

Краевая научно-практическая конференция  
учебно-исследовательских работ учащихся 6-11 классов  
«Прикладные и фундаментальные вопросы математики и физики»

прикладные вопросы физики

## **Оценка эффективности конструкции модельной ракеты**

Абдулов Роман Сергеевич,  
Булига Константин Сергеевич  
11 кл., МБОУ «Лицей №1» г. Пермь

Научный руководитель:

Соломонов Анатолий Борисович,  
к.т.н., доцент ПНИПУ

Пермь 2017

## Реферат

Отчет содержит 27 стр., 4 рисунка, 10 использованных источников, 4 приложения.

### МОДЕЛЬНАЯ РАКЕТА, РДТТ, РД, БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

Теоретическая часть включает в себя обзор модельной ракеты и ее конструктивных элементов, исследование баллистических характеристик спроектированных модельных ракет, а так же описание влияния конструктивных элементов на высоту полета модельной ракеты.

Практическая часть работы состояла в определении максимальной высоты полета ракеты при наименьших экономических затратах. Были спроектированы и рассчитаны несколько моделей ракет в условиях увеличения высоты полета. Дана оценка баллистической и экономической эффективности спроектированных моделей.

## Содержание

Литературный обзор .....	7
1 Модельная ракета и её конструктивные элементы.....	7
2 Влияние конструктивных элементов на высоту .....	9
полёта модельной ракеты .....	9
Расчетная часть .....	11
3 Баллистическая эффективность.....	11
3.1 Описание образцов модельных ракет.....	13
3.2 Расчет баллистических характеристик в программном пакете SpaceCad.....	14
3.3 Процесс моделирования ракеты. ....	15
3.4 Оценка баллистической эффективности модельных ракет .....	16
4 Экономическая эффективность .....	18
4.1 Оценка экономической эффективности спроектированных моделей.....	19
Заключение.....	20
Список литературы.....	21

## Перечень сокращений

АУТ	–	активный участок траектории
БХ	–	баллистические характеристики
КПД	–	коэффициент полезного действия
МРД	–	магистральная рулёжная дорожка
ПГ	–	полезный груз
ПН	–	полезная нагрузка
РД	–	ракетный двигатель
РДТТ	–	ракетный двигатель твёрдого топлива
ТЗП	–	теплозащитное покрытие
ТРТ	–	твёрдое ракетное топливо
У.Е.	–	условная единица

## Введение

Истоки возникновения ракет большинство историков относят к временам китайской династии Хань, к открытию пороха и началу его использования для фейерверков и развлечений. Сила, возникающая при взрыве порохового заряда, была достаточной, чтобы двигать различные предметы. Позже этот принцип нашёл применение при создании первых пушек и мушкетов. Снаряды порохового оружия могли летать на далёкие расстояния, однако не были ракетами, поскольку не имели собственных запасов топлива. Тем не менее, именно изобретение пороха стало основной предпосылкой возникновения настоящих ракет.

С 1894 года в России созданием пороховых ракетных снарядов начал заниматься русский инженер-химик Н.И. Тихомиров. Он является основоположником разработки в СССР ракетных снарядов на бездымном порохе.

Неоценимый вклад в развитие ракетных двигателей и ракетно-космической техники внес знаменитый русский ученый К.Э. Циолковский, по праву считающийся основоположником современной космонавтики и ракетно-космической техники. В 1903 году он опубликовал свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», получивший всемирную известность. В нем Циолковский описал ракету с жидкостным двигателем как средство передвижения в космическом пространстве и изложил основы ракетодинамики. К.Э. Циолковскому принадлежит множество гениальных идей в области ракетно-космической техники. Циолковский заложил принципиальные теоретические основы современного ракетного двигателестроения. Независимо от Циолковского, но позднее его, подошли к идее создания ракет с жидкостными ракетными двигателями ученые зарубежных стран.

Целью нашей работы было определение баллистической и экономической эффективности при изменении конструктивных элементов ракеты. В виду того,

что полный расчет баллистических характеристик, а так же экономических показателей является процессом весьма трудоемким и занимает значительный объем времени, было принято решение выбрать в качестве изменяемого параметра ракетный двигатель. В данном случае, при оценке эффективности ракеты в целом, расчеты показали, что для модельных ракет это будет наиболее существенным показателем влияющим на прирост высоты полета.

Для данного исследования проведена серия расчетов траектории полета модельных ракет одной конструкции, но с разными двигателями. Стоит отметить, что для чистоты эксперимента взяты двигатели одной марки и на одном топливе. Изменение выходных параметров всей ракеты достигается исключительно изменением горячей поверхности топливного заряда внутри двигателя, а так же изменением массы топлива. Расчет выходных характеристик проводился в программном пакете SpaceCad.

Также проведена оценка экономической эффективности замены двигателя модельной ракеты на более мощный. Ввиду сложностей, связанных с поиском данных по стоимости тех или иных материалов, из которых сделаны конструктивные элементы ракеты, цены приведены в условных единицах.

На основе проведенного анализа полученных в ходе расчета результатов сделано заключение о влиянии двигателя на высоту полета модельной ракеты.

## Литературный обзор

### 1 Модельная ракета и её конструктивные элементы.

Модельная ракета – это летательный аппарат тяжелее воздуха, полет которого основан на реактивном принципе. Летящая модель ракеты приводится в движение с помощью ракетного двигателя и поднимается в воздух, не используя аэродинамическую подъёмную силу несущих поверхностей (как самолёт), имеет устройство для безопасного возвращения на землю. Модель изготавливают в основном из бумаги, дерева, разрушаемого пластика и других неметаллических материалов.

Любая летающая модель ракеты имеет следующие основные части: корпус, стабилизаторы, парашют, направляющие кольца, головной обтекатель и двигатель. Поясним их назначение.

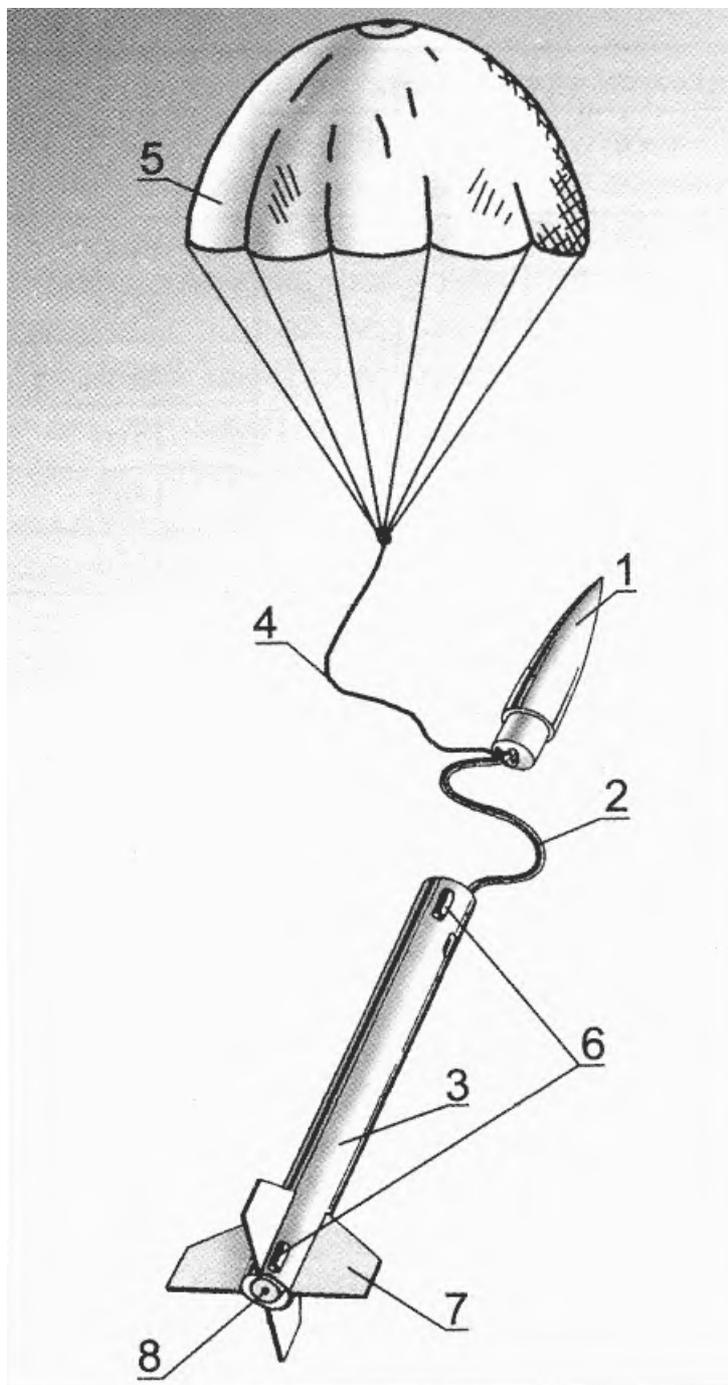
Корпус служит для размещения парашюта и двигателя. К нему крепят стабилизаторы и направляющие кольца. Стабилизаторы нужны для устойчивости модели в полёте, а парашют или любая другая система спасения — для замедления свободного падения. С помощью направляющих колец модель устанавливают на штангу перед стартом. Для придания модели хорошей аэродинамической формы верхняя часть корпуса начинается головным обтекателем. Двигатель — «сердце» модели ракеты, он создает необходимую тягу для полёта.

На рисунке 1 представлены основные компоненты модельной ракеты и их расположение.

Каждая модельная ракета содержит следующие элементы конструкции: головной обтекатель, корпус, стабилизаторы, двигатель. Также ракета может нести парашют (в случае, если необходимо спустить её аккуратно), приборы для передачи телеметрии, гироскоп, акселерометр и другой полезный груз.

Каждая из составных частей модельной ракеты предназначена для выполнения конкретных задач, как, например, обтекатели служат для

стабилизации ракеты. А все вместе они направлены на извлечение из ракеты максимального КПД, т.е. достижение максимальных баллистических характеристик при минимальных затратах.



**Рис. 1. Модель ракеты:**

1 - головной обтекатель; 2 - амортизатор; 3 - корпус; 4 - нить подвески парашюта; 5 - парашют; 6 - направляющие кольца; 7- стабилизатор; 8 - МРД

## 2 Влияние конструктивных элементов на высоту полёта модельной ракеты

К основным факторам, влияющим на дальность полета снаряда относятся: силы сопротивления воздуха, площадь поперечного сечения, плотности воздуха, аэродинамическая форма снаряда.

**Сила сопротивления воздуха  $R$ .** Есть равнодействующая всех элементарных сил воздействия воздуха на снаряд. Направление действия силы сопротивления воздуха и точка ее приложения зависят от того, совпадает ли продольная ось снаряда с вектором скорости (касательной к траектории) или нет.

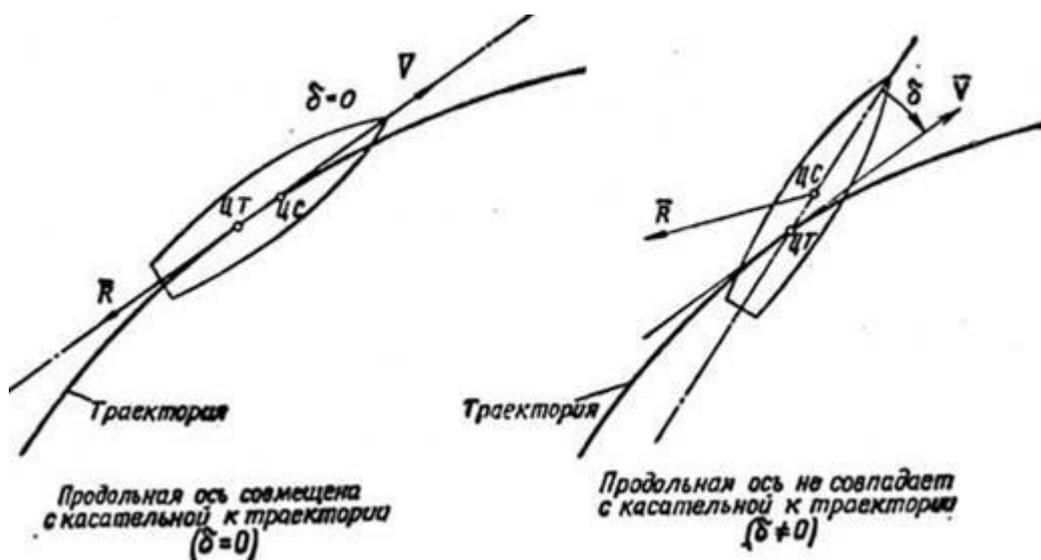


Рис. 2.

Если продольная ось снаряда совпадает с касательной к траектории, то сила сопротивления воздуха приложена к центру тяжести снаряда ( $\text{ЦТ}$ ) и направлена вдоль продольной оси снаряда в сторону, противоположную направлению движения.

Если продольная ось снаряда составляет с касательной к траектории некоторый угол  $\delta$ , то сила сопротивления воздуха приложена к центру сопротивления ( $\text{ЦС}$ ), который находится у неоперенных снарядов между

центром тяжести снаряда и его головной частью. Направление силы сопротивления воздуха в этом случае составляет некоторый угол как с осью снаряда, так и с его вектором скорости. Таким образом, сила сопротивления воздуха стремится опрокинуть снаряд и уменьшить его скорость, что влечет за собой уменьшение дальности стрельбы.

Сила сопротивления воздуха вызывается тремя основными причинами: трением воздуха, образованием завихрений и образованием баллистической волны.

**Плотность воздуха.** Плотность воздуха определяется числом частиц, заключённых в единице объема. При движении в более плотном воздухе снаряд на своем пути будет встречать большее число частиц воздуха и, следовательно, испытывать большее сопротивление. Нормальная плотность воздуха считается при температуре  $+15^{\circ}\text{C}$ , давлении 100 кПа и относительной влажности воздуха 50%. При этих условиях 1 м<sup>3</sup> воздуха имеет массу 1,206 кг. Плотность воздуха уменьшается с повышением температуры и влажности, и увеличивается с повышением атмосферного давления воздуха.

**Форма снаряда.** Разнообразие форм современных снарядов в основном определяется стремлением уменьшить силу сопротивления воздуха. Теоретические исследования и практический опыт показывают, что снаряд должен быть продолговатым, цилиндрической формы, с заостренной головной частью и скошенной хвостовой частью в виде усеченного конуса. В зависимости от скорости движения снаряда самая выгодная его форма должна быть различной. С увеличением скорости полета относительная длина снаряда должна увеличиваться. При этом особенно резко должна возрасти длина заостренной головной части. С ростом скорости необходимо в свою очередь уменьшать длину цилиндрической и хвостовой частей снаряда. Реальная форма снаряда может отличаться от эталонной. Степень отличия определяется путем продувки эталонного и реального снарядов в аэродинамической трубе.

## Расчетная часть

### 3 Баллистическая эффективность

Эффективность технической системы (в том числе ракетной) – наиболее общее интегральное свойство, определяющее степень пригодности ее для использования по назначению и характеризующее соответствие достигнутого в процессе применения результата ожидаемому, требуемому.

В общем комплексе лётно – технических характеристик ракеты, определяющих эффективность ее применения, выделяют группу, непосредственно влияющих на динамику полета: диапазон дальности полета (м), скорость полета в конце активного участка траектории (м/с), а также массу полезной нагрузки (кг). Эти характеристики связаны между собой и называются баллистическими (БХ).

Наибольшее влияние на внутрибаллистические и энергомассовые характеристики двигателя и, как следствие, на баллистические характеристики ракеты оказывают энергомассовые и баллистические характеристики твердого топлива.

Удельный импульс и плотность топлива в соответствии с формулой Циолковского непосредственно влияют на скорость ракеты в конце АУТ и соответственно на дальность полета (в нашем случае на высоту полета модельной ракеты), а также на массовые характеристики.

Существенное влияние на баллистические характеристики ракеты оказывают скорость горения топлива и ее чувствительность к давлению в камере двигателя.

На массу топливного заряда, прочно скреплённого с корпусом, а также коэффициент массового совершенства РДТТ значительное влияние оказывают механические характеристики ТРТ. Оценочные расчеты, приведенные в ряде технической литературы, показывают, что в отдельных случаях снижение относительной деформации топлива по абсолютной величине на 10% приводит

к уменьшению массы заряда на 4...5%. Это, в свою очередь, снижает дальность полета или массу полезной нагрузки ракеты.

Влияние других характеристик топлива на характеристики ракеты менее существенно. Таким образом, под баллистической эффективностью ТРТ понимают обобщенное свойство топлива, обусловленное преимущественно совокупностью баллистических, энергомассовых и механических характеристик и определяющее его возможность обеспечить требуемый уровень соответствующих характеристик РДТТ, баллистических характеристик ракеты.

Эффективность, как и всякое свойство, обладает интенсивностью своего проявления. Мету интенсивности проявления эффективности называют показателем эффективности. Показатель эффективности - мера степени соответствия реального результата операции требуемому или мера достижения цели.

В практике исследования эффективности наряду с проблемой оценки эффективности выделяют проблему выбора рационального способа действий или способа использования активных средств (в том числе технических систем), называемого стратегией. Проблема выбора стратегии (рационального поведения) предполагает установление ведущего принципа поведения и формирование на его основе критерия эффективности, т.е. решающего правила, позволяющего сопоставлять стратегии и осуществлять направленный выбор стратегий из множества допустимых.

Среди возможных концепций поведения системы для установления ведущего принципа и формирования критерия эффективности применительно к ракете можно выделить концепции пригодности и оптимизации.

Согласно концепции пригодности в общем случае рациональна любая стратегия, при которой выбранный показатель эффективности ракеты принимает значение не ниже некоторого приемлемого уровня.

Концепция оптимизации считает рациональными те стратегии, которые обеспечивают максимум эффективности в операции.

Применительно к спроектированной модельной ракете показателем эффективности является дальность полета ракеты  $L$ , в рамках концепции оптимизации. То есть встает задача оптимального изменения компонентов ракеты таким образом, чтоб эти изменения обеспечивали прирост  $\Delta L$ .

### 3.1 Описание образцов модельных ракет

При проектировании было выбрано ограничение по габаритному размеру выбранных моделей. Общие габаритные размеры для всех спроектированных моделей составляют: длина - 300 мм, диаметр - 28 мм. Также необходимо отметить, что изменение выходных баллистических параметров достигается исключительно за счет замены твердотопливного двигателя.

В качестве переменного компонента в ходе эксперимента был выбран твердотопливный ракетный двигатель, так как он оказывает наибольшее влияние на баллистическую эффективность ракеты в целом.

Спроектированная модельная ракета представлена на рисунке 2 и состоит из следующих конструктивных элементов:

- Головной обтекатель: материал – полиэтилентерефталат (mylar); длина обтекателя – 100 мм; диаметр – 28 мм; масса – 32 г; форма – цельно литой конус;
- Корпус: материал - полиэтилентерефталат (mylar); длина корпуса – 200 мм; диаметр – 28 мм; масса – 78 г; толщина стенки – 4 мм;
- Стабилизаторы: материал – древесина бальзы (balsawood); толщина стабилизатора – 3 мм; длина – 45 мм; ширина – 30 мм; длина среза – 30 мм; масса – 23 г.

Для упрощения дальнейшего сравнения обозначим две ракеты. Ракета №1 с двигателем Aerotech E27, а ракета №2 с двигателем Aerotech E25. Характеристики двигателей указаны в таблице 1.

Таблица 1 – Массо-габаритные и баллистические характеристики двигателей.

Наименование двигателя	$m_r$ , г	$m_d$ , г	$J_{\Sigma}$ , Н·с	$t_p$ , с	$R_{max}$ , Н	$D$ , мм	$L$ , мм	Топливо
Aerotech E27	10,1	31,1	62	1	21,83	18	70	Blue Thunder Long Burn
Aerotech E25	11	24,3	48,5	0,94	23,94	18	70	Blue Thunder Long Burn

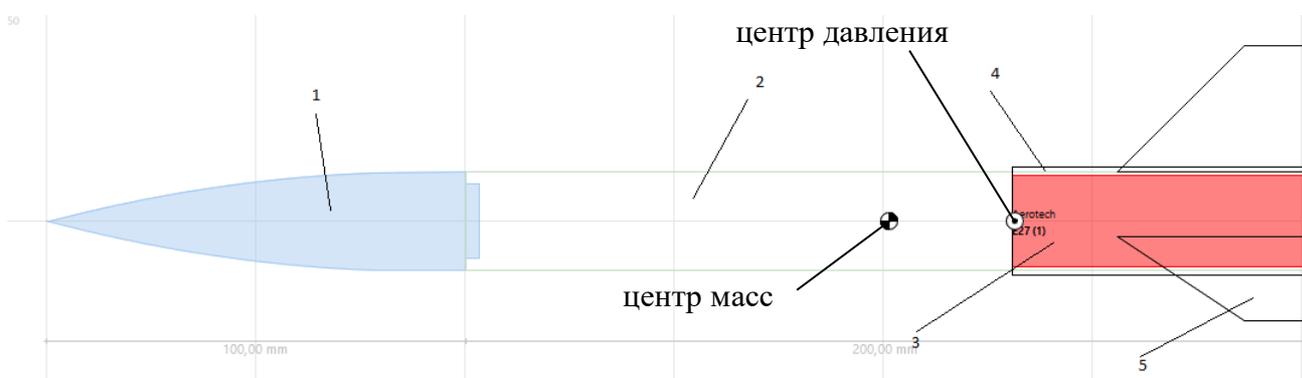


Рисунок 2 – Модельная ракета

1 – головной обтекатель; 2 – корпус; 3 – РДТТ; 4 – ТЗП; 5 – стабилизатор;

### 3.2 Расчет баллистических характеристик в программном пакете SpaceCad.

Расчет баллистических показателей спроектированных модельных ракет проводился в программном пакете SpaceCad, который позволяет выполнить такие операции как:

1. Осуществить конструирование модельных ракет в формате 2D и 3D из стандартных конструктивных элементов или созданных;
2. Проектировать и рассчитывать многоступенчатые ракеты;
3. Рассчитать баллистические характеристики спроектированной ракет, а также импортировать полученные результаты расчетов в текстовый редактор для дальнейшей обработки;

4. Проследить изменения баллистических характеристик ракеты по времени.

В программном пакете SpaceCad возможно спроектировать и рассчитать модельную ракету практически любой конфигурации, при этом в программе имеется обширная база стандартных конструктивных элементов. В процессе проектирования можно менять параметры выбранных элементов под собственные задачи.

### 3.3 Процесс моделирования ракеты.

В общих чертах процесс моделирования ракеты сводится к выбору конструктивных элементов ракеты из имеющихся в базе. В случае проектирования представленной модельной ракеты были выбраны следующие конструктивные элементы: головной обтекатель, корпус ракеты, стабилизаторы, РДТТ. Для каждого из этих элементов были изменены размеры и материалы.

При проектировании в программном пакете SpaceCad необходимо учитывать силы, которые будут действовать на неуправляемую ракету в полете. В основном это тяга двигателя  $R$ , аэродинамическая сила  $P$  и сила тяжести  $Q$ .

Тяга ракеты направлена вдоль оси симметрии, сила тяжести в соответствии с законами механики приложена в центре тяжести (центре масс) и действует в направлении центра земли, а аэродинамическая сила соответствует набегающему потоку ветра. Точка приложения силы  $P$ , называется центром давления.

Для движения вдоль определенной траектории ракета должна быть устойчива. Это возможно в том случае, когда действующие на нее силы и моменты непрерывно сохраняют равновесие и направляют ракету на первоначальную траекторию полета.

Для сохранения устойчивости ракеты, движущейся в воздухе, центр ее масс должен находиться впереди центра давления (если смотреть от головной части). Это основное условие безопасного старта и полета ракеты. Стоит

отметить, что оптимальным расстоянием между центром масс и центром давления ракеты является величина равная диаметру (калибру) ракеты. На рисунке 2 отмечены центр масс и центр давления сконструированной модельной ракеты.

### 3.4 Оценка баллистической эффективности модельных ракет

После завершения проектирования ракеты проводится расчет выходных баллистических параметров для каждой ракеты. В конструкции ракеты меняется исключительно твердотопливный двигатель, который является основным фактором, влияющим на баллистические характеристики.

Для оценки баллистической эффективности на различных этапах разработки создан и используется ряд методов. В основе всех их лежит определение результата воздействия на баллистические характеристики ракеты замены одного элемента конструкции на другой при заданных условиях проектирования. В нашем случае, в качестве изменяемого параметра, было выбрано два двигателя одной фирмы Aerotech. При этом двигатель E27 обладает суммарным импульсом тяги большим, по сравнению с E25, что в значительной мере влияет на высоту полета спроектированных модельных ракет. В таблице 2 приведены рассчитанные в программе баллистические характеристики.

После определения в первом приближении области возможных значений основных параметров разрабатываемой ракеты выбор составных частей может быть осуществлен более обоснованно с учетом конкретных данных, полученных в результате запуска изначальной ракеты.

В качестве основного показателя эффективности используют приращение высоты полета модельной ракеты, вызываемое заменой эталонных компонентов ракеты в заданных габаритных размерах. Расчет показателя эффективности осуществлялся по упрощенной методике без использования частных производных баллистических показателей ракеты.

В качестве сравниваемых характеристик выбраны следующие:  $I_{уд}$  – удельный импульс (Н·с/кг),  $\Delta I_{\Sigma}$  – приращение суммарного импульса (Н·с/кг),  $U_{max}$  – скорость максимальная (м/с),  $h$  – высота полета(м),  $\Delta h$  – приращение высоты полета(м),  $m_T$  – масса топлива(г),  $m_p$  – масса ракеты(г),  $m_d$  – масса двигателя(г),  $t$  – время работы(с),  $I$  сум. – суммарный удельный импульс (Н·с/кг).

Таблица 2 – баллистические характеристики спроектированных модельных ракет.

Ракета	№1	№2
Наименование РДТТ	Aerotech E27	Aerotech E25
$U_{max}$ , м/с	118,49	127,89
$m_p$ , г	164,1	157,3
$\Delta m_p$ , г	-	6,8
$m_d$ , г	31,1	24,3
$m_T$ , г	10,1	11
$t_p$ , с	1	0,94
$h$ , м	468	501
$\Delta h$ , м	0	33
$I_{уд}$ , Н·с/кг	0,6	0,6
$I_{\Sigma}$ , Н·с/кг	62	48,5
$\Delta I_{\Sigma}$ , Н·с/кг	13,5	-

Как видно из таблицы 2, при замене двигателя E27 на двигатель E25 наблюдается прирост высоты полета модельной ракеты в 33м или на 7% от первоначальной. Из полученных данных видно также, что пропорционально изменились такие показатели, как максимальная скорость на АУТ, масса ракеты, а также масса топлива и время работы двигателя. Из полученных данных следует вывод о том, что баллистический эффект от изменения двигателя в пределах одной разновидности небольшой, но однозначно присутствует. При дальнейшем исследовании необходимо расширить номенклатуру двигателей. Графики, полученных в ходе расчета баллистических характеристик спроектированных модельных ракет, приведены в приложениях 1, 2, 3 и 4.

## 4 Экономическая эффективность

Экономическая эффективность – это соотношение между полученными результатами и затратами труда и средств производства.

Критерий эффективности - это показатель, выражающий главную меру желаемого результата, которая учитывается при рассмотрении вариантов решения.

Применение экономического критерия целесообразно в том случае, если выполнение задачи возможно с помощью различных вариантов технических решений. Если техническая задача исключает многовариантность решения, то экономический критерий применять бессмысленно.

Затраты на выполнение целевой задачи являются наиболее общим критерием при проектировании. Такой критерий с теми или иными допущениями (не учетом второстепенных для решаемой задачи затрат) довольно широко используется. Общим критерием проектированных задач должны являться все затраты на выполнение поставленной задачи, в которые должны входить как затраты на летательный аппарат, так и затраты на все средства и их эксплуатацию, которые обеспечивают эффективность летательного аппарата.

В качестве экономического критерия нередко применяется себестоимость производства проектируемого агрегата. Этот критерий можно применять только в том случае, если вес и надежность сравниваемых вариантов агрегата или детали одинаковы, как в нашем случае.

Вес летательного аппарата или детали являются косвенными критериями экономического качества: производственная стоимость летательного аппарата или детали определенного типа примерно пропорциональна весу. Поэтому весовой критерий в ряде случаев можно рассматривать как разновидность экономического критерия. В нашем случае ввиду большого разброса по плотности материалов и, соответственно, стоимости было принято решение

провести оценку в объемных долях с учетом среднеарифметической стоимости материалов за м<sup>3</sup>. А так же ввиду того, что корпус и головной обтекатель получаются по технологии вакуумного формования.

При определении затрат на выполнение задач проектирования и изготовления модельных ракет (основной критерий) приходится иметь дело с тремя видами затрат:

- 1) Затраты на разработку модели;
- 2) Затраты на производство образцов;
- 3) Затраты на эксплуатацию.

В общем случае при определении критериальной величины следует учитывать все три вида затрат в ряде случаев отдельные виды затрат можно или вовсе не учитывать или учитывать частично. В данной работе будет учитываться только пункт 2.

#### 4.1 Оценка экономической эффективности спроектированных моделей

При оценке экономической эффективности произведенных изменений в конструкции модельной ракеты, посредством замены двигателя на более мощный, не будем учитывать затраты на разработку проекта. Рассчитаем исключительно себестоимость моделей спроектированных ракет по материалам из которых они состоят.

Расчет проводим в табличном виде. Цена материалов взята в условных единицах, отражающих реальное соотношение цен материалов и деталей. Требуемое количество материала для головного обтекателя, корпуса, стабилизаторов считаем через объемные доли, так как в литературе в основном приводится стоимость за м<sup>3</sup>. Стоимость двигателей взята условная, соотнесенная с ценами на сайте производителей этих двигателей.

Таблица 3 – Расчет стоимости изготовления модельных ракет.

Наименование конструктивного элемента	Ракета №1			Ракета №2		
	цена материала	требуемое количество	итого	цена материала	требуемое количество	итого
Головной обтекатель	400	0,021	8,4	400	0,021	8,4
Корпус	400	0,06	24	400	0,06	24
Стабилизаторы	100 000	0,0034	340	100 000	0,0034	340
Двигатель	5 000	1	5 000	4 300	1	4 300
Себестоимость ракеты			5 372,4			4672,4

Исходя из полученных данных мы можем проанализировать экономический эффект от замены двигателя в спроектированной модели ракеты.

Исходя из рассчитанной себестоимости модельных ракет можно сделать вывод, что исключительно с экономической точки зрения, замена двигателя E27 на двигатель E25 целесообразна. В данном случае мы получаем выгоду в 700 У.Е., что в процентном соотношении от изначальной стоимости составляет 13%. Необходимо отметить, что не проводится расчет затрат на проектирование и изготовление модельных ракет, так как конструктивно модель не меняется. Меняется только двигатель, а он является покупным изделием.

Если учесть, что при анализе полученных в ходе расчета баллистических характеристик ракеты №2 так же выявлен прирост высоты, то можно считать модернизацию исходной ракеты эффективной.

## Заключение

В учебно-исследовательской работе спроектирована модельная ракета длиной 300мм и диаметром 28мм. Ракета состоит из головного обтекателя, корпуса, трех стабилизаторов в хвостовой части и двигателя, расположенного в конце ракеты.

Исследовано влияние изменения конструктивного компонента ракеты (двигателя) на высоту полета. Сравнение проводилось на примере двух двигателей производства фирмы Aerotech.

Рассмотрены понятия экономической и баллистической эффективности спроектированных модельных ракет. Дан обзор литературы по тематике работы.

Проектирование ракет и расчет баллистических характеристик проводился в программном пакете SpaceCad. Проведено сравнение двух спроектированных модельных ракет с разными баллистическими характеристиками.

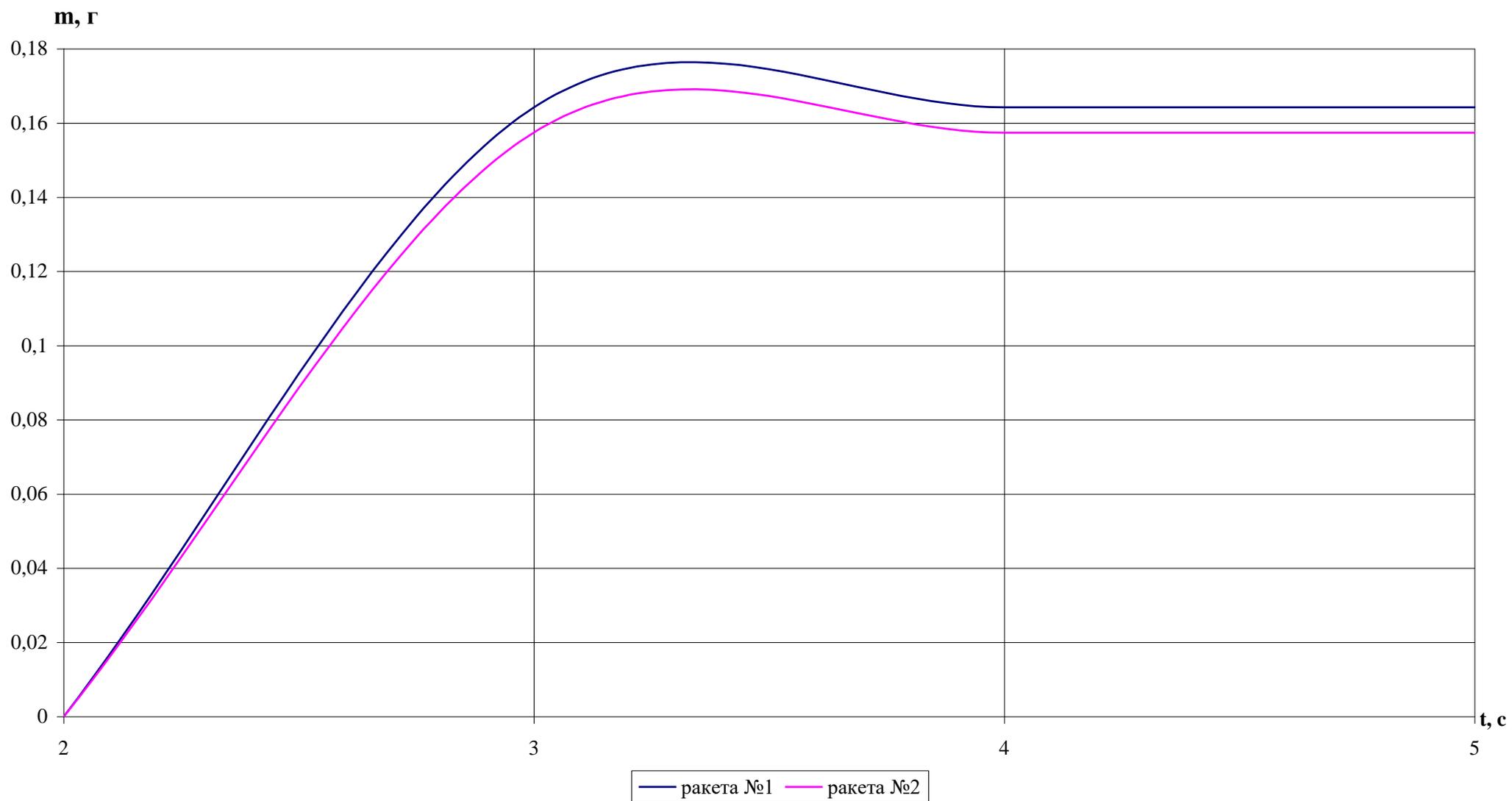
Проведен расчет и анализ экономических показателей. Поскольку на данном этапе разработки количественно оценить экономические последствия от внедрения разработки невозможно, в разделе оценки экономической эффективности был выполнен расчет затрат на изготовление одного опытного образца каждой из ракет. По полученным показателям проведено сравнение экономической эффективности от замены двигателя ракеты.

Поставленная задача была решена в полной мере. В дальнейшем же необходимо расширить круг исследуемых конструктивных элементов и материалов. Изготовить опытные образцы и провести испытания, для подтверждения теоретического проработок.

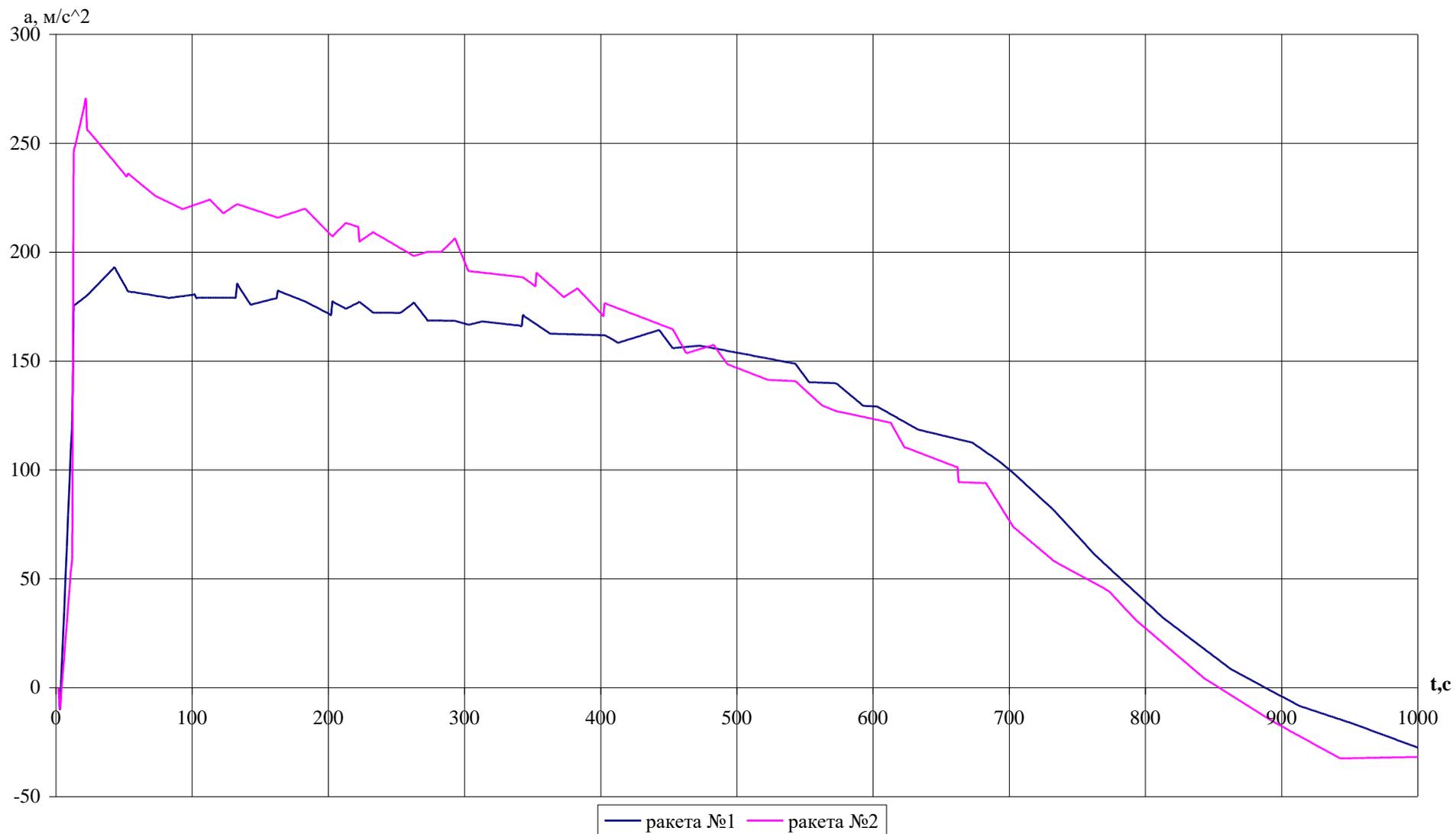
## Список литературы

1. Володин В. А., Конструкция и проектирование ракетных двигателей.– М.: Машиностроение, 1971. – 336 с.
2. Егорычев В.С. Теория, расчет и проектирование ракетных двигателей: Учебное пособие.– Самара: СГАУ, 2011.–142 с.
3. Липанов А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твердого топлива.- М.: Машиностроение, 1995. – 400 с.
4. Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю. Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе. – М.: Машиностроение, 1968. – 536с.
5. Ракетные двигатели / М. Баррер, А. Жомотт, Б.Ф. Вебек, Ж. Ванденкеркхове; Под ред. К.Я. Зайцева – М.: Оборонгиз, 1962. – 804 с.
6. Рогов Н. Г. Ищенко М. А. Смесевые ракетные твердые топлива: Компоненты. Требования. Свойства: Учебное пособие. СПб.: СПбГТИ(ТУ), 2005. – 195 с.
7. Саттон Д. Ракетные двигатели – М.: Издательство иностранной литературы, 1952. – 328 с.
8. Талин Д. Д. Внутренняя баллистика стволовых систем и ракетных двигателей твердого топлива: конспект лекций – Пермь: Изд – во Перм. гос. тех. ун – та, 2003. – 165 с.
9. Двигатель РТТ[Электронный ресурс] // Яндекс : справ.-информ. портал / Большая Советская Энциклопедия – URL: <http://slovari.yandex.ru/~книги/БСЭ/Твердотопливный%20ракетный%20двигатель/РТТ>. Дата обращения 16.06.2017г.
10. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.

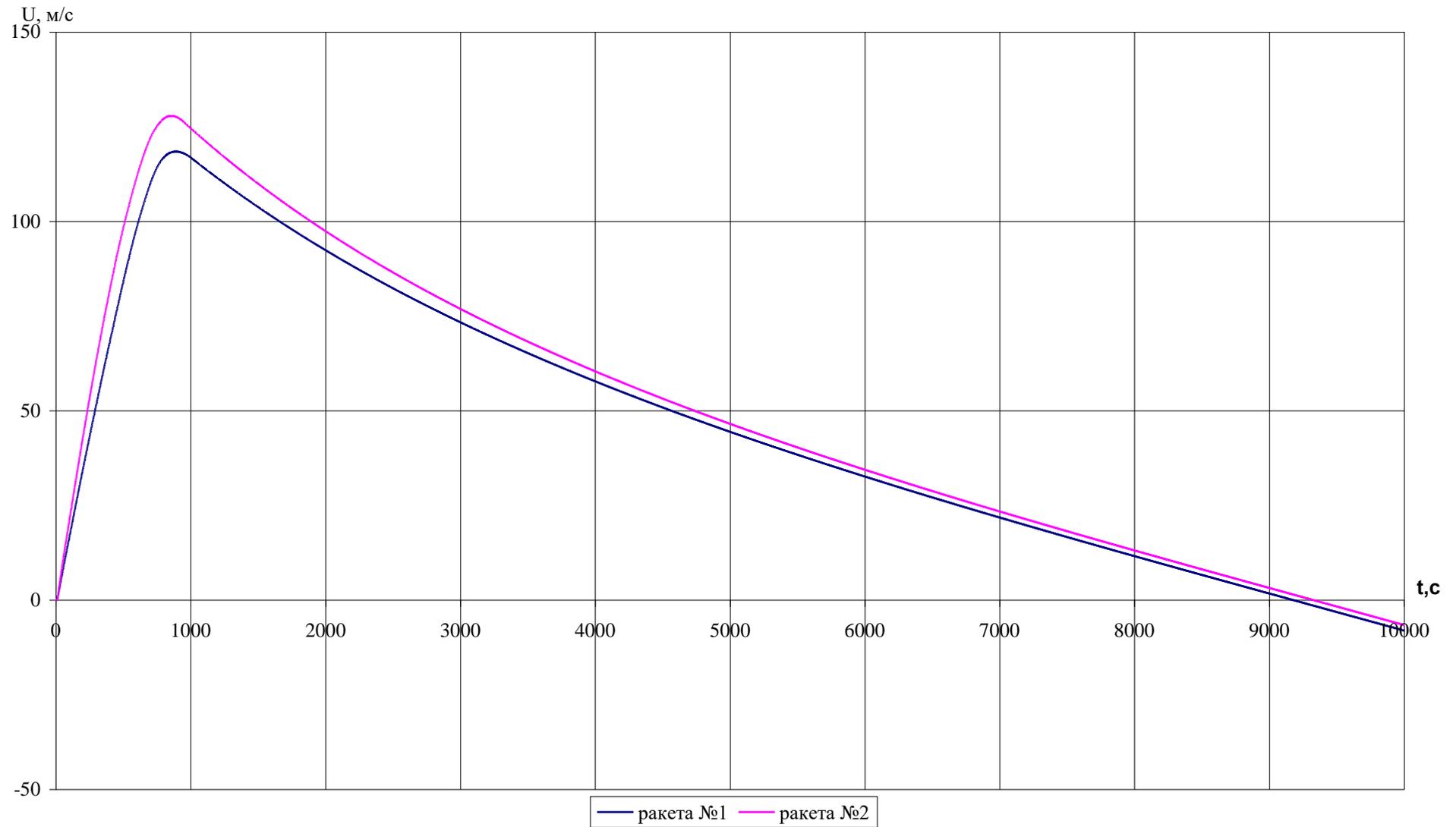
Приложение 1 – График зависимости изменения массы модельных ракет от времени



## Приложение 2 – График зависимости ускорения модельных ракет от времени



### Приложение 3 – График зависимости скорости модельных ракет от времени



### Приложение 3 – График зависимости высоты полета модельной ракеты от времени

