

# Проектная работа по ВВАИРКТ “Dart Mission”

## Расчетный Документ Проекта

Команда Космостарс / М8О-109Б-22

Дударь Ю.М. Филиппов А. М. Потехин Ф. М. Тузова К. К.

Коцебалов О.С.

---

### Введение:

#### Цель миссии:

Провести симуляцию в Kerbal Space Program ныне существующей миссии, реализованной командой специалистов из NASA “DART Mission”

#### Задачи миссии:

- Спроектировать космический корабль со спутником на борту
- Протестировать его
- Рассчитать летные характеристики
- Смоделировать полет
- Выработать необходимые для пилотирования алгоритмы
- Составить отчет
- Выполнить миссию

#### Распределение ролей:

- Дударь Ю.М. - тимлид/программист
- Филиппов А.М. – Главный программист
- Потехин Ф.М. - Физик - проектировщик
- Тузова К.К. - Физик - баллистик
- Коцебалов О.С. - Инженер - авиастроитель/пилот

### Глава 1:

Описание реальной миссии:

В окрестностях Земли постоянно пролетают космические объекты, именуемые метеоритами. Какие-то из них, чаще всего небольшие, попадают на нашу планету. Атмосфера земли является надежным защитником от сравнительно небольших внеземных объектов, но долго ли нам будет везти? Не повторим ли мы судьбу динозавров?

На данный момент разрабатывается множество методов борьбы с внеземными гостями. Из них можно выделить самые популярные:

1. Ядерное взрывное устройство
2. Кинетический таран
3. Астероидный гравитационный таран
4. Ионный луч
5. Использование сфокусированной солнечной энергии
6. Электромагнитная катапульта
7. Ракетные двигатели

В рамках данного проекта мы будем говорить о миссии NASA по исследованию эффективности кинетического тарана в целях борьбы с метеоритами. Эта миссия получила название Dart mission (Double Asteroid Redirection Test), причем \*Dart с англ. - дротик) и предполагает под собой разработку и тестирование космического аппарата, который подобно сверхскоростному тарану попадет в метеорит и изменит его траекторию за счет кинетической энергии.

На момент 2022 года сборка космического аппарата, которому предстоит попытаться отклонить орбиту астероида, завершена, старт был изначально назначен на 22 июля 2021 года, но впоследствии перенесен. В итоге запуск аппарата DART был произведен с помощью ракеты-носителя Falcon 9 с космодрома Ванденберг в ночь на 24 ноября 2021 года. Полет аппарата к заданной цели занял год.

Основная задача космического зонда, созданного в рамках проекта DART (Double Asteroid Redirection Test), название которого можно перевести как «Тест по перенаправлению двойного астероида», – разбиться об астероид, чтобы доказать, что изменение орбиты астероидов-убийц возможно.

DART – специализированный космический аппарат, ударный зонд, предназначенный для того, чтобы настигнуть астероид почти в 11 миллионах километров от Земли и столкнуться с ним на скорости 6,6 километра в секунду. Сам зонд – простой и недорогой космический корабль массой около 560 килограммов. Его основная конструкция представляет собой короб размером примерно 1,2х1,3х1,3 метра. Это ударный аппарат, на котором нет никакой научной полезной нагрузки, кроме солнечного

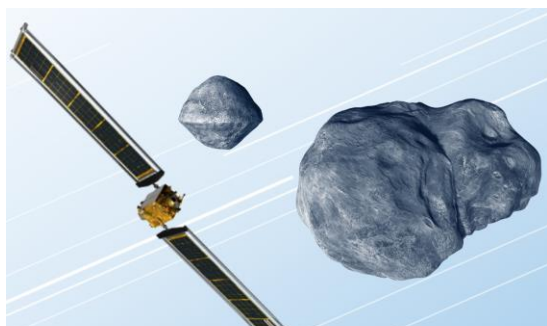


Иллюстрация аппарата DART, источник 5

датчика, звездного трекера и камеры с диафрагмой 20 сантиметров (DRACO) для поддержки автономной навигации при столкновении со спутником астероида.

Зонд большую часть крейсерской фазы миссии DART будет лететь вслепую. Хотя он и оснащен звездным трекером, который, используя положение звезд в Галактике, будет

подсказывать ему, где он находится в Солнечной системе, космический корабль фактически не сможет увидеть цель, пока не окажется совсем близко.

Кроме запуска ударного зонда DART, в рамках проекта запланировано создание и запуск еще нескольких аппаратов. За ходом столкновения и его последствиями будут следить не только наземные телескопы, но и небольшой аппарат, созданный Итальянским космическим агентством (ASI). LICIACube – кубсат класса 6U (10×20×30 сантиметров), оснащенный камерой – отделится от DART за несколько дней до столкновения с астероидом. Помимо этого, в 2024 году в рамках «Миссии по оценке удара и отклонения астероидов» (AIDA) в космос отправятся европейский зонд Hera и два кубсата APEX и Juventas. В их задачи будет входить исследование с орбиты, изучение рельефа и внутренней структуры астероидов, в том числе обследование ударного кратера.

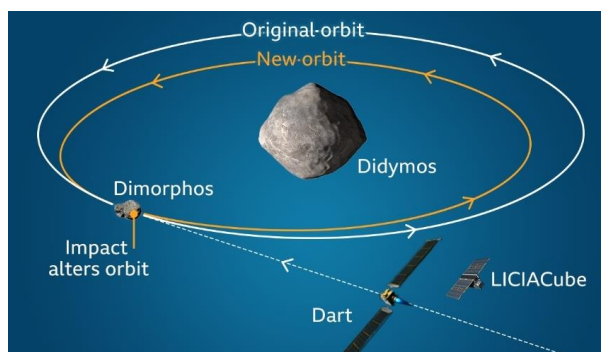
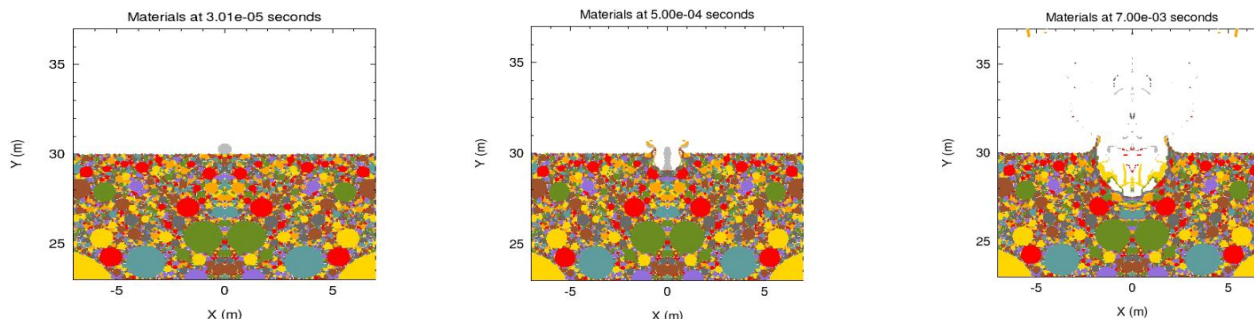


Иллюстрация траектории зонда DART относительно Didymos, источник 5

Стоит еще раз отметить, что основную миссию DART нельзя считать в полной мере научной. Она скорее демонстрационная – призвана доказать, что можно переместить астероид, ударив по нему, а заодно и опробовать на пути к небесному телу некоторые новые технологии.

Моделирование образования кратера за счет столкновения ударника с поверхностью астероида типа «кучи щебня».

Johns Hopkins APL / Angela Stickle, источник 4

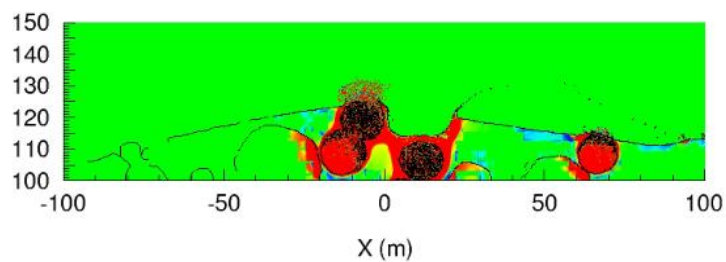
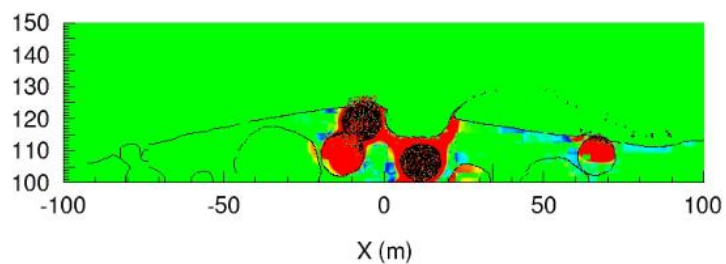
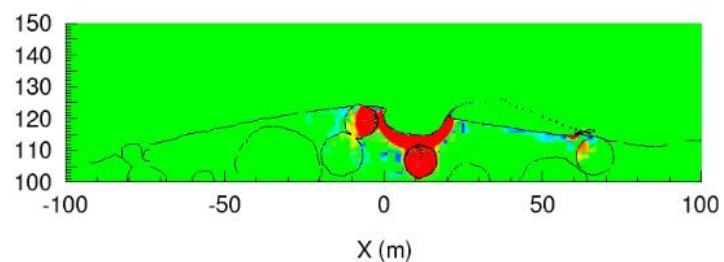
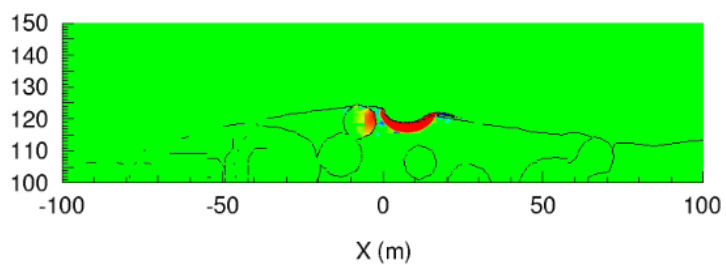
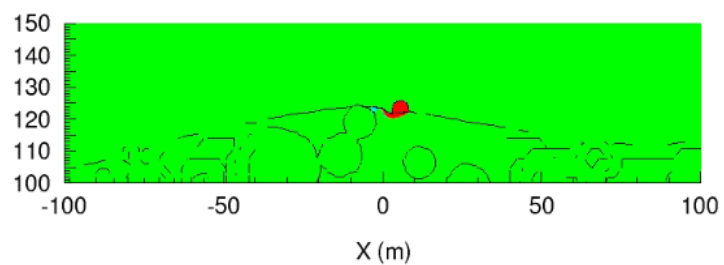


## Проектная работа по ВВАИРКТ "DART MISSION"

---

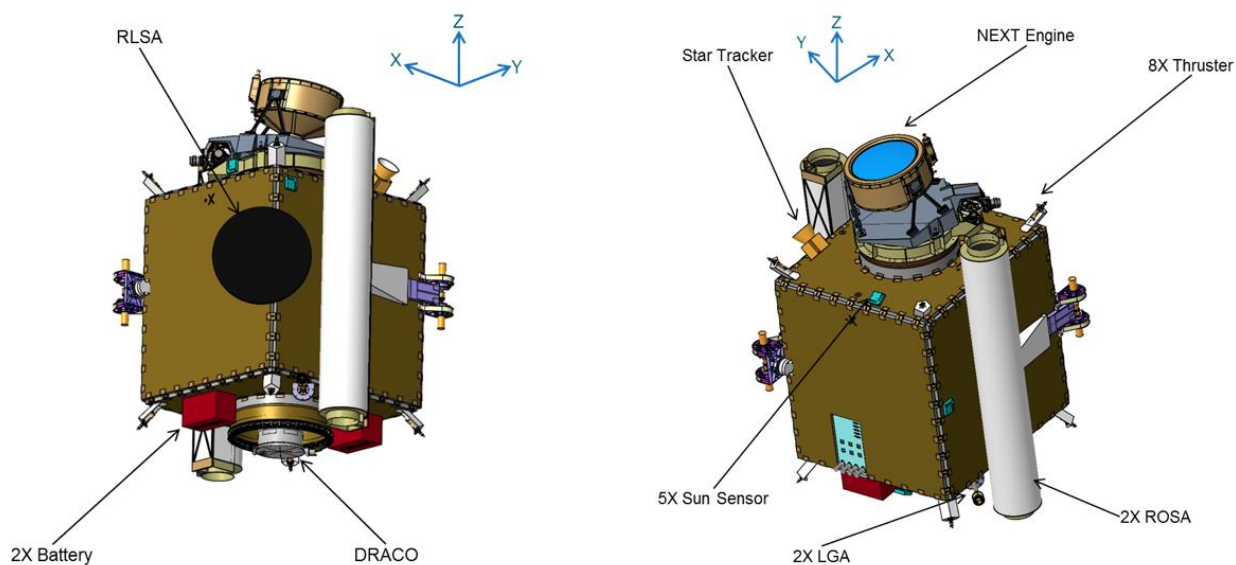
Моделирование разрушения крупных валунов в ходе столкновения ударника с поверхностью астероида типа «кучи щебня».

Johns Hopkins APL / Angela Stickle, источник 4

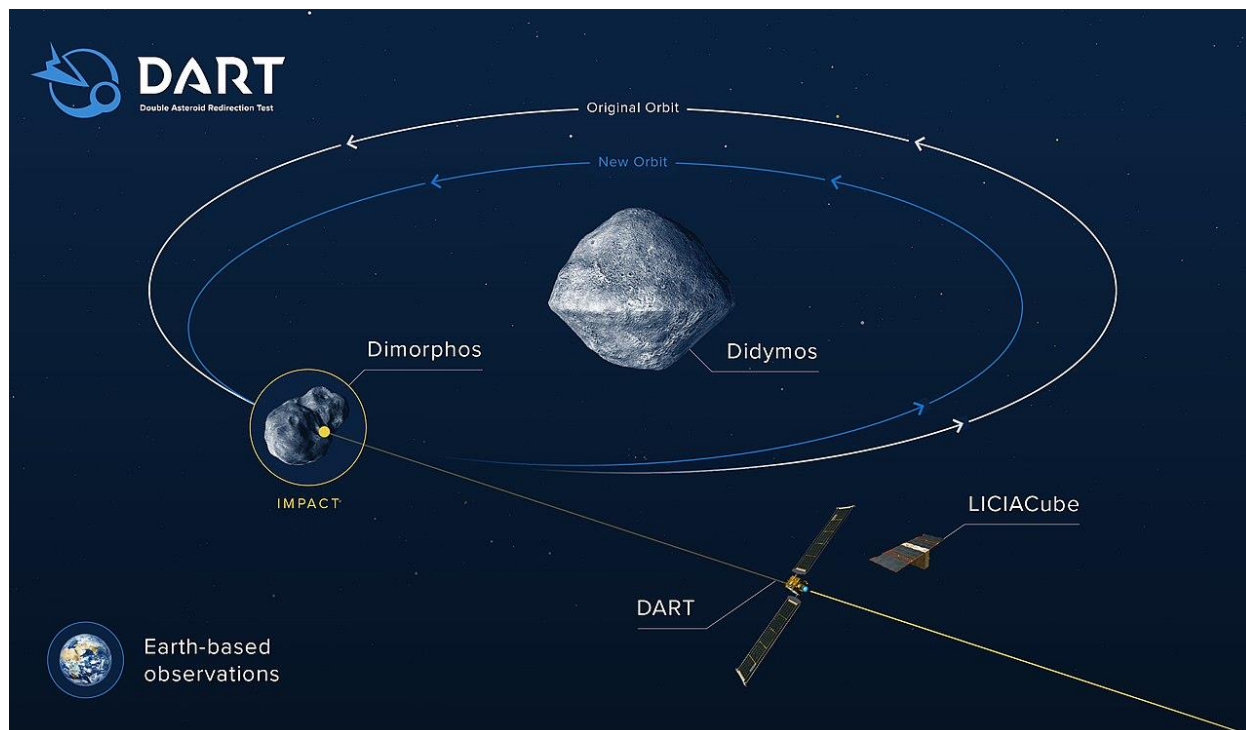


## Проектная работа по ВВАИРКТ “DART MISSION”

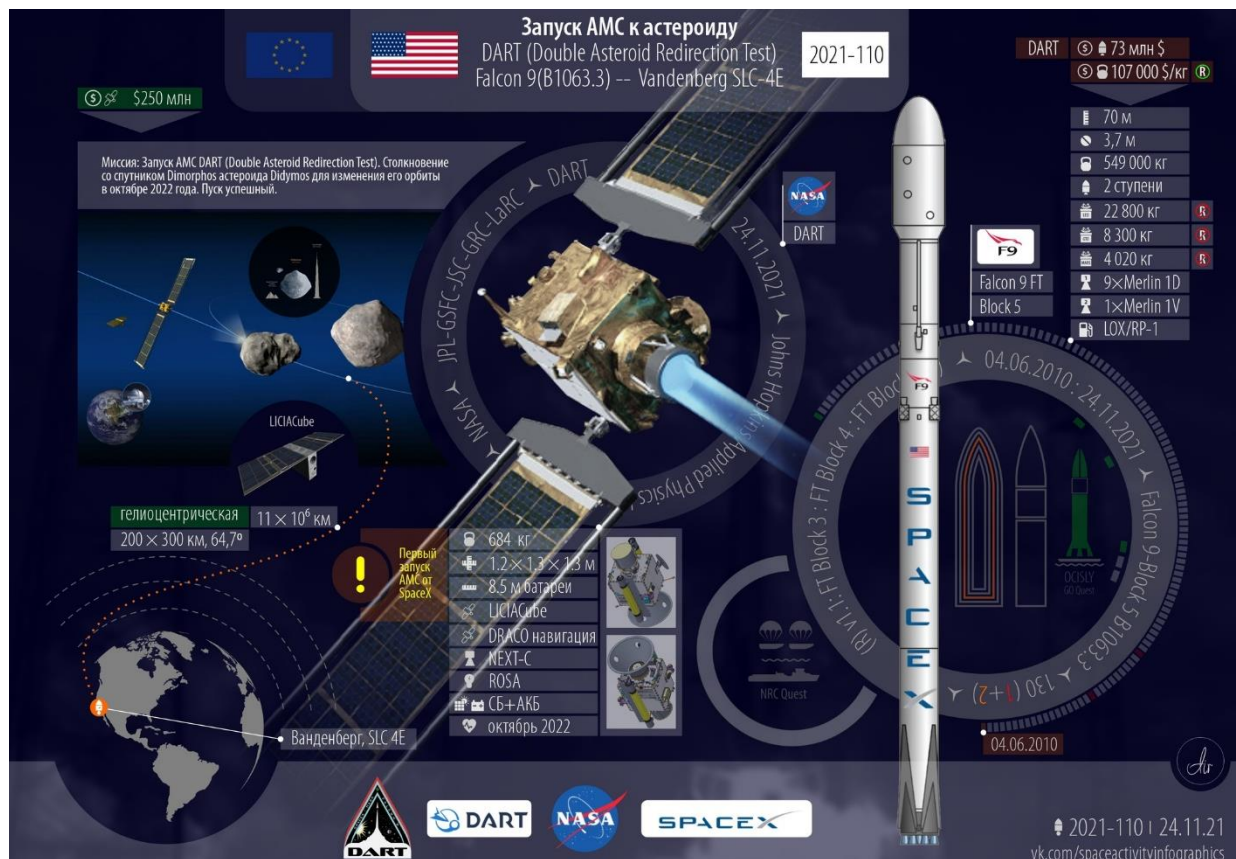
Устройство DART, источник 4



Траектория полета зонда к Системе метеоритов, источник 4







Обобщенные данные о миссии DART Mission, источник 6

### План выполнения работы:

#### Теоретическая часть:

Описание реальной миссии

План реализации миссии

#### Моделирование

Обработка модели выхода на орбиту блока ускорителя ракеты Falcon 9 с полезной нагрузкой

Моделирование удельного импульса ракеты Falcon 9

#### Работа с KSP

Проектирование ракеты и зонда

Моделирование миссии

Управление и логирование

Моделирование полета ракеты

Функции для расчета моделей

#### Выступление

Презентация

Отчет команды

Видео технической части

### Глава 2: Математические модели

Параметры ракеты:

Переменные	Значения
Масса ракеты $M_1$	549 000 кг
Масса ракеты без топлива и ступеней $M_2$	31 130 кг
Масса спутника	684 кг
Число ступеней	2
Масса полезной нагрузки $M_0$ для 1 ступени	127 700 кг
Масса 1 ступени без топлива $M_{21}$	25 600 кг
Масса 1 ступени с топливом $M_{11}$	421 300 кг
Удельный импульс 1 ступени для уровня моря	283 с
Удельный импульс 1 ступени для вакуума	312 с
Время горения топлива 1 ступени	162 с
Масса Полезной нагрузки $M_0$ для 2 ступени	31 130 кг
Масса 2 ступени без топлива $M_{22}$	3 900 кг
Масса 2 ступени с топливом $M_{12}$	96 570 кг
Удельный импульс 2 ступени для вакуума	348 с
Время горения топлива 2 ступени	397 с
Безразмерный коэффициент $C$ для конуса (а именно такой формы нос у ракеты)	$\sim 0,5$
Площадь сечения ракеты $S$	$\sim 10,75 \text{ м}^2$
Гравитационная постоянная $G$	$6,67 \cdot 10^{-11}$
Радиус Земли $r$	6 400 км
Масса Земли $M$	$6 \cdot 10^{24}$ кг
Молярная масса воздуха $\mu$	29 г/моль
Газовая постоянная $R$	8,31
Абсолютная температура $T$	$\sim 293 \text{ К}$
Нормальное давление $p_0$	$10^5 \text{ Па}$
Удельная газовая постоянная для воздуха $R'$	287 Дж/кг*К

Для определения скорости ракеты возникают некоторые сложности с вычислениями, так как простую формулу скорости ракеты с постоянной тягой и постоянной массой мы использовать не можем, поскольку масса ракеты не постоянна. Т.к. у ракеты масса топлива по мере полёта изменяется, а ракета Falcon 9 многоступенчатая, используем формулу Циолковского для расчёта скорости многоступенчатой ракеты. Формула Циолковского определяет скорость, которую развивает летательный аппарат под воздействием тяги ракетного двигателя, неизменной по направлению, при отсутствии всех других сил.

Эта скорость называется характеристической скоростью:

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

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

$v_e$  можно выразить следующим образом из формулы удельного импульса тяги:

$$v_e = I_{sp} g_0,$$

Где  $g_0 \sim 9.81$  м/с<sup>2</sup> – постоянная

Для многоступенчатой ракеты конечная скорость рассчитывается как сумма скоростей, полученных по формуле Циолковского отдельно для каждой ступени, причем при расчёте характеристической скорости каждой ступени к её начальной и конечной массе добавляется суммарная начальная масса всех последующих ступеней.

Формула Циолковского для многоступенчатой ракеты:

$$V = \sum_{i=1}^N I_i \cdot \ln\left(\frac{M_0 + \sum_{j=i}^N M_{1j}}{M_0 + M_{2i} - M_{1i} + \sum_{j=i}^N M_{1j}}\right).$$

Где:

- $M_{1i}$  — масса заправленной  $i$ -й ступени ракеты;
- $M_{2i}$  — масса  $i$ -й ступени без топлива;
- $I_i$  — **удельный импульс** двигателя  $i$ -й ступени;
- $M_0$  — масса полезной нагрузки;
- $N$  — число ступеней ракеты.

Как уже было описано, формула Циолковского работает только в вакууме и в тех случаях, когда на ракету не действуют другие силы. Поэтому необходимо учитывать гравитацию и пока ракета не выйдет из стратосферы лобовое сопротивление.

Гравитационные потери можно посчитать так:

$$\Delta v_g = \int_0^t g(t) \cdot \cos(\gamma(t)) dt,$$

Где:

$g(t)$ ,  $\gamma(t)$  — местное **ускорение гравитации** и угол между **вектором** силы тяги двигателя и местным **вектором** гравитации, соответственно, являющиеся функциями времени по программе полёта.



Для аэродинамических потерь можно использовать эту формулу:

$$\Delta v_a = \int_0^t \frac{A(t)}{m(t)} dt,$$

где  $A(t)$  — сила лобового аэродинамического сопротивления;

$m(t)$  — текущая масса ракеты.

Сила лобового сопротивления находится так:

Сила сопротивления направлена против скорости движения, её величина

пропорциональна характерной площади  $S$ , плотности среды  $\rho$  и квадрату скорости  $V$

$$F = C_F \frac{\rho V^2}{2} S$$

$C_F$  — безразмерный аэродинамический коэффициент сопротивления, получается из критериев подобия, например, чисел Рейнольдса и Фруда в аэродинамике.

Определение характерной площади зависит от формы тела:

- в простейшем случае (шар) — площадь поперечного сечения;
- для крыльев и оперения — площадь крыла/оперения в плане;
- для пропеллеров и несущих винтов вертолётов — либо площадь лопастей, либо ометаемая площадь винта;
- для подводных объектов обтекаемой формы — площадь смачиваемой поверхности;
- для продолговатых тел вращения, ориентированных вдоль потока (фюзеляж, оболочка дирижабля) — приведённая волнометрическая площадь, равная  $V^{2/3}$ , где  $V$  — объём тела

Безразмерный коэффициент  $C$  для конуса (а именно такой формы нос у ракеты) примерно равен  $\sim 0.5$

Формула коэффициента изменения массы:

$$k = \frac{M_0 - M}{T}$$

где  $M_0$  - начальная масса ракеты,  $M$  - масса ракеты без топлива,  $T$  - время работы двигателя.

Уравнение расхода массы

$$m(t) = M_0 - kt$$

Для формулы Циолковского необходимо знать удельный импульс двигателя. Удельный импульс двигателя, объёмный удельный импульс двигателя — ряд эквивалентных, отличающихся на константу, показателей эффективности реактивного двигателя в совокупности с используемым ракетным топливом (топливной пары, рабочего тела).

Он считается по формуле:

$$I_{sp} = \frac{F_{thrust}}{g \cdot k}$$

где  $F_{thrust}$  - реактивная тяга двигателя

$k$  - скорость траты ракетного топлива = 298.7

$g$  - коэффициент ускорения свободного падения = 9.80665 м/с<sup>2</sup>

При этом  $F_{thrust}$  считается так:

$$F_{thrust} = k V_{ex} + S_{throat}(p_{ex} - p_{air})$$

где  $S_{throat}$  - площадь сопла = 0.042 м<sup>2</sup>

$p_{air}$  - давление окружающей среды

$p_{ex}$  - выходное давление = 1.5 ат

$V_{ex}$  - выходная скорость = 2570 м/с

Давление окружающей среды найдем по формуле:

$$p_{air} = p_0 * \left(1 - \frac{g * h}{c * T_0}\right)^{\frac{c * M}{R}}$$

где  $p_0$  - стандартное атмосферное давление на уровне моря = 101325 Па

$c$  - удельная теплоёмкость при постоянном давлении = 1004,68506 Дж/(кг · К)

$T_0$  - стандартная температура на уровне моря = 288,16 К

$h$  - высота над поверхностью земли = m

$M$  - молярная масса сухого воздуха = 0,02896968 кг / моль

$R_0$  - универсальная газовая постоянная 8.314462618 Дж/(моль·К)

Итоговая формула для удельного импульса выглядит следующим образом:

$$I_{sp} = \frac{V_{ex}}{g} + \frac{(p_{ex} - p_0 * (1 - \frac{g*h}{c*T_0})^{\frac{c*M}{R}}) S_{throat}}{g \quad k}$$

Мы получаем следующую симуляцию, график которой начинается в нулевой



высоте, она считается высотой на уровне моря, конечные показатели, наибольшие расчетные показатели составляют 25 тысяч метров, что эквивалентно 25 километрам, для сравнения высота Эльбруса 5642 метров. На этой высоте воздух разреженный, поэтому показатели удельного импульса отличаются от начальных. В ходе анализа симуляции, мы получаем следующие значения: 285с – на уровне моря и 317с на высоте

25 километров. Что приближается к показателям, указанным в открытых источниках. Погрешность же возникает из-за упрощённых расчётов, не учитывается множество факторов окружающей среды, хотя результат получился довольно точным.

Закон сохранения импульса:

$$V_1 \cdot m_0 + V_a \cdot m_1 = (m_0 + m_1) \cdot V_n$$

Проекция скорости ракеты на скорость астероида:

$$V_1 = \cos(a) \cdot V_0$$

$V_n$  - скорость астероида после столкновения:

$$V_n = \frac{V_1 \times m_0 + m_1 \times V_a}{m_1 + m_0}$$

Тогда посчитаем 2 радиуса: до столкновения - R0 и после - R1

$$R0 = G * \frac{M}{Va}$$

$$R1 = G * \frac{M}{Vn}$$

Тогда изменение радиуса можно посчитать по формуле:  $r=R0-R1$

$$r = M * G * \left( \frac{1}{Va} - \frac{1}{Vn} \right)$$

$$r = G * M * \left( \frac{1}{Va} - \frac{m0 + m1}{m0 * V0 * \cos(a) + Va * m1} \right)$$

Подставив значения получаем  $r = 10^{10}$  метров.

Таким образом, изменение орбиты составило  $10^{10}$  метров, что является достаточно существенным результатом для ксп. В настоящей миссии, ученым удалось изменить орбиту на 32 минуты. В обоих случаях кинетический таран доказал свою эффективность, что делает его вполне полезным для вооружения земли от космических угроз. На изображении представлена новая орбита метеорита.



Изменение траектории в ходе реализации миссии DART Mission, источник 7

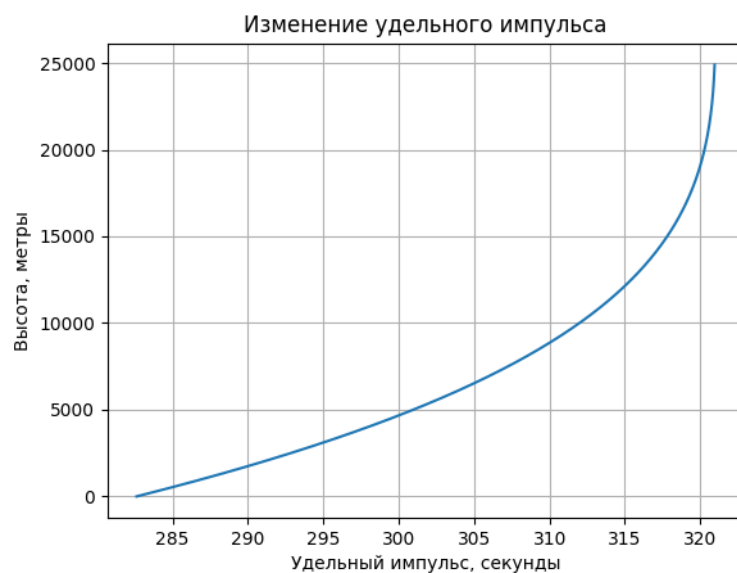
### Глава 3: Программная реализация

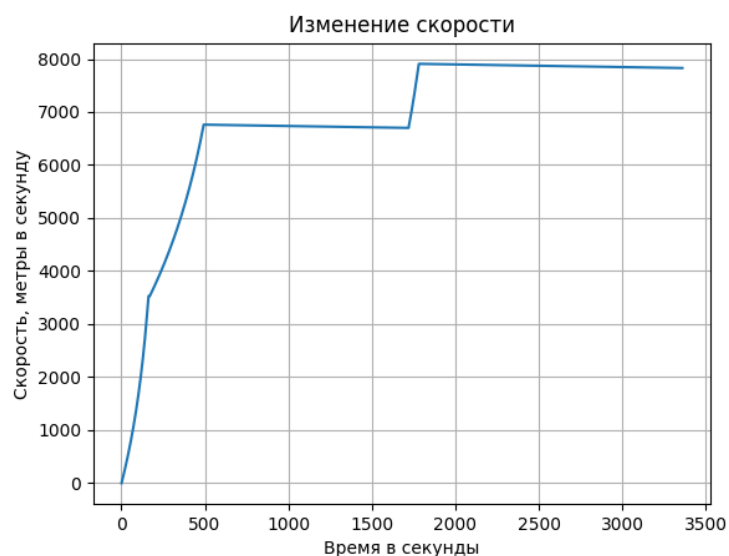
Полный код симуляции находится на *GitHub*.

[https://github.com/YuraDudar/MAI\\_ROCKETS/blob/main/rocket\\_calculations.py](https://github.com/YuraDudar/MAI_ROCKETS/blob/main/rocket_calculations.py)



### Глава 4: Симуляции





### Глава 5: Медиа

Публичное выступление

[https://github.com/YuraDudar/MAI\\_ROCKETS/blob/main/BBAИРКТ\\_КОСМОСТАРС.pdf](https://github.com/YuraDudar/MAI_ROCKETS/blob/main/BBAИРКТ_КОСМОСТАРС.pdf)



### Заключение:

Учебные итоги:

*Освоение математического моделирования*

*физических процессов*

*Совершенствование навыков программирования*

*Ознакомление с научным симулятором KSP*

*Совершенствование навыков командной работы*

*Получение прикладных навыков выполнения работы в срок*

Проектные итоги:

*Получены математические модели, описывающие нашу миссию*

*Произведено моделирование миссии в научном симуляторе KSP*

*Созданы программные симуляции*

*Составлен отчет о реализации миссии*

*DART Mission*

*Удалось изменить орбиту астероида путем кинетического тарана*

### Источники:

#### Миссия дарт

1. <https://naked-science.ru/article/cosmonautics/dart-samoubijstvennaya-missiya-k-dvojnemu-asteroidu>
2. <https://www.nasa.gov/planetarydefense/dart/dart-news>
3. <https://dart.jhuapl.edu/Mission/index.php>
4. <https://nplus1.ru/material/2021/11/23/dart-mission>
5. <https://www.wired.it/article/missione-dart-test-difesa-planetaria-navigazione-autonoma/>
6. <https://pikabu.monster/post/9501684-content>
7. <http://krasnodar-news.net/society/2021/11/24/247923.html>

#### Дополнительная информация

8. <https://spacedock.ru/kerbal-space-program/guides-ksp/641-ustanovka-modov-i-sohraneniya.html>
9. [https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Magnetometer\\_Boom](https://wiki.kerbalspaceprogram.com/wiki/Magnetometer_Boom)