужно узнать орбитальную скорость космического аппарата. Для этого будем использовать

следующую формулу: $v = \sqrt{\frac{\mu}{r}}$, где μ – гравитационный параметр, r – расстояние между кораблем и Землёй, a – длина большой полуоси орбиты.

Тогда величина ΔV , на которую ракета должна ускориться в перигеуме, равна разности v и $v = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}}$.

$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}} - 1 \right)$ - величина ΔV в перигеуме для поднятия апоцентра круговой орбиты радиуса r_1 до радиуса r_2 ;

$$\Delta V' = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}} \right).$$

По формулам выше мы можем найти скорости (а точнее их дельта-приращение)

Не помешает посчитать приращение сумм. Оно, в свою очередь, будет выглядеть следующим образом: $\Delta V_{\text{суммарное}} = \Delta V + \Delta V'$

Не будем забывать, что для дальнейших вычислений важным параметром является расход топлива Δm . Для его нахождения (в момент перелёта с орбит) будем пользоваться формулой Циолковского:

$$\Delta V_{\text{суммарное}} = I \cdot \ln \left(\frac{m_0}{m_0 - \Delta m} \right),$$

где $\Delta m = m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{I}} \right)$, I - удельный импульс двигателя ракеты, m_0 – изначальная масса.

Параметр e характеризует степень отклонения полуэллипса от сферической формы. В зависимости от значения эксцентриситета (e) полуэллипса Гомана можно судить о форме и гравитационном поле планеты или другого объекта. Этот параметр e можно вывести следующим образом из радиусов r_1 и r_2 :

$$e_{\text{орб}} = \frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1};$$

при $r_2 = a(1 + e_{\text{орб}})$ и $r_1 = a(1 - e_{\text{орб}})$.

Время t , за которое совершается переход, равно половине периода

гомановской орбиты: $t_{12} = \pi \frac{a^{\frac{3}{2}}}{\mu^{\frac{1}{2}}}$.

Итак, можно сделать вывод, что система уравнений будет выглядеть следующим образом (все уравнения находятся в системе:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2\bar{r}}{\bar{r}+1}} - 1 \right)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2}{\bar{r}+1}} \right)$$

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2$$

$$\bar{r} = \frac{r_2}{r_1}$$

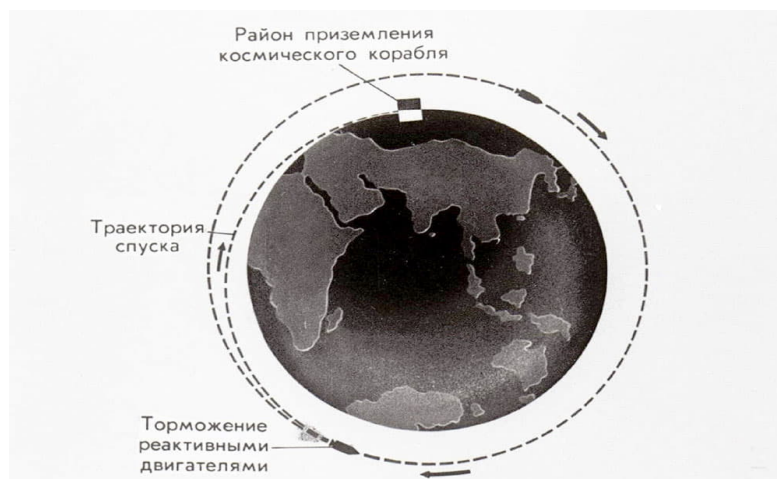
$$\Delta m = m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{I}} \right)$$

$$e_{\text{орб}} = \frac{r_2 - r_1}{r_2 + r_1}$$

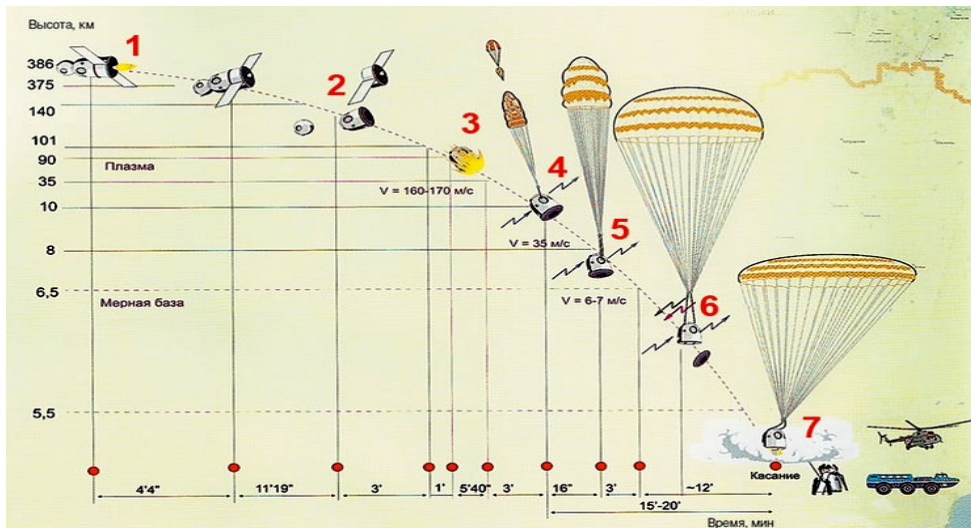
$$t_{12} = \pi \frac{a^{\frac{3}{2}}}{\mu^{\frac{1}{2}}}$$

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}$$

Посадка на Землю



Процесс посадки КА на поверхность Земли будет осуществляться после того, как скорость КА опустится ниже 1-ой космической. Этой скорости мы достигнем при помощи двигателя. Процесс посадки состоит из 2 этапов. Первый - свободное падение в атмосфере земли. Второй - торможение с помощью парашютов.



Для Процесса посадки косм. аппарата используем второй закон Ньютона:

$F_{\text{тяж.}} - F_{\text{сопр.}} = ma$, при $F_{\text{сопр.}} = k v^2$. Учитываем, что масса корабля меняться в процессе посадки не будет.

Система уравнений выглядит следующим образом:

$$\frac{dv_y}{dt} = g - \frac{0,5cS\rho_0(-\beta h) \cdot v^2 \cdot \sin(\alpha(t))}{m}; \quad (1)$$

$$\frac{dv_x}{dt} = \frac{v_0}{t} - \frac{0,5cS\rho_0(-\beta h) \cdot v^2 \cdot \cos(\alpha(t))}{m}; \quad (2)$$

$$\frac{dh}{dt} = v_y(t); \quad (3)$$

$$\alpha(t) = \beta t; \quad (4)$$

$$v_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r}}; \quad (5)$$

где r – радиус орбиты, v_0 – начальная скорость вращения по орбите

Система уравнений для следующего этапа посадки выглядит следующим образом:

$$\frac{dv_y}{dt} = v_1 + g - \frac{0,5cS\rho_0(-\beta h) \cdot v_y}{m}; \quad (1)$$

где v_1 – скорость сразу после раскрытия парашютов.

$$v_x = 0; \quad (2)$$

$$\frac{dh}{dt} = v_y(t); \quad (3)$$

Глава 3. Описание полёта в KSP

В данной главе представим подробное описание выполнения полёта на Луну в игре Kerbal Space Program с использованием вспомогательной программы MechJeb.

3.1 Подготовка и настройка автопилота

Прежде всего, полёт был реализован с использованием MechJeb, который предоставляет автопилотические возможности в KSP. Первоочередной задачей была настройка автопилота для взлета. Была установлена опция в MechJeb для оптимального распределения тяги двигателей, что способствует эффективному взлету.

3.2 Автопилот на выходе на орбиту

Следующим этапом был автоматизированный выход на орбиту Земли. MechJeb автоматически рассчитывал и выполнял необходимые маневры для достижения орбиты.

3.3 Навигация к Луне

После выхода на орбиту Земли, Луна была выбрана в качестве цели, и встроенный планировщик маневров в MechJeb был настроен на выполнение маневра перемещения к Луне.

3.4 Первичные маневры в орбите Луны

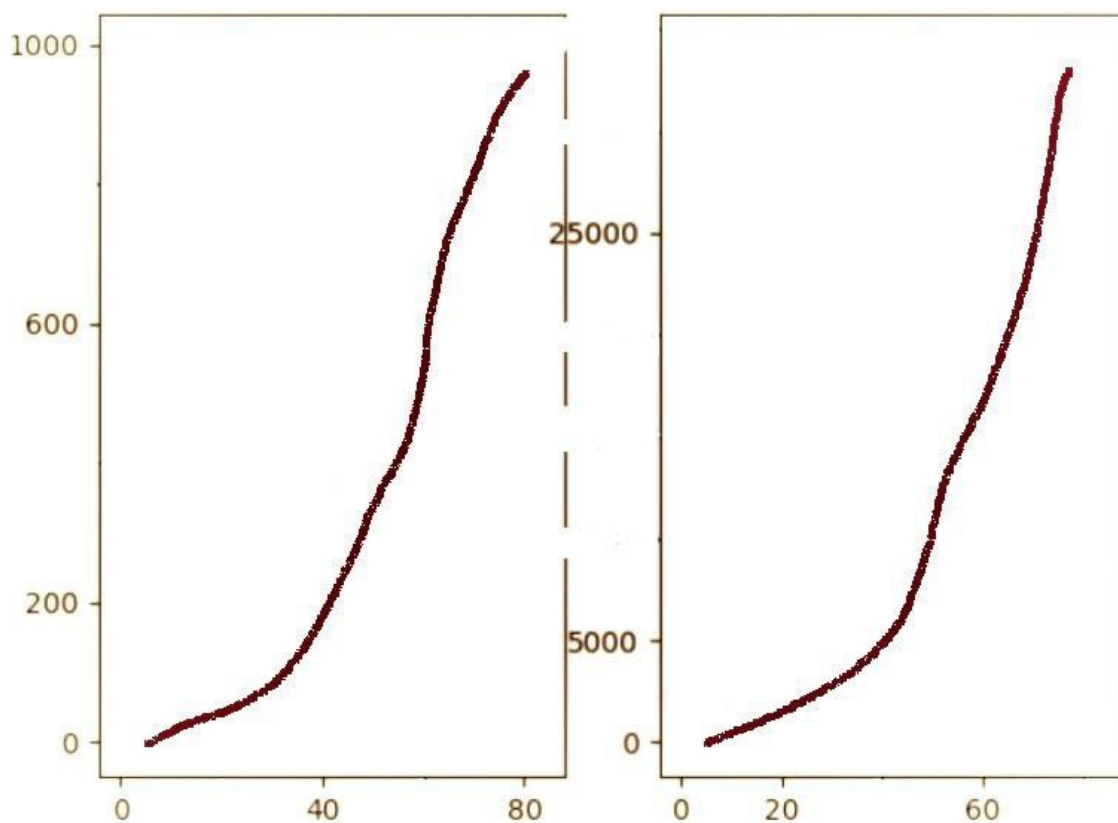
При подлете к Луне возникла необходимость выполнить ряд ключевых маневров. Сначала устанавливался периапсис на высоте 30 км, затем корректировалось наклонение орбиты до 0 градусов. После этого было проведено торможение в точке периапсиса, что привело к успешному выходу на орбиту вокруг Луны.

3.5 Орбита вокруг Луны и возвращение на Землю

Совершив 10 оборотов вокруг Луны, был выставлен маневр для возвращения к Земле. MechJeb снова рассчитал и провел необходимые маневры для возвращения к Земле. Завершая полёт, было произведено успешное приземление на поверхности Земли.

Глава 4. Сравнение графиков

Ниже представлены графики изменения скорости и высоты во время полёта (слева - математическая модель, справа - полёт в KSP):



Мат. модель

KSP

Данные и расчёты, использованные для сравнения, приведены в следующей ссылке:

https://github.com/Kiaxa228/apollon8_mission

Ниже представлен код на языке программирования Python, благодаря которому можно построить и сравнить полученные графики зависимости:

```

graph.py > ...
1  import matplotlib.pyplot as plt
2
3  speed = []
4  height = []
5  tm = []
6
7  #Берем значения файла с полученным данными во время полета
8  with open('stats.csv') as file_in:
9      ind = 0
10     for line in file_in:
11         if line.strip() == '':
12             continue
13
14         data = line.split(',')
15
16         speed.append(data[1])
17         height.append(data[-3])
18         tm.append(ind)
19
20         ind += 1
21
22 figure = plt.figure()
23 ax1 = figure.add_subplot(1, 2, 1) # создаем график номер 1
24 ax2 = figure.add_subplot(1, 2, 2) # создаем график номер 2
25 ax1.plot(tm[:60], speed[:60]) # график зависимости скорости от времени
26 ax2.plot(tm[:60], height[:60]) # график зависимости высоты от времени
27 plt.show()

```

Ссылка на видео полёта

<https://www.youtube.com/watch?v=LnTzDOP31jE>

Глава 5. Итоги работы

В процессе нашей командной работы, мы решили не просто повторить, а воссоздать историческую миссию Аполлон-8, проведенную американскими космонавтами. В течение нашей миссии мы успешно осуществили запуск, полет и приземление аналога космического аппарата. Это позволило нам ощутить на собственном опыте всю сложность и ответственность выполнения подобных космических задач.

Для обеспечения безопасности нашей миссии мы приложили усилия в разработке и использовании точных математических и физических

моделей. Нам пришлось вложить усилия для того, чтобы обеспечить максимальную достоверность проведенных моделирований.

При помощи программы Kerbal Space Program мы не просто провели симуляцию, а создали подробную виртуальную модель реального полета. Помимо этого, благодаря моду MechJeb, предназначенному для управления ракетой, мы смогли реализовать автоматический полет до спутника Земли. В течение этого полета наш аппарат выполнил 10 полных поворотов вокруг орбиты Луны, как и было в реальной миссии.

Не менее важной частью нашей работы стала слаженная командная деятельность и понимание необходимости правильной расстановки приоритетов при выполнении предстоящих задач. Мы осознали, что коллективная работа играет ключевую роль в достижении успеха в подобных проектах. Все полученные результаты работы команда "Insight" представила в различных форматах: отчеты, видео-отчеты, данные на github и подробные презентации, чтобы обеспечить максимально полное понимание проведенной работы и достигнутых результатов.

Источники

- 1) <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D0%BB%D0%BE%D0%BD-8#:~:text=%C2%AB%D0%90%D0%BF%D0%BE%D0%BB%D0%BB%D0%BE%CC%81%D0%BD%2D8%C2%BB%20%E2%80%94%D0%B2%D1%82%D0%BE%D1%80%D0%BE%D0%B9,%D0%BA%D0%BE%D1%81%D0%BC%D0%BE%D1%81%D0%B0%20%D0%B8%20%D0%B2%20%D0%B8%D1%81%D1%82%D0%BE%D1%80%D0%B8%D0%B8%20%D1%87%D0%B5%D0%BB%D0%BE%D0%B2%D0%B5%D1%87%D0%B5%D1%81%D1%82%D0%B2%D0%B0>
- 2) <https://kpfu.ru/portal/docs/F1905137221/Part2.pdf>
- 3) https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%BE%D0%BC%D0%B0%D0%BD%D0%BE%D0%B2%D1%81%D0%BA%D0%B0%D1%8F_%D1%82%D1%80%D0%B0%D0%B5%D0%BA%D1%82%D0%BE%D1%80%D0%B8%D1%8F
- 4) [KSP - Let's Do The Math - YouTube](#)
- 5) https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9E%D1%80%D0%B1%D0%B8%D1%82%D0%B0%D0%BB%D1%8C%D0%BD%D1%8B%D0%B9_%D0%BC%D0%B0%D0%BD%D1%91%D0%B2%D1%80
- 6) <https://www.nasa.gov/>

7) https://ru.wikipedia.org/wiki/Гомановская_траектория