

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА МЯГКОЙ ПОСАДКИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЛУНУ
С УЧЕТОМ НАВИГАЦИОННЫХ ОШИБОК
И ОШИБОК РЕАЛИЗАЦИИ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Интерактивный лабораторный практикум
в системе дистанционного обучения «Moodle»

САМАРА
2012

629.78
И 973

Автор-составитель: **Ишков Сергей Алексеевич, Фадеев Павел Васильевич, Храмов Андрей Александрович**

Моделирование процесса мягкой посадки космического аппарата на Луну с учетом навигационных ошибок и ошибок реализации тяги двигателей [Электронный ресурс] : интерактив. лаб. практикум в системе дистанционного обучения «Moodle» / С. А. Ишков, П. В. Фадеев, А. А. Храмов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,9 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Излагается методика выполнения лабораторной работы по динамике полёта космического аппарата. Работа посвящена расчёту параметров движения космического аппарата при осуществлении мягкой посадки на Луну.

Настоящее издание предназначено для студентов старших курсов, обучающихся по специальности 160400.65 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» (дисциплина: Методы баллистического и динамического проектирования, семестр: 10).

Разработан на факультете летательных аппаратов, кафедре космического машиностроения.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

С. А. ИШКОВ, П. В. ФАДЕЕНКОВ, А. А. ХРАМОВ

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА МЯГКОЙ ПОСАДКИ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЛУНУ
С УЧЕТОМ НАВИГАЦИОННЫХ ОШИБОК
И ОШИБОК РЕАЛИЗАЦИИ ТЯГИ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Интерактивный лабораторный практикум
в системе дистанционного обучения «Moodle»*

Самара 2012

629.78

И 973

Авторы: **Ишков Сергей Алексеевич,**
Фадеенков Павел Васильевич,
Храмов Андрей Александрович

Рецензенты:

И. Е. Давыдов, кандидат технических наук, доцент кафедры космического машиностроения Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет).

Редакторская обработка С. А. Ишков
Компьютерная верстка П. В. Фадеенков

Ишков, С. А. Моделирование процесса мягкой посадки космического аппарата на Луну с учетом навигационных ошибок и ошибок реализации тяги двигателей [Электронный ресурс] : интерактив. лаб. практикум в системе дистанционного обучения «Moodle» / С. А. Ишков, П. В. Фадеенков, А. А. Храмов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. (1,9 Мбайт). – Самара, 2012. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Излагается методика выполнения лабораторной работы по динамике полёта космического аппарата. Работа посвящена расчёту параметров движения космического аппарата при осуществлении мягкой посадки на Луну.

Настоящее издание предназначено для студентов старших курсов, обучающихся по специальности 160400.65 «Проектирование, производство и эксплуатация ракет и ракетно-космических комплексов» (дисциплина: Методы баллистического и динамического проектирования, семестр: 10).

Разработан на факультете летательных аппаратов, кафедре космического машиностроения.

Интерактивные материалы представлены по адресу:
<http://fla.ssau.ru/moodle/course>

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

Целью лабораторной работы является изучение процесса мягкой посадки лунного корабля (ЛК) на поверхность Луны и определение зависимости затрат топлива от навигационных ошибок и ошибок реализации тяги двигателей.

Порядок выполнения работы:

1. Ознакомление с физической и математической постановками задачи.
2. Выбор исходных данных согласно варианту задания.
3. Построение зависимости высоты от скорости при вертикальном спуске ЛК при отсутствии ошибок в тяге, высоте и скорости.
4. Проведение моделирования движения КА и определение зависимости затрат топлива от навигационных ошибок и ошибок реализации тяги двигателей.
5. Оформление отчёта по лабораторной работе.
6. Сдача отчёта по лабораторной работе.

Продолжительность лабораторной работы составляет 4 часа: первые два часа отводятся на выполнение пунктов 1 – 3, вторые два часа на выполнение пунктов 4 – 6.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЛАБОРАТОРНЫХ РАБОТ

Базовым космическим аппаратом (КА), применительно к которому проводятся расчёты, является лунный корабль (ЛК)

Apollo 11 [1]. В методических указаниях приведены общий вид корабля (рис. 1), весовые характеристики (табл. 1) и характеристики двигателей корабля Apollo (табл. 2).

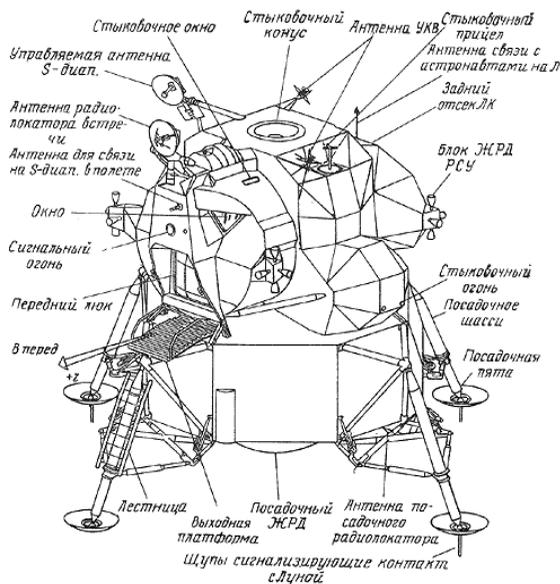


Рисунок 1 Лунный корабль

Таблица 1 Весовые характеристики лунного корабля

| Весовые характеристики, кг | Посадочная ступень | Взлетная ступень |
|---------------------------------------|--------------------|------------------|
| Сухой вес конструкции | 1 725 | 1 907 |
| Топливо основных ЖРД | 8 172 | 2 361 |
| Топливо реактивной системы управления | - | 284 |
| Кислород | - | 23 |
| Вода | 167 | 42 |
| Гелий | 19 | 10 |
| Итого: | 10 083 | 4 627 |

Таблица 2 Характеристики двигательной системы лунного корабля

| Параметры | Посадочная двигательная установка | Взлетная двигательная установка |
|---------------------------|-----------------------------------|---------------------------------|
| Вес топлива, т | 8,15 | 2,36 |
| Топливные баки | | |
| Форма | Цилиндрическая | Сферическая |
| Количество | 4 | 2 |
| Размер (длина), см | 178 | 127 |
| Вес бака, кг | 52,2 | 17,3 |
| ЖРД | | |
| Вес, кг | 178 | 92 |
| Длина, м | 2,16 | 1,30 |
| Выходной диаметр сопла, м | 1,47 | 0,79 |
| Тяга, Н | 46695,6 | 15597,9 |
| Ресурс, сек | 910 | 600 |

Удельный импульс тяги двигательной системы принимается постоянным и равным $J_{уд} = 2980$ м/с.

Каждый студент проводит расчеты самостоятельно, согласно данным, соответствующим цифру варианта, который выдается преподавателем. Работы оформляются на специальном бланке, который остаётся в распоряжении студента с целью подготовки к экзамену.

ВАРЬИРУЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Радиус периселения орбиты ожидания:

$$R_{\pi} = 20 + 20 \cdot k_1. \quad (1)$$

Радиус апоселения принимается равным $R_{\alpha} = 100$ км.

Ошибка реализации тяги двигательной установки:

$$\Delta P = 5 \cdot k_2. \quad (2)$$

Максимальная допустимая скорость посадки:

$$V_k = k_3. \quad (3)$$

В таблице 3 приведены варианты заданий.

Таблица 3 Варианты заданий

| Коэффициент | Номер позиции | | | | |
|-------------|---------------|-----|---|-----|---|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| k_1 | 0 | 1 | 2 | 3 | 4 |
| k_2 | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 |
| k_3 | 3 | 3,5 | 4 | 4,5 | 5 |

Пример: шифр варианта – 124 – $k_1 = 0$, $k_2 = 2$, $k_3 = 4,5$.

Шифры вариантов заданий формируются в зависимости от количества студентов в группе с целью получения массива результатов, позволяющих определить влияние варьируемых параметров на затраты топлива. Так, для группы в 27 человек предлагается коэффициенты выбирать из номеров позиций 1, 3, 5. Получатся следующие шифры: 111, 113, 115, 131, 133, 135, 151, 153, 155, 311, 313, 315, 331, 333, 335, 351, 353, 355, 511, 513, 515, 531, 533, 535, 551, 553, 555.

1. МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ ЛУННОГО КОРАБЛЯ

Рассматривается движение ЛК в процессе мягкой посадки на Луну. Поле силы тяжести принимается однородным и плоскопараллельным. В качестве допущений принимается, что на ЛК кроме силы тяги двигательной установки на активных участках действует только сила притяжения. Движение рассматривается в плоскости орбиты ожидания в связанной системе координат (рис. 2).

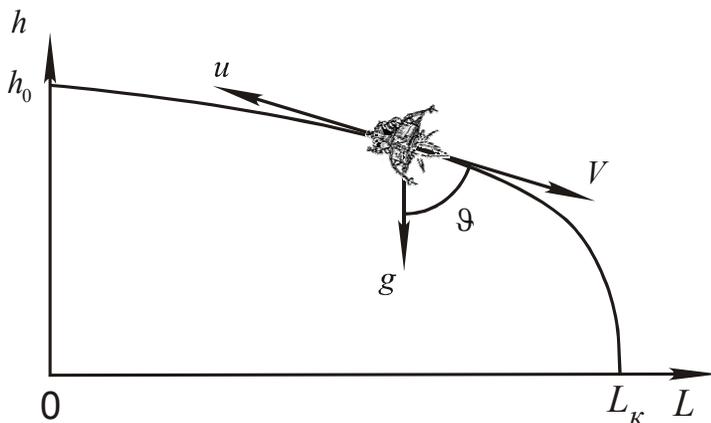


Рисунок 2. Схема посадки с окололунной орбиты

Процесс мягкой посадки реализуется в два этапа: этап гравитационного поворота и этап вертикального спуска.

Метод гравитационного поворота является наиболее простым способом управления, при котором система управления ЛК ориентирует вектор тяги двигателя точно против вектора скорости. При этом обеспечивается расход топлива близкий к

минимальному [2]. Показано, что в конце участка торможения величина скорости корабля стремится к нулю, а ориентация продольной оси за счет действия гравитационного ускорения к вертикальному положению.

Система уравнений движения на этапе гравитационного поворота имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{dh}{dt} &= -V \cos \vartheta, \\ \frac{dL}{dt} &= V \sin \vartheta, \\ \frac{dV}{dt} &= -u + g \cos \vartheta, \\ V \frac{d\vartheta}{dt} &= -g \sin \vartheta, \end{aligned} \tag{4}$$

где h – высота, L – дальность, V – скорость, ϑ - угол отклонения траектории от вертикали, u – кажущееся ускорение, $g = 1,622 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения Луны.

Выражение для кажущегося ускорения определяется как:

$$u = \frac{P}{m} + \frac{(1 - \cos \vartheta)^2}{2 \cos \vartheta} g, \tag{5}$$

где P – номинальная тяга, m – масса ЛК.

Масса ЛК определяется по соотношению:

$$m = m_0 - \frac{P}{J_{\text{уд}}} t, \tag{6}$$

где m_0 – начальная масса корабля.

Граничные условия имеют вид:

$$h(0) = h_0, L(0) = 0, V(0) = V_0, \vartheta(0) = 90^\circ,$$

$$h(\Gamma_1) = h_{\kappa l}, L(\Gamma_1) = L_{\kappa}, V(\Gamma_1) = V_{\kappa l}, \vartheta(\Gamma_1) = 0.$$

Здесь h_0, V_0 - начальная высота и скорость ЛК, $h_{\kappa l}, V_{\kappa l}$ - высота и скорость после завершения гравитационного поворота в момент времени Γ_1 .

Система уравнений движения на этапе вертикального спуска записывается следующим образом:

$$\begin{aligned} \frac{dh}{dt} &= V, \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{P}{m_0 - \frac{P}{J_{уд}}t} - g. \end{aligned} \quad (7)$$

Граничные условия имеют вид:

$$h(0) = h_{\kappa l}, V(0) = V_{\kappa l},$$

$$h(\Gamma_{\kappa}) = 0, V(\Gamma_{\kappa}) = V_{\kappa}.$$

При отсутствии ошибок в тяге двигателя, в определении высоты и скорости ЛК, минимальный расход топлива обеспечивается однократным включением двигателя [2]. Траектория движения включает пассивный участок, на котором ЛК разгоняется под действием силы гравитации, и активный участок, на котором происходит торможение под действием силы тяги двигателей. После интегрирования уравнений движения (7) получаем соотношения для определения времен пассивного и

активного участков, обеспечивающих выполнение граничных условий:

$$V_0 - g(t_a + t_p) - J_{уд} \ln\left(\frac{m_0 - \beta t_a}{m_0}\right) = V_{\kappa}, \quad (8)$$

$$h_0 + V_0(t_a + t_p) - \frac{g}{2}(t_a + t_p)^2 - J_{уд} \left\{ \left(t_a - \frac{m_0}{\beta}\right) \left(\ln\left(1 - \frac{\beta}{m_0} t_a\right) - 1 \right) - \frac{m_0}{\beta} \right\} = 0,$$

где t_a , t_p – длительности активного и пассивного участков, соответственно, $\beta = \frac{P}{J_{уд}}$ – секундный массовый расход топлива.

На этапе вертикального спуска необходимо учитывать ошибки реализации тяги двигательной установки, ошибки измерения скорости и высоты. Для обеспечения мягкой посадки реализуется гарантированное управление, при котором время пассивного и активного участков определяются по (8) с учетом навигационных ошибок и ошибки по тяге. Траектория спуска будет содержать несколько пассивных и активных участков.

2. МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПОСАДКИ

Моделирование процесса мягкой посадки КА на Луну производится на ЭВМ в программе Moon.exe.

При запуске программы отображается окно с тремя вкладками, соответствующими трем режимам работы: ввод исходных данных, моделирование, вывод результатов (рис. 3).



Рисунок 3. Режим ввода исходных данных

На закладке «Исходные данные» необходимо ввести исходные данные согласно варианту задания. Ввод значений осуществляется непосредственно в поля. После подтверждения ввода проводится проверка на принадлежность значения диапазону, и изменение на максимальное или минимальное значение при нарушении условия.

Режим моделирования запускается при нажатии на закладку моделирование (рис. 4).

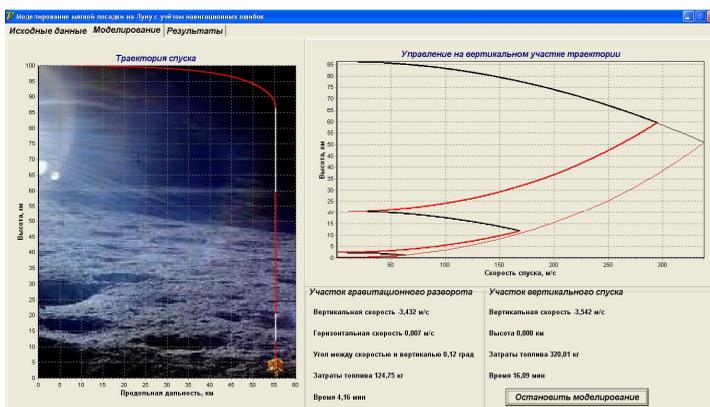


Рисунок 4. Режим моделирования

Окно разделено на три функциональные области: траектория спуска, зависимость высоты от скорости при вертикальном спуске и область значений параметров спуска. Моделирование проводится автоматически – требуется дожидаться окончания моделирования. Кнопка «Остановить моделирование» можно использовать для принудительного прерывания моделирования – при этом откроется закладка ввода исходных данных.

Результаты моделирования в табличном виде отображаются на закладке «Результаты» (рис. 5).

The screenshot shows a software window titled "Моделирование" with a tab labeled "Результаты". Below the tab is a table with 11 columns: "Время, с", "Высота, м", "Продольная дальность, м", "Скорость, м/с", "Угол наклона траектории, град", "Масса скользящего шара, кг", "Загрязнение, кг", "Угол адиабатической разгрузки, Н", "Длина выверенной высоты, м", and "Длина выверенной скорости, м/с". The table contains 10 rows of data representing different stages of the simulation. Below the table is a "Графические результаты" (Graphical results) section with a "Построить график" (Build graph) button. This section contains a list of axes for which graphs can be generated, each with a radio button: "Ось X" (Axis X) with options for "Время, мкс", "Высота, м", "Продольная дальность, м", "Скорость, м/с", "Угол между скоростью и вертикалью, град", "Угловая масса ЛМ, м", "Загрязнение, кг", and "Угол ДУ, Н"; "Ось Y" with options for "Высота, м", "Продольная дальность, м", "Скорость, м/с", "Угол между скоростью и вертикалью, град", "Угловая масса ЛМ, м", "Загрязнение, кг", and "Угол ДУ, Н".

| | Время, с | Высота, м | Продольная дальность, м | Скорость, м/с | Угол наклона траектории, град | Масса скользящего шара, кг | Загрязнение, кг | Угол адиабатической разгрузки, Н | Длина выверенной высоты, м | Длина выверенной скорости, м/с |
|---|----------|-----------|-------------------------|---------------|-------------------------------|----------------------------|-----------------|----------------------------------|----------------------------|--------------------------------|
| Начало участка равноускоренного разворота | 0.00 | 100.000 | 0.000 | 1633.224 | 89.56 | 900.00 | 0.00 | 2000.00 | | |
| Конец участка равноускоренного разворота | 249.50 | 86.384 | 55.437 | 3.432 | 0.12 | 775.25 | 124.75 | 2000.00 | 863.843 | 43.192 |
| Конец 1 расцепного участка | 429.15 | 69.593 | 55.437 | 294.826 | 0.12 | 775.25 | 124.75 | 0.00 | | |
| Конец 1 активного участка | 869.15 | 20.590 | 55.437 | 10.725 | 0.12 | 655.13 | 244.87 | 1947.85 | 205.901 | 10.295 |
| Конец 2 расцепного участка | 766.63 | 11.838 | 55.437 | 168.858 | 0.12 | 655.13 | 244.87 | 0.00 | | |
| Конец 2 активного участка | 873.63 | 2.445 | 55.437 | 1.451 | 0.12 | 601.61 | 298.39 | 2099.67 | 24.448 | 1.222 |
| Конец 3 расцепного участка | 911.19 | 1.246 | 55.437 | 62.373 | 0.12 | 601.61 | 298.39 | 0.00 | | |

Рисунок 5. Режим результатов

Чтобы построить графики зависимостей параметров, выберите необходимые параметры по осям X, Y и нажмите кнопку «Построить графики». Результаты в табличном и графическом виде можно сохранять в файлах, используя контекстное меню.

3. ПОРЯДОК ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

1. Рассчитать R_{π} , ΔP , V_k согласно номеру задания.

2. Ввести исходные данные в программу Moon.exe для лунного корабля Apollo (табл. 1, 2).

3. Определить зависимость затрат топлива от ошибок по высоте и скорости. Построить таблицу, заголовками строк которой будут величины ошибки по высоте, заголовками столбцов – величины ошибки по скорости, в ячейки записывать затраты топлива (табл. 4). Рекомендуется выбирать постоянный шаг изменения ошибок.

Таблица 4. Пример оформления таблицы результатов.

| $\Delta h(\text{м}) / \Delta V (\text{м/с})$ | 10 | 20 | 30 | 40 |
|--|------|------|------|------|
| 500 | 3714 | 3742 | | |
| 1000 | 3729 | 3754 | | |
| 1500 | | | | |

Построить зависимость затрат топлива от величины ошибки определения высоты для различных значений ошибки измерения скорости.

4. Провести моделирование посадки без учета ошибок. Построить и сохранить зависимости высоты и скорости ЛК от времени. Сохранить таблицу результатов. Определить высоту, скорость и массу ЛК в конце участка гравитационного разворота.

Построить в Microsoft Excel графики зависимости высоты от скорости при вертикальном спуске ЛК при отсутствии ошибок в тяге, высоте и скорости, используя выражения (8) (рис. 6).

Рассчитать затраты топлива для данного этапа по выражению:

$$M_T = \frac{P}{J_{уд}} t_a.$$

Сравнить результаты моделирования с результатами расчета в Microsoft Excel.

4. ПРИМЕР ВЫПОЛНЕНИЯ РАБОТЫ

Примем, что работа выполняется для шифра 124.

Исходные данные:

1. $R_\pi = 20$ км.; $\Delta P = 10\%$; $V_k = 4.5$ м/с.
2. $M_0 = 14710$ кг; $P_0 = 46696$ Н; $J_{уд} = 2980$ м/с.
3. Моделирование мягкой посадки ЛК с учётом ошибок.

Таблица 5. Результаты моделирования посадки с учётом ошибок

| $\Delta h(\text{м}) / \Delta V (\text{м/с})$ | 10 | 20 | 30 | 40 |
|--|------|------|------|------|
| 500 | 3714 | 3742 | 3769 | 3786 |
| 1000 | 3729 | 3754 | 3778 | 3803 |
| 1500 | 3742 | 3769 | 3790 | 3816 |
| 2000 | 3746 | 3774 | 3803 | 3826 |

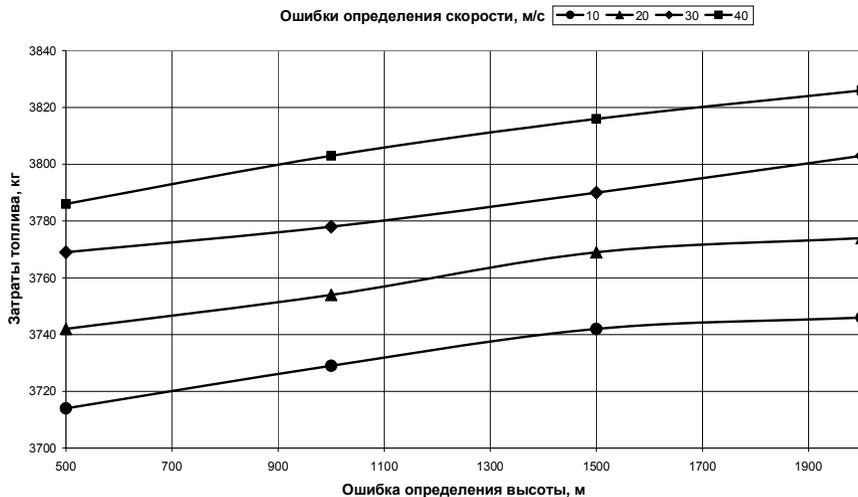


Рисунок 6 – Зависимости затрат топлива от ошибок реализации тяги двигательной установки и определения высоты

4. Моделирование мягкой посадки ЛК без учёта ошибок.

Таблица 6. Результаты моделирования посадки без учёта ошибок

| Исходные данные | | | | | | | | | | |
|---|-------------------------------------|---|---|----------------------------|-------------------------------|--|---------------------|--------------------------------|----------------------------|--------------------------------|
| Участок гравитационного разворота | | | | | | | | | | |
| Начальная масса, кг (300...50000) | Номинальная тяга, Н (100...100000) | Удельный импульс, м/с (3000...5000) | Периселеный, км (10...150) | Апоселеный, км (10...150) | | | | | | |
| 14710 | 46696 | 2960 | 20 | 100 | | | | | | |
| Участок вертикального спуска | | | | | | | | | | |
| Номинальная тяга, Н (10...50000) | Удельный импульс, м/с (3000...5000) | Максимальная скорость посадки, м/с (0...10) | Максимальное кол-во включений ДУ (1...10) | Ошибка по тяге, % (0...20) | Ошибка высоты, м (0...5000) | Ошибка измерения скорости, м/с (0...100) | | | | |
| 46696 | 2960 | 4,5 | 5 | 0 | 0 | 0 | | | | |
| Результаты | | | | | | | | | | |
| | Время, с | Высота, км | Продольная дальность, км | Скорость, м/с | Угол наклона траектории, град | Масса посадочного модуля, кг | Затраты топлива, кг | Тяга двигательной установки, Н | Ошибка измерения высоты, м | Ошибка измерения скорости, м/с |
| Начало участка гравитационного разворота | | 0 | 20 | 0 | 1688,445 | 89,55 | 14710 | 0 | 46696 | |
| Окончание участка гравитационного разворота | | 145,4 | 13,92 | 48,823 | 0,232 | 0,71 | 12431,61 | 2278,39 | 46696 | 0 |
| Окончание 1 пассивного участка | | 245,14 | 5,829 | 48,823 | 162,014 | 0,71 | 12431,61 | 2278,39 | 0 | 0 |
| Окончание 1 активного участка | | | | | | | | | | |
| Начало неуправляемого спуска | | 313,99 | 0,002 | 48,823 | 3,152 | 0,71 | 11352,72 | 3357,28 | 46696 | |
| Момент посадки | | 314,55 | 0 | 48,823 | 4,049 | 0,71 | 11352,72 | 3357,28 | 0 | |

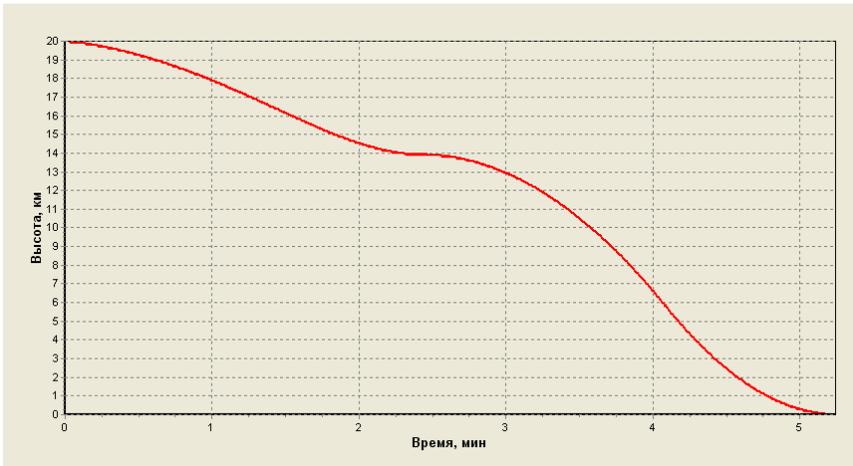


Рисунок 7 – Зависимость высоты от времени

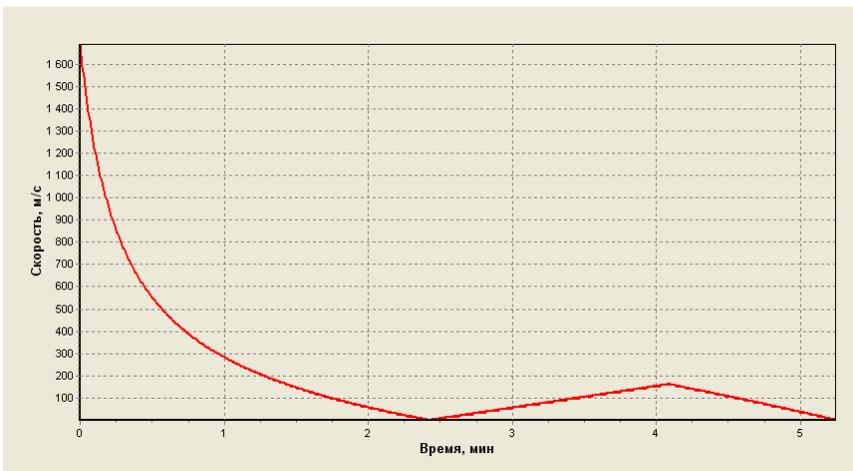


Рисунок 8 – Зависимость скорости от времени

После моделирования мягкой посадки ЛК без учета ошибок параметры траектории после гравитационного поворота равны:

$$h_{\kappa l} = 13920 \text{ м.}, V_{\kappa l} = -0.232 \text{ м/с}, M_{01} = 12432 \text{ кг.}$$

Используя соотношения (8) рассчитываются время пассивного t_p и активного t_a участков, затраты топлива M_T , и строится зависимость $h(V)$ (рис. 9).

Результаты ручного расчета: $t_a = 70.1$ с., $t_p = 99.7$ с.,
 $M_T = 1099$ кг.

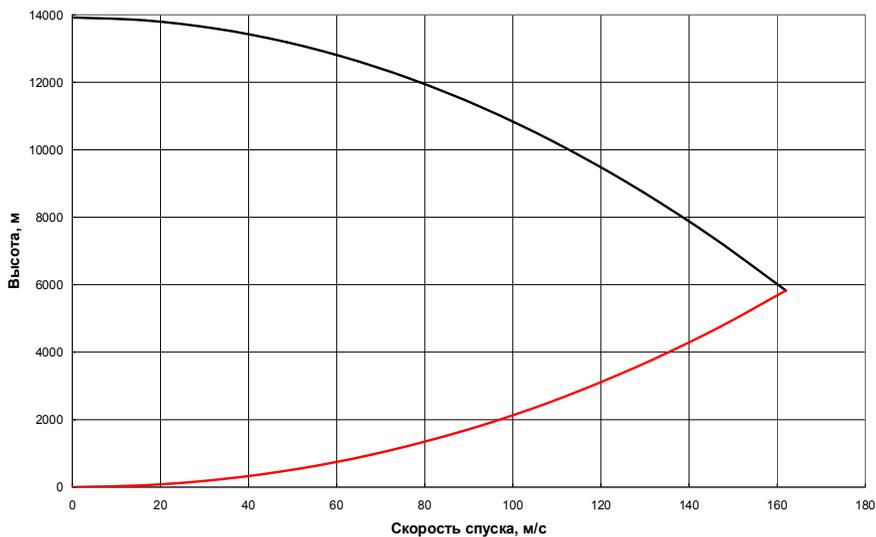


Рисунок 9 – Зависимость высоты от скорости при вертикальном спуске

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Шунейко, И. И. Пилотируемые полеты на Луну, конструкция и характеристики SATURN V Apollo. *Ракетостроение*, т. 3, «Итоги науки и техники», ВИНТИ, 1973.
2. Разыграев, А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей [Текст] : [учеб. пособие для вузов] / А. П. Разыграев; под ред. Б. Н. Петрова. - М. : Машиностроение, 1977. - 469 с.