МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РФ

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»

**ОТЧЁТ**

По дисциплине:«Введение в авиационную и ракетно-космическую технику»

На тему: «Вывод на орбиту функционально-грузового блока «Заря»»

Оценка: Выполнили:

Подпись преподавателя: Группа М8О-115Б-24

Баженкова Н. В.

Епифанов Е. А.

Попов А. Д.

Синькин А.В.

Томский А. А.

Москва, 2024

# Список исполнителей

**Название команды:** «РСДРП»

**Группа:** М8О-115БВ-24

**Состав команды:**

1. Баженкова Наталья — отчёт, история миссии, презентация, видео;
2. Епифанов Егор — отчёт, KSP;
3. Попов Андрей — математическая модель;
4. Синькин Андрей — тимлид, отчёт, история миссии, математическая модель, графики;
5. Томский Антон — математическая модель.

# Реферат

Данные по объему отчета:

* Страниц – 22;
* Книг отчета – 1;
* Иллюстраций – 12;
* Использованных источников – 8.

**Цель работы**:

Смоделировать запуск на орбиту Земли модуля МКС «Заря» в программе Kerbal Space Program. Создать физико-математическую модель. Сравнить результаты.

# Содержание:

[Реферат 3](#_Toc185723390)

[Глава 1. Описание миссии 5](#_Toc185723392)

[Глава 2. Математическая модель 6](#_Toc185723393)

[Глава 3. Описание полёта в KSP 7](#_Toc185723394)

[Глава 4. Сравнение графиков полёта в KSP и воссозданных с помощью математической модели 8](#_Toc185723395)

[Глава 5. Итоги работы 9](#_Toc185723396)

[Источники 10](#_Toc185723397)

# Глава 1. Описание миссии

**Предыстория миссии**

Модуль был построен российским ГКНПЦ им. Хруничева по заказу американской стороны. Проект российского модуля был выбран американцами вместо предложения компании Локхид, модуля «Bus-1», благодаря меньшим финансовым затратам ($220 млн против $450 млн). По условиям контракта ГКНПЦ также обязался построить дублирующий модуль, ФГБ-2. При разработке и строительстве модуля интенсивно использовался технологический задел по Транспортному кораблю снабжения, на основе которого ранее уже были построены некоторые модули орбитальной станции «Мир». [1, 2, 3]

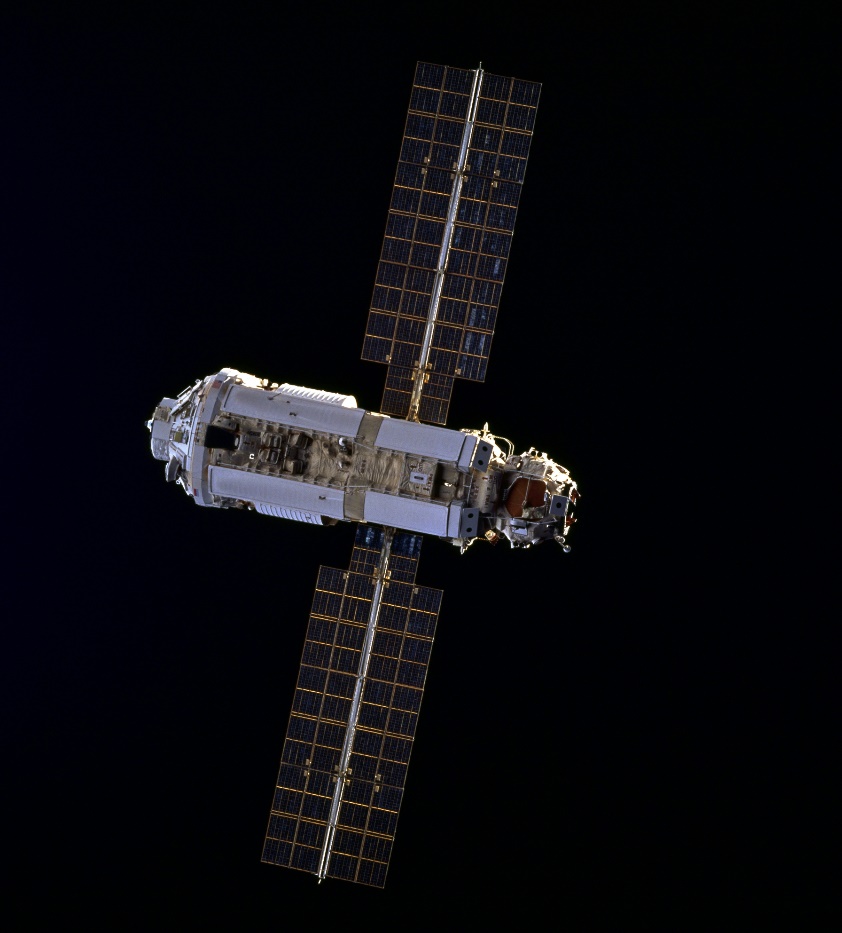


Рисунок 1.1 Фотография ФГБ «Заря» [2]

**Конструкция**

Функционально-грузовой блок «Заря» изготовлен в России по контракту с компанией Боинг. Является модулем Международной космической станции. Является собственностью NASA, поскольку строительство финансировалось США, но относится к российскому сегменту МКС. Модуль «Заря» создан с использованием материалов и комплектующих российского производства на базе тяжёлой многоцелевой платформы (функционально-грузовой блок 11Ф77). [1, 2, 3]

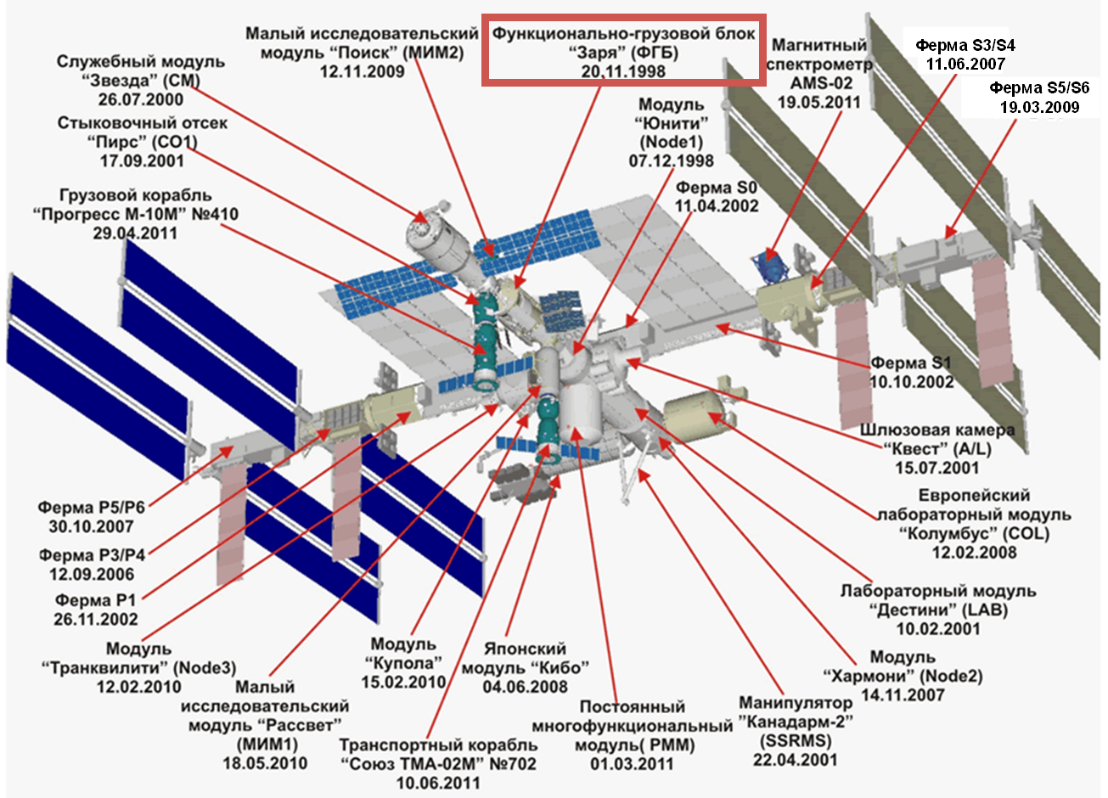


Рисунок 1.2 Конструкция МКС [4]

Значительным преимуществом было полное энергетическое снабжение за счёт солнечных батарей, а также наличие собственных двигателей, позволяющих маневрирование и корректировку положения модуля в пространстве. Модуль имеет цилиндрическую форму с шарообразным головным отсеком и конической кормой, его длина составляет 12,6 м при максимальном диаметре 4,1 м. Две солнечных батареи, габариты которых составляют 10,7 м × 3,3 м, создают среднюю мощность в размере 3 КВт. Энергия сохраняется в шести аккумуляторных никель-кадмиевых батареях. «Заря» оснащена 24 средними и 12 малыми двигателями для корректировки пространственного положения, а также двумя крупными двигателями для орбитальных манёвров. 16 баков, закреплённых снаружи модуля, могут содержать до 6 тонн топлива. Модуль имеет три стыковочных узла. [1, 2, 3]

**Характеристика РН «Протон-К» [6]**

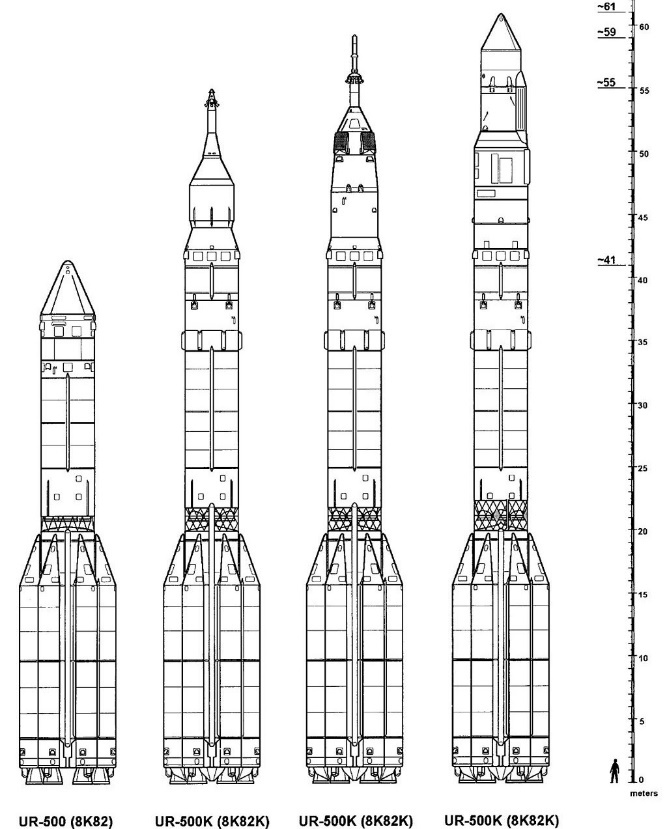


Рисунок 1.3 Сравнение аппаратов семейства Протон [9]

**Стартовая масса ракетоносителя** – до 700 тонн.

**Полная длина** – примерно 58 метров.

**Количество ступеней** – 3 (4 с разгонным блоком).

Описание ступеней ракетоносителя:

1. **Первая ступень:**

Первая ступень состоит из центрального и шести боковых блоков (разделение не происходит), расположенных симметрично вокруг центрального.

Центральный блок включает в себя переходный отсек, бак окислителя и хвостовой отсек, в то время как каждый из боковых блоков ускорителя первой ступени состоит из переднего отсека, бака горючего и хвостового отсека, в котором закреплён двигатель.

Основной задачей ступени является обеспечение начального разгона и выведения ракеты на высоту, достаточную для включения второй ступени.

**Тяга –** ~10000 кН (6 двигателей РД-275 [5]).

1. **Вторая ступень:**

Вторая ступень имеет цилиндрическую форму и состоит из переходного, топливного и хвостового отсеков.

Двигатели второй ступени запускаются раньше начала выключения маршевых ЖРД первой ступени, что обеспечивает «горячий» принцип разделения ступеней.

Задача – продолжение разгона аппарата и подготовка к выводу на орбиту.

**Тяга –** ~2400 кН (4 двигателя РД-0210 [8])

1. **Третья ступень:**

Финальная ступень ракетоносителя, использующая один жидкостный ракетный двигатель, который включался после отделения второй ступени.

Необходима для вывода полезной нагрузки на земную орбиту.

**Тяга –** ~600 кН (двигатель РД-0212 [7])

1. **Четвёртая ступень:**

Данная ступень называется «разгонным блоком» и используется для выполнения межпланетного перелёта.

**Тяга –** ~84 кН (двигатель 11Д58М)

# Глава 2. Математическая модель

Детально разберём следующие этапы полёта:

* От взлёта до отделения первой ступени;
* От отделения первой ступени до отделения второй ступени.

Во-первых, используя Второй закон Ньютона, рассчитаем равнодействующую сил, действующих на ракету в любой момент времени:

Также в качестве центра координат выберем центр Земли. По итогу получаем следующую систему координат:

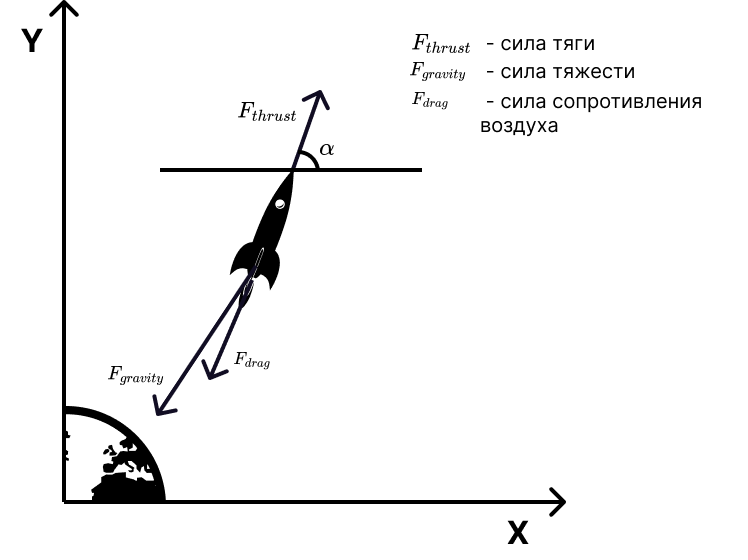


Рисунок 2.1 Система координат

Во-вторых, уточним формулы изменения массы ракеты из-за расхода топлива и отсоединения ступеней:

где

* – массы ракеты при взлёте и после отсоединения первой ступени [кг];
* – расход топлива первой и второй ступени [кг/с];
* – время работы первой и второй ступени [с].

Так как найти данные о расходе топлива для ракетных двигателей в ракетоносителе Протон-К найти не удалось, используем формулу по выведению этого значения из силы тяги и удельного импульса:

Далее перейдем к определению сил, действующих на нашу ракету.

– это сила тяги текущей ступени, самая важная сила, влияющая на движение ракеты. Рассчитывается по формуле:

где:

* – скорость истечения газов из сопла двигателя [м/с];
* – расхода топлива [кг/с].

Формула для расчета силы тяжести , действующей на ракету:

здесь:

* *–* гравитационная постоянная (равна ;
* – масса Земли (равна 5.9742 × 1024 [кг]);
* *–* текущая масса ракеты (зависит от времени) [кг];
* – радиус Земли (равен [м]);
* *–* высота ракеты над уровнем моря [м].

Формула лобового сопротивления воздуха :

где:

* – коэффициент сопротивления, константа (для данной формы он равен 0.5 [11, 12]);
* – плотность среды (изменяется с высотой, рассчитывается по формуле) [г/см³];
* – скорость ракеты [м/с];
* – площадь поперечного сечения .

Плотность среды на высоте можно рассчитать по закону Менделеева-Клапейрона:

где:

* – атмосферное давление на высоте
* – молярная масса воздуха ()
* – универсальная газовая постоянная (равна )
* – абсолютная температура (для упрощения примем за 300 [К] ()).

Теперь представим формулу для расчета атмосферного давления :

тут:

* – атмосферное давление на уровне моря (равна [Па]);
* – число Эйлера (примем равным );
* – молярная масса воздуха [];
* – ускорение свободного падения (примем равным );
* – высота ракеты над уровнем моря [м];
* – универсальная газовая постоянная;
* – температура [К].

Теперь объединим эти формулы в одно для :

А затем объединим формулы сил в формулу равнодействующей:

Теперь перейдем к наклону ракеты относительно вертикальной оси. Постепенно ракета будет наклоняться к горизонту, чтобы выйти на околоземную орбиту Земли, этот угол наклона зависит от времени и его можно рассчитать по формуле:

где:

* – изначальный угол наклона ракеты [рад];
* – изменения угла наклона [];
* – время [с].

Объедим все основные формулы в две системы уравнений (для первой и второй ступеней ракеты), а также спроецируем их на оси и :

Теперь приведем эти системы дифференциальных уравнений к нормальному виду Коши для упрощения дальнейших вычислений:

Решать данную систему мы будем с помощью численного метода Эйлера решения дифференциальных уравнений [10].

Он заключается в разбиении интервала времени на отрезки с определенной длинной, после чего на основании этих интервалов вычисляем приближённые значения .

# Глава 3. Полёт в KSP

Весь полет ракеты в KSP можно разделить на несколько этапов:

1. Старт и отрыв ракеты-носителя от земли, набор высоты – 1 ступень;
2. Набор высоты до достижения точкой апогея 95% от целевой высоты (408 км – такая высота была взята за целевую, так как именно на ней находится МКС, модулем которой является «Заря»);
3. Приближение аппарата к точке апогея;
4. Округление орбиты до достижения точкой перигея целевой высоты в 398 км;
5. Развертывание аппарата.

На первом этапе включаются 6 двигателей первой ступени общей тягой 8274 кН. Они отрывают ракету-носитель от земли, после чего, на высоте ~16,3 км разгонный блок отделяется.

На втором этапе включаются 4 двигателя второй ступени общей тягой 2600 кН. При достижении необходимой высоты тяга снижается до 0, и эта ступень также отсоединяется, после этого происходит корректировка курса при помощи четырех двигателей РСУ.

На третьем этапе ракета без тяги движется к апогею своей орбиты.

Как только апогей достигнут – включаются 2 двигателя третьей ступени, общей тягой 250 кН. Эти двигатели округляют орбиту аппарата.

После этого происходит развертывание аппарата на орбите, включение его систем и их проверка. После развертывания спутник выведен на орбиту и готов к дальнейшему маневрированию и стыковке.

Полет в KSP длится приблизительно 25–30 минут. Сбор данных для телеметрии длится первые 190 секунд.

**Конструкция модели ракеты**

Модель, воссозданная нашей командой в Kerbal Space Program, несколько отличается от реальной ракеты-носителя Протон-К. В частности, весом и высотой – модель в KSP ниже (38 метров против 58 метров) и легче (420 т против приблизительно 700 т) своего оригинала.

Изображение выглядит как транспорт, космический корабль, ракета, инжиниринг

Автоматически созданное описание

Рисунок 3.1 Ракета в ЦВС

Воссоздать полностью точную копию ракеты-носителя в игре-симуляторе крайне сложно, ввиду отсутствия многих нужных деталей, а также нашего решения не использовать сторонние моды (за исключением kRPC). В связи с этим присутствуют расхождения в высоте и массе, также ракета в целом немного упрощена.

Сама модель в KSP состоит из 238 деталей, включая модуль «Заря».

Изображение выглядит как транспорт, ракета, небо, на открытом воздухе

Автоматически созданное описание

Рисунок 3.2 Ракета на стартовой площадке

Изображение выглядит как Астрономический объект, пространство, Космическое пространство, астрономия

Автоматически созданное описание

Рисунок 3.3 Спутник «Заря» на орбите Кербина

Изображение выглядит как снимок экрана, Графика, графический дизайн, Шрифт

Автоматически созданное описание

Рисунок 3.4 Ссылка на запись полёта на YouTube

(ссылка – <https://youtu.be/ManPyMjzc-k>)

# Глава 4. Сравнение графиков полёта в KSP и воссозданных с помощью математической модели

С помощью мода под названием kRPC мы записали высоту и скорость ракеты с промежутком в секунды.

Затем на языке программирования Python мы реализовали алгоритм решения созданной нами математической модели.

После этого мы создали графики, отображающие изменение высоты и скорости ракеты в симуляции (в Kerbal Space Program) и согласно математической модели, для сравнения реалистичности нашей модели.

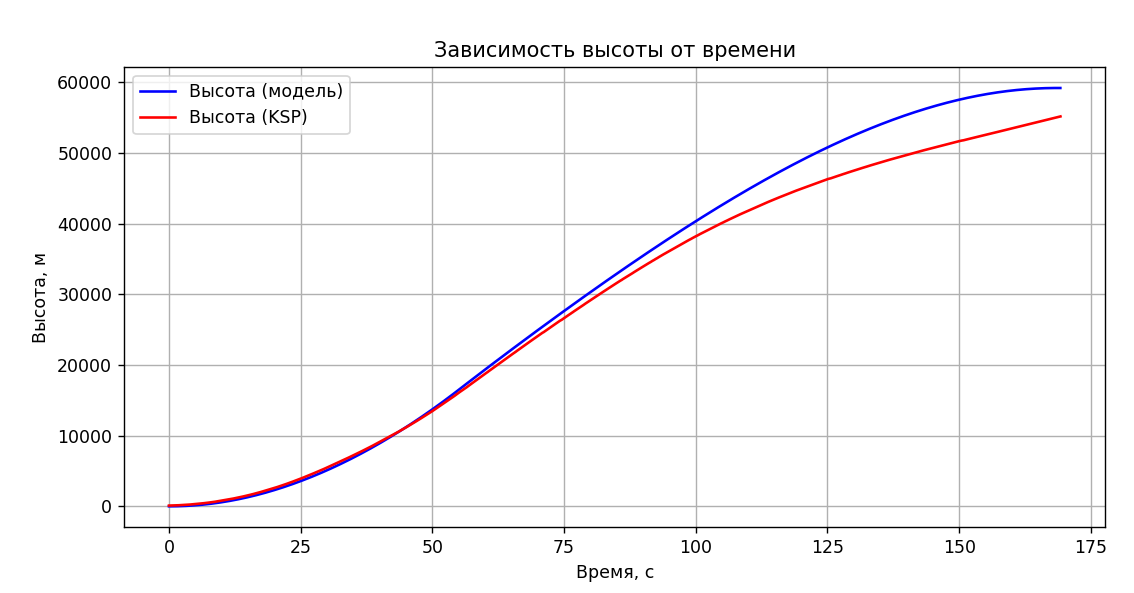


Рисунок 4.1 График зависимость

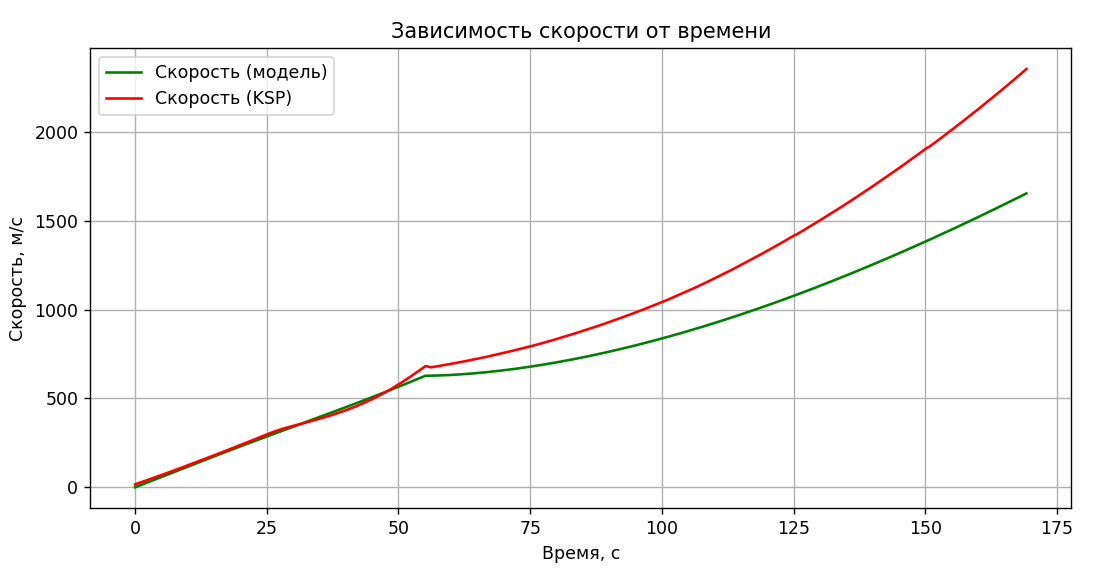


Рисунок 4.2 График зависимости

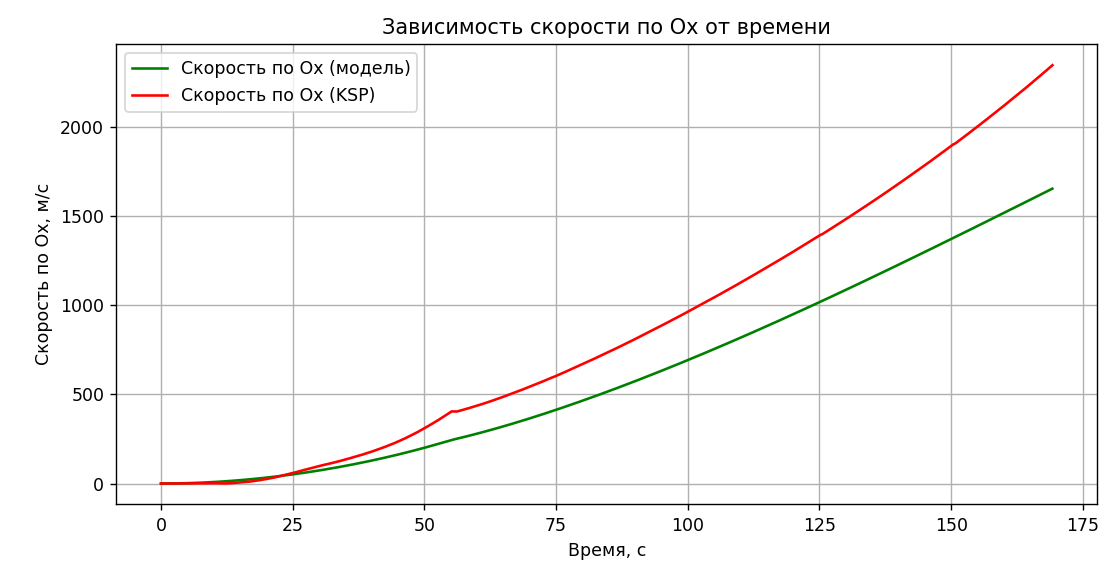


Рисунок 4.3 Зависимость

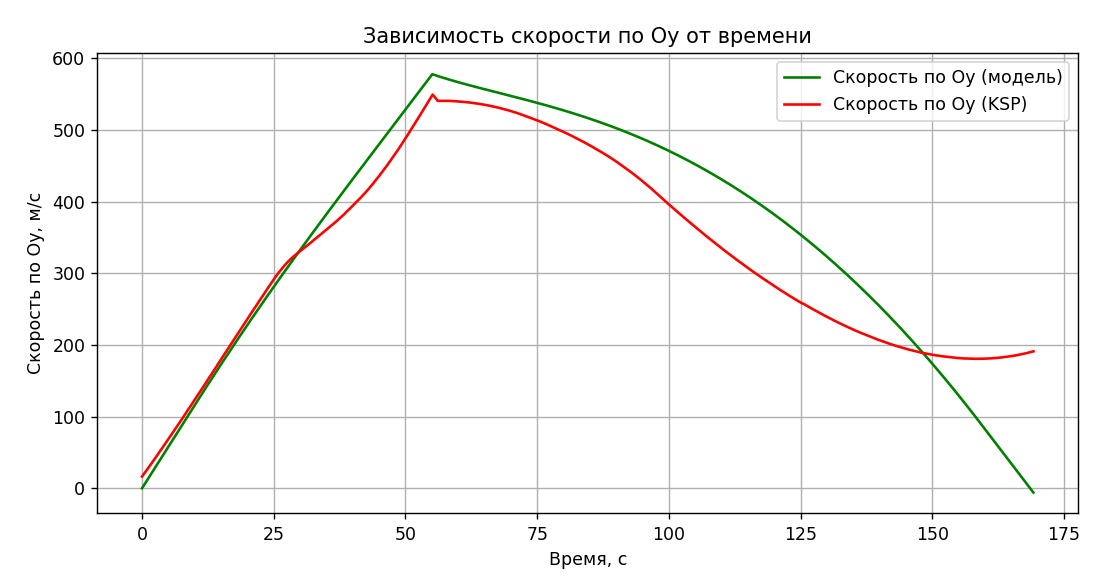


Рисунок 4.4 Зависимость

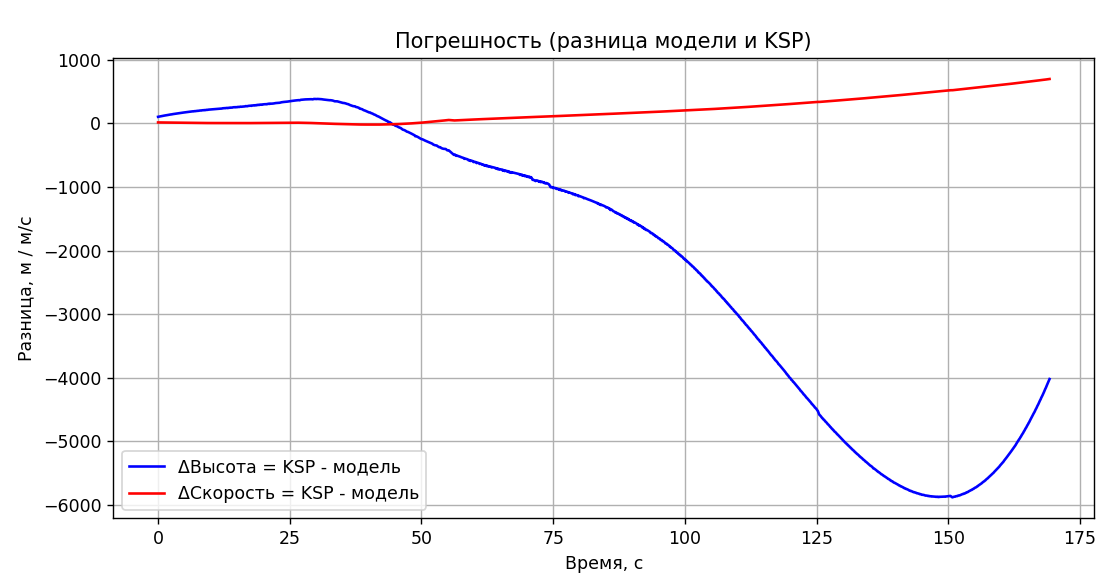


Рисунок 4.5 Погрешность модели по и

Сравнивая полученные графики видно, что данные, полученные при вычислении математической модели и в результате сбора телеметрии симуляции, отличаются.

По графику погрешности видно, что максимальное отклонение высоты – приблизительно 6000 метров на отметке времени в 150 секунд. Также из графика зависимости скорости от времени видно, что итоговое отклонение на отметке времени в 170 секунд составляет приблизительно 700 м/с.

Такое расхождение в первую очередь может быть обусловлено приближенностью математической модели, в ней могли быть учтены не все факторы.

Помимо этого, наша команда предполагает, что в расчете могло быть не учтено ускорение, данное ракете первой ступенью, так как расхождение графиков скорости начинается именно после момента отделения первой ступени – график математической модели начинает «отставать». С другой стороны – на этом же моменте график высоты математической модели начинает немного «перегонять» график высоты, полученный при симуляции полета.

Также погрешности математической модели могут быть обусловлены простейшими округлениями при расчетах, которые в итоге привели к расхождению.

# Глава 5. Итоги работы

В процессе работы над данным проектом наша команда реконструировала выведение на орбиту функционально-грузового отсека МКС под названием «Заря». Мы успешно составили математическую модель, описывающую движение нашей ракеты, а также создали модель в игре Kerbal Space Program, которую использовали для симуляции полета.

При помощи библиотеки kRPC мы записали телеметрию корабля (высоту и скорость по осям и , а также текущий момент времени), а затем сравнили результаты с данными, полученными от вычисления нашей математической модели.

В итоге сравнения мы увидели, что данные, полученные в результате расчетов и данные фактического полета отличаются и проанализировали возможную причину таких отличий.

Благодаря данному проекту мы получили новые и обновили старые знания в области физики и математики, научились производить сложные расчеты на языке программирования Python, а также освоили и научились работать с программой Kerbal Space Program.

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Функционально-грузовой блок «Заря» [Электронный ресурс] URL – <https://www.gctc.ru/main.php?id=322> (Дата последнего обращения – 28.12.2024);
2. Заря (модуль МКС) [Электронный ресурс] URL – <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%97%D0%B0%D1%80%D1%8F_%28%D0%BC%D0%BE%D0%B4%D1%83%D0%BB%D1%8C_%D0%9C%D0%9A%D0%A1%29> (Дата последнего обращения 28.12.2024);
3. Модули и блоки МКС [Электронный ресурс] URL – <https://cosmos.vdnh.ru/izdoma/moduli-i-bloki-mks-/> (Дата последнего обращения – 28.12.2024);
4. МКС. Из каких модулей она состоит? Часть 1. [Электронный ресурс] URL – <https://pikabu.ru/story/mks_iz_kakikh_moduley_ona_sostoit_chast_1_4029280> (Дата последнего обращения – 28.12.2024);
5. ЖРД РД-253 (11Д43) и РД-275 (14Д14) [Электронный ресурс] URL – <http://www.lpre.de/energomash/RD-253/index.htm> (Дата последнего обращения – 28.12.2024);
6. Описание ракеты-носителя «Протон-К» [Электронный ресурс] URL – <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=46> (Дата последнего обращения – 28.12.2024);
7. Жидкостный ракетный двигатель РД-0212 (8Д49) [Электронный ресурс] URL – <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=94> (Дата последнего обращения – 28.12.2024);
8. Жидкостный ракетный двигатель РД-0210 (8Д411К) [Электронный ресурс] URL – [http://www.khrunichev.ru/main.php?id=100](http://www.khrunichev.ru/main.php?id=100%20) (Дата последнего обращения – 28.12.2024);
9. Протон\_(ракета-носитель) [Электронный ресурс] URL – <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9F%D1%80%D0%BE%D1%82%D0%BE%D0%BD_(%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82%D0%B0-%D0%BD%D0%BE%D1%81%D0%B8%D1%82%D0%B5%D0%BB%D1%8C)> (Дата последнего обращения – 05.01.2025);
10. Численные методы интегрирования дифференциальных уравнений. Метод Эйлера. [Электронный ресурс] URL – <https://stratum.ac.ru/education/textbooks/modelir/lection10.html> (Дата последнего обращения – 05.01.2025);
11. Коэффициент сопротивления формы [Электронный ресурс] URL – <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%BE%D1%8D%D1%84%D1%84%D0%B8%D1%86%D0%B8%D0%B5%D0%BD%D1%82_%D1%81%D0%BE%D0%BF%D1%80%D0%BE%D1%82%D0%B8%D0%B2%D0%BB%D0%B5%D0%BD%D0%B8%D1%8F_%D1%84%D0%BE%D1%80%D0%BC%D1%8B> (Дата последнего обращения – 05.01.2025);
12. Drag of Cylinders & Cones [Электронный ресурс] URL – <https://aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0231.shtml> (Дата последнего обращения - 05.01.2025).