**Теоретическая часть**

В данном файле представлена теоретическая часть проекта «Буран» команды «Буран».

**Содержание теоретической части**

[1. Введение 2](#__RefHeading___Toc1_531997371)

[2. Цель проекта  3](#__RefHeading___Toc142_531997371)

[3. Задачи проекта  3](#__RefHeading___Toc144_531997371)

[4. Распределение ролей  3](#__RefHeading___Toc146_531997371)

[5. Предназначение миссии   4](#__RefHeading___Toc185_531997371)

[6. Детали полёта  4](#__RefHeading___Toc187_531997371)

[7. Физико-математическая модель  5](#__RefHeading___Toc1568_531997371)

# 1. Введение

    Данная работа посвящена моделированию полёта советского орбитального многоразового транспортного корабля-ракетоплана «Буран», созданного в рамках программы «Энергия — Буран», являющегося ответом на многоразовую систему от США «Space Shuttle», которая могла дать военное преимущество США из-за возможности использования космических челноков с целью нанесения ракетно-ядерных ударов. Главный конструктор корабля-ракетоплана «Бурана» Вячеслав Михайлович Филин заявлял: «Необходимость создания отечественной многоразовой космической системы как средства сдерживания потенциального противника была выявлена в ходе аналитических исследований, проведённых Институтом прикладной математики АН СССР и НПО „Энергия“». Тактико-техническое задание на разработку многоразовой космической системы было выдано Главным управлением космических средств Министерства обороны СССР и утверждено Дмитрием Устиновым 8 ноября 1976 года. Корабль-ракетоплан «Буран» отличался от других космических аппаратов тем, что мог совершать полёт и посадку полностью в автоматическом режиме с использованием бортового компьютера и наземного комплекса радиотехнических систем навигации, посадки, контроля траектории и управления воздушным движением. Производство орбитальных кораблей началось в 1980 году на Тушинском машиностроительном заводе. К 1984 году был готов первый полномасштабный экземпляр, который доставили на аэродром «Юбилейный» космодрома Байконур. Космический полёт «Бурана» состоялся 15 ноября 1988 года. Ракета-носитель «Энергия», стартовавшая с площадки №110 космодрома Байконур, вывела корабль-ракетоплан на околоземную орбиту. Полёт длился 205 минут, за это время «Буран» совершил два витка вокруг Земли, после чего произвёл посадку на аэродроме. В 1990 году работы по программе «Энергия-Буран» были приостановлены, 25 мая 1993 года программу окончательно закрыли решением Совета главных конструкторов при НПО «Энергия». В 2002 году корабль-ракетоплан «Буран» был разрушен при обрушении крыши монтажно-испытательного корпуса на Байконуре, в котором он хранился вместе с готовыми экземплярами ракеты-носителя «Энергия».

# 2. Цель проекта

    Целью данного проекта является создание физико-математической модели и моделирование полёта в Kerbal Space Program корабля-ракетоплана «Буран» с момента взлёта до посадки на аэродроме.

# 3. Задачи проекта

1. Создание физико-математической модели полёта.
2. Моделирование полёта в Kerbal Space Program (KSP).
3. Сравнение результатов вычислений физико-математической модели с данными, полученными при моделировании полёта в KSP.
4. Сделать выводы о проделанной работе.

# 4. Распределение ролей

Команда «Буран»

    Воровицкая А.Р. - тимлид, редактор. Отвечает за планирование работы, распределение задач между участниками, помощь в случае возникновения трудностей, проверку корректности выполнения задач и достоверности информации, составление и оформление отчёта о проделанной работе.

    Кретов А.В. - математик, физик. Отвечает за разработку физико-математической модели, сравнение результатов вычислений физико-математической модели с данными, полученными при моделировании полёта в Kerbal Space Program.

    Бобровников Я.М. - теоретик, презентатор. Отвечает за поиск теоретической информации, работу с полученными данными при моделировании полёта в Kerbal Space Program, составление презентации.

    Хомяков А.С. - инженер KSP, программист. Отвечает за конструирование корабля-ракетоплана «Буран» в Kerbal Space Program, моделирование полёта с момента взлёта до посадки на аэродроме, написание автопилота на языке Python.

# 5. Предназначение миссии

Предназначение корабля-ракетоплана «Буран»

1. Выведение на орбиты, обслуживание на них и возвращение на Землю космических аппаратов, космонавтов и грузов.
2. Проведение военно-прикладных исследований и экспериментов по обеспечению создания больших космических систем.
3. Решение различных задач в интересах народного хозяйства и науки.
4. Комплексное противодействие мероприятиям возможного противника по использованию космического пространства в военных целях.

# 6. Детали полёта

    Ракета-носитель «Энергия» вывела корабль-ракетоплан «Буран» на околоземную орбиту. Полёт длился 205 минут, за это время «Буран» совершил два витка вокруг Земли, после чего произвёл посадку на аэродроме «Юбилейный» космодрома Байконур. Полёт происходил в автоматическом режиме с использованием бортового компьютера и программного обеспечения. Над акваторией Тихого океана «Буран» сопровождали корабль измерительного комплекса ВМФ СССР «Маршал Неделин» и научно-исследовательское судно АН СССР «Космонавт Георгий Добровольский». При взлёте и посадке «Буран» сопровождал истребитель МиГ-25, управлявшийся лётчиком Магомедом Толбоевым. При посадке на высоте около 11 км «Буран», получивший с наземной станции информацию о погоде в месте посадки, совершил резкий манёвр, выполнил дополнительный вираж влево от полосы перед расчётным разворотом на 180º направо. Заходя на посадочную полосу с северо-западного направления, корабль-ракетоплан сел с южного конца против ветра. Из-за крепкого ветра у полосы автоматика «Бурана» гасила таким образом скорость посадки. В момент разворота корабль-ракетоплан пропал из поля зрения наземных средств наблюдения, связь на некоторое время прервалась. Ответственные лица немедленно предложили задействовать аварийную систему подрыва «Бурана» (на корабле-ракетоплане были установлены взрывные заряды, предусмотренные для недопущения крушения секретного космического аппарата на территории другого государства в случае потери курса). Однако заместитель Главного конструктора НПО «Молния» по лётным испытаниям Степан Микоян, отвечавший за управление кораблём-ракетопланом на участке снижения и посадки, принял решение подождать, и автоматическая посадка завершилась благополучно. Изначально система автоматической посадки не предусматривала перехода на ручной режим управления, но пилоты-испытатели и космонавты потребовали у конструкторов добавить ручной режим в систему управления посадкой, что было сделано по их настоянию в виде резервного ручного режима.

# 7. Физико-математическая модель

При моделировании полёта корабля-ракетоплана «Буран» будем учитывать, что моделирование происходит в условиях не Солнечной системы, а системы Кербол, представленной в Kerbal Space Program. Таким образом, в процессе моделирования будем учитывать данные именно этой системы.

В рамках физико-математической модели для определения скорости, развиваемой кораблём-ракетопланом в результате действия реактивного двигателя (двигателей) будем применять формулу Циолковского[[1]](#footnote-2). Как известно, для одноступенчатого корабля она имеет вид:

Где:

— конечная скорость летательного аппарата (характеристическая скорость), также обозначаемая как ΔV.

— удельный импульс ракетного двигателя (отношение тяги двигателя к массовому расходу топлива за секунду)

— начальная масса летательного аппарата. Эта величина представляет собой сумму масс конструкции аппарата, полезной нагрузки и топлива.

— конечная масса летательного аппарата. Эта величина представляет собой сумму масс конструкции аппарата и полезной нагрузки

Однако рассматриваемый летательный аппарат является не одноступенчатым, а составным. В связи с этим применим формулу Циолковского иного вида:

Где:

— число ступеней

— номер ступени

— удельный импульс ракетного двигателя i-й ступени

— общая масса летательного аппарат. Эта величина представляет собой сумму масс конструкции аппарата и полезной нагрузки, также топлива, предназначенного для использования двигателями этой ступени.

— конечная масса летательного аппарата. Эта величина представляет собой сумму масс конструкции аппарата и полезной нагрузки.

В массу полезной нагрузки также входит масса топлива, предназначенного для использования двигателями следующих ступеней.

Для корабля-ракетоплана «Буран» число ступеней n = 3: двигатели первой и второй ступени являются частями ракеты-носителя «Энергия», третьей ступени — орбитального корабля «Буран».

Удельный импульс тяги двигателя можно найти по формуле[[2]](#footnote-3):

Где:

P — тяга двигателя

— cекундный массовый расход

Секундный массовый расход рассчитывается по формуле2:

Где:

Коэффициент в выражении для расхода2:

— площадь критического сечения сопла, рассчитываемая по формуле2:

()

— давление в камере сгорания и на срезе сопла

Характеристики продуктов сгорания:

— коэффициент адиабаты

= 1.4

— температура продуктов сгорания

— диаметр критического сечения сопла

— газовая постоянная

= 8.31

При расчёте траектории полёта летательного аппарата необходимо учитывать действие силы тяжести. Как известно, в соответствии с законом всемирного тяготения, гравитационное ускорение на некоторой высоте над поверхностью астрономического объекта (в данном случае, планеты Кербин) можно найти по формуле:

Где:

G — гравитационная постоянная

G ≈ 6,67·10−11

M — масса астрономического объекта

R — радиус астрономического объекта

h — высота над поверхностью астрономического объекта до тела

Заметим, что по мере увеличения высоты над поверхностью астрономического объекта гравитационное ускорение, а значит и ускорение свободного падения изменяются незначительно. Будем учитывать это при дальнейшем моделировании.

Запишем уравнение сил в проекции на продольную ось ракеты[[3]](#footnote-4):

(1)

Где:

P — текущая тяга двигателя.

Для нахождения величины текущей тяги двигателя необходимо учесть влияние барометрического давления на срез сопла3. Таким образом:

(2)

Где:

— давление на текущей высоте, значение выбирается программой автоматически, в зависимости от высоты, в соответствии со значениями международной стандартной атмосферы

— площадь среза сопла

X — сила лобового сопротивления3:

(3)

Где:

— коэффициент лобового сопротивления. выбирается приближенно

ρ — плотность воздуха на текущей высоте

V — текущая скорость

— площадь миделевого сечения (наибольшего сечения летательного аппарата)

Решить уравнение (1) аналитически, ввиду переменного характера действия всех учитываемых сил, а также изменяющейся во времени массы летательного аппарата, невозможно. В связи с этим в используемой программе был реализован итерационный метод расчета3. Для каждого момента времени можно записать:

(4)

(5)

(6)

Программа начинает расчёты с моменты времени = 0, при котором = 0, = 0  и формирует массивы данных и согласно (4) – (6), до некоторого момента . Величина — время работы двигателей. После формирования массивов данных программа ведёт расчёт величин3 в соответствии с зависимостями:

Для подсчёта результатов математического моделирования будет использована специально разработанная программа на языке Python, результатом работы которой будет построение графиков зависимости высоты полёта от времени.

1. Материал взят из следующего источника: Циолковский К. Э. Труды по ракетной технике / Под редакцией М. К. Тихонравова. — М.: Оборонгиз, 1947. — С. 33. [↑](#footnote-ref-2)
2. Материал взят из следующего источника: http://library.krasn.ru/fulltext/Raschet\_parametrov.pdf [↑](#footnote-ref-3)
3. Материал взят из следующего источника: https://cyberleninka.ru/article/n/programma-rascheta-maksimalnoy-vysoty-poleta-modeli-rakety/viewer [↑](#footnote-ref-4)