

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

Направление: прикладные вопросы физики

Влияние параметров двигателя на дальность полета ракеты

Никитин Леонид Владимирович
11 кл., МБОУ Лицей №1, г. Пермь

Научный руководитель:
Соломонов Анатолий Борисович,
к.т.н., доцент ПНИПУ

Пермь. 2017.

Реферат

Отчет содержит 23 стр., 0 рисунков, 10 использованных источников, 6 приложений.

МОДЕЛЬНАЯ РАКЕТА, РДТТ, РД, БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ.

Теоретическая часть содержит подробное описание составных элементов ракеты, устройство и принцип работы РДТТ, а также взаимосвязь параметров ракеты, двигателей, и заряда.

Практическая часть работы состояла в расчете баллистических параметров модельной ракеты. В качестве изменяющегося элемента выбраны модельные двигатели из имеющейся номенклатуры.

Abstract

The report contains ___ p., ___ fig., ___ used sources, ___ annex (s).

**MODEL ROCKET, REWSP, RD, BALLISTIC CHARACTERISTICS,
ROCKET ENGINE.**

The theoretical part contains a detailed description of the components of the rocket, the device and the principle of operation of the rocket engine and the interrelation between the parameters of the rocket, engines, and charge.

The practical part of the work consisted in counting calculating the ballistic parameters of the model rocket. As a changing element element, model engines are selected from the existing nomenclature.

Содержание

Введение	6
Литературный обзор	7
1 Ракета и ее составные части (Ракета и элементы ее компоновки)	8
1.1.1 Головной обтекатель	8
1.1.2 Корпус	8
1.1.3 Стабилизаторы.....	9
1.1.4 Ракетный двигатель.....	9
1.1.4.1 Устройство и принцип работы РДТТ	10
Расчетная часть	13
2 Проектирование и расчет модельной ракеты	13
2.1 Конструирование и расчет модельных ракет	13
2.2 Описание конструкции выбранных двигателей	13
2.3 Методика расчета в среде SpaceCad.....	14
2.4 Расчет выбранных конструкций	14
Заключение	16
Список литературы	17

Перечень сокращений

- ЖРД – жидкостной ракетный двигатель
- РД – ракетный двигатель
- РДТТ – ракетный двигатель твердого топлива

Введение

Ракетное моделирование, как спорт, было признано еще во времена Советского союза. В 1920 году пионеры ракетного моделирования использовали для своих моделей твердотопливные двигатели и разработки Циолковского, Цандера или Королева не могли служить основой для будущих ракет, так как они сами были в эмбриональном состоянии. В то время, запуская примитивные модели ракет, их создатели и не подозревали, что это занятие завоеует большую популярность в 1960 году. Это стало возможным благодаря образовавшейся идеологической почве: первый запуск советского спутника в космос, полет человека в космос и т.д.

Помимо модельных ракет существуют баллистические, и космические ракеты. Они бывают с РДТТ, ЖРД. С эксплуатационной точки зрения преимущество РДТТ заключается в том, что они всегда готовы для использования и не требуют заправки баков перед самым запуском, поэтому их применяют и в качестве основных двигателей на ракетных снарядах. Типичным примером может служить ракетный снаряд класса «земля-земля». В то же время преимущества ЖРД это управляемость по тяге: регулируя расход топлива, можно изменять величину тяги в большом диапазоне и полностью прекращать работу двигателя с последующим повторным запуском. Это необходимо при маневрировании аппарата в космическом пространстве.

Цель моей работы — это определить влияние параметров двигателя на высоту полета ракеты.

Литературный обзор

Ракета – это летательный аппарат, приводимый в движение реактивными силами. Данные силы возникают при работе ракетного двигателя, который создает необходимую для движения силу тяги посредством преобразования потенциальной энергии топлива в кинетическую энергию реактивной струи рабочего тела.

Поскольку ракета несет на борту все необходимое для создания реактивной струи газа, она является единственным эффективным средством транспортировки груза в вакууме космического пространства или доставки боевого заряда при военных действиях. В целом все современные ракеты можно разделить на две группы – военные и научно – технические.

Для научных и исследовательских работ используются ракеты: метеорологические, геофизические, ракеты – носители спутников и космических аппаратов, специального назначения.

Военные ракеты можно разделить по принадлежности к видам Вооруженных сил, месту расположения пусковой установки и цели, тактическому назначению, конструктивным особенностям.

В рамках данной работы рассматриваются исключительно модельные ракеты, предназначенные для соревнований и любительских запусков, которые относятся к группе научно-исследовательских.

Основными составными частями (агрегатами) модельной ракеты являются:

- головная часть (головной обтекатель);
- корпус;
- стабилизаторы;
- двигатель.

1 Ракета и ее составные части (Ракета и элементы ее компоновки)

1.1.1 Головной обтекатель

Головным обтекателем называется головная часть модели, которая позволяет уменьшить лобовое сопротивление модели за счет совершенства аэродинамической формы.

Геометрическая форма головного обтекателя для спортивных моделей ракет зависит от выбранного вида посадки «обтекатель – корпус модели». В ракетных моделях наиболее часто встречаются следующие формы головных обтекателей: коническая, полусферическая, гиперболическая, параболическая. Реже встречаются оживальная (состоит из нескольких конических поверхностей) и различные комбинации перечисленных ранее форм.

В качестве материала для головного обтекателя может применяться:

- древесина (липа, бук, бальза, сосна);
- пластмасса (полистирол, винилпласт, текстолит, стеклопластик, углепластик, пенопласт различных марок);
- бумага или картон;
- оргстекло и т.д.

Крепление головного обтекателя осуществляется на фале шурупом или винтом.

1.1.2 Корпус

Корпусом называется часть модели ракеты, в котором обычно размещаются все основные ее системы. Иногда его разделяют на парашютный контейнер, приборный и двигательный отсеки. Корпус предназначен также для соединения между собой всех частей и деталей модели.

Самая распространенная форма корпуса модельных ракет – цилиндр. Внутренний диаметр которого равен наружному диаметру двигателя. Возможно также изготовление корпусов сложной формы с переходными элементами и

увеличенными отсеками для двигателя. Применяются такие конструкции в том случае, если необходимо расположить несколько двигателе одновременно.

В качестве материала корпуса модельной ракеты в основном применяются:

- пластмасса (полистирол, винилпласт, текстолит, стеклопластик, углепластик);
- бумага или картон.

1.1.3 Стабилизаторы

Стабилизаторами называются аэродинамические поверхности, предназначенные для обеспечения продольной и путевой балансировки, устойчивости, а в ряде случаев и управляемости модели.

Наиболее часто применяемыми формами стабилизаторов для модельных ракет являются: прямоугольная, стреловидная, треугольная, трапециевидная, эллипсовидная. В некоторых случаях применяется более сложная форма, которая объединяет в себе несколько перечисленных ранее.

Устойчивого вертикального взлета добиваются за счет точного выполнения стабилизаторов. Стоит отметить важный нюанс, возникающий при проектировании. Стабилизатор, имеющий большое лобовое сопротивление, создает опрокидывающий момент. Данным фактором обусловлено варьирование количества стабилизаторов при постоянной суммарной площади их поверхности.

В качестве материала для изготовления стабилизаторов применяются:

- пластмасса (полистирол, винилпласт, текстолит, стеклопластик, углепластик);
- бумага или картон;
- авиационная фанера;
- древесина (липа, бальза).

1.1.4 Ракетный двигатель

Ракетный двигатель – представляет собой тип реактивного двигателя, который использует массу топлива, для создания приводящей в движение ракету тяги. Все, что нужно для его работы, находится либо непосредственно в его корпусе, либо в системах подачи окислителя и топлива.

Двигатели для модельных ракет в основном делятся на химические (ХРД) и электрические (ЭРД).

На практике наибольшее распространение получили ХРД, которые в зависимости от агрегатного состояния топлива можно разделить на жидкотопливные (ЖРД) и твердотопливные (РДТТ).

В жидкостных РД топливо и окислитель находятся в жидком агрегатном состоянии в двух отдельных резервуарах. По каналам подачи они попадают в камеру сгорания, где смешиваются и происходит процесс горения. Продукты сгорания выходят через сопло, образуя тягу. В качестве окислителя обычно используется жидкий кислород, а топливо может быть разным: керосин, жидкий водород и т.д.

Твердотопливный двигатель вмещает в своем корпусе топливо и окислитель в твердом агрегатном состоянии, причем контейнер с топливом – это одновременно и камера сгорания. Топливо обычно имеет форму стержня с центральным отверстием. В процессе окисления стержень начинает сгорать от центра к периферии, а газы, полученные в результате сгорания, выходят через сопло, образуя тягу. Это самая простая конструкция среди всех ракетных двигателей.

Поскольку в данной работе проектирование модельных ракет проводилось на ракетных двигателях твердого топлива, то далее подробно рассмотрим устройство, принцип их действия и параметры работы.

1.1.4.1 Устройство и принцип работы РДТТ

Твердотопливный двигатель вмещает в своем корпусе топливо в твердом агрегатном состоянии (в литературе используется термин заряд), причем контейнер с топливом – это одновременно и камера сгорания.

Заряды СРТТ обычно представляют собой элементы цилиндрической формы либо без канала, либо с каналами различного профиля. Размеры и форма заряда выбираются таким образом, чтобы при горении они обеспечивали:

- 1 выполнение требуемого закона изменения тяги во времени;
- 2 максимальное заполнение корпуса РДТТ топливом;

3 исключение (по возможности) контакта высокотемпературных продуктов сгорания со стенками корпуса для облегчения его работы;

4 минимальное количество неиспользованного топлива к концу работы двигателя.

В зависимости от характера изменения площади горячей поверхности во времени различают следующие типы зарядов:

- заряды с прогрессивным горением, т.е. с увеличивающейся со временем поверхностью горения;
- заряды с депрессивным горением, т.е. с уменьшающейся со временем поверхностью горения;
- заряды с нейтральным горением, т.е. с постоянной поверхностью горения.

Нейтральное горение обеспечивается в зарядах с торцевым горением, а также в зарядах, имеющих центральный канал с горением по наружной и внутренней поверхностям (на торцах горение отсутствует).

Дегрессивно - горящие заряды, как правило, горят по наружной поверхности, заряды прогрессивного горения - по внутренней поверхности, имеющей форму цилиндрического или фигурного канала.

Преимуществом обладают заряды с внутренним горением, поскольку они горят по поверхности внутреннего канала и высокотемпературные продукты сгорания не соприкасаются со стенками камеры сгорания. Если внутренняя поверхность заряда образована цилиндрическим каналом и щелями, то в зависимости от подбора соотношения между цилиндрической и щелевой частями можно получить любой закон горения, поскольку канальная часть заряда горит с увеличением поверхности, а щелевая с уменьшением.

Говоря о конструкции РДТТ необходимо отметить их достоинства, по сравнению с другими типами ракетных двигателей:

- простота конструкции;
- сравнительная безопасность в плане экологии;
- невысокая цена;

- надежность.

Однако помимо явных достоинств, существует и ряд недостатков, таких как:

- ограничение по времени работы: топливо сгорает очень быстро;
- невозможность перезапуска двигателя, его остановки и регулирования тяги;
- небольшой удельный вес в пределах 2000-3000 м/с.

Исходя из вышесказанного можно сделать вывод, что их использование оправдано только в тех случаях, когда нужен силовой агрегат средней мощности, достаточно дешевый и простой в исполнении. Сфера их использования – баллистические, метеорологические ракеты, ПЗРК, модельные ракеты.

Расчетная часть

2 Проектирование и расчет модельной ракеты

Задача моей работы заключается в исследовании влияния параметров двигателя на дальность полета ракеты на примере нескольких конструкций, а также анализ полученного результата.

2.1 Конструирование и расчет модельных ракет

Длина ракеты – 315 мм, а ее диаметр – 30 мм. В качестве материала для составных частей ракеты был выбран карбон.

Конструкция описываемой модели представлена в приложении 1.

Спроектированная ракета состоит из головного обтекателя, корпуса ракеты, трех стабилизаторов, двигателя и его теплозащитного покрытия.

Головной обтекатель, имеющий длину 100 мм и диаметр 30 мм, цельно литой. Крепление обтекателя к корпусу осуществляется по средствам клеевого соединения. Длина корпуса ракеты 200 мм, диаметр 30 мм, при этом толщина стенок выбрана 0,2 мм исходя из соображений прочности. Масса ракеты без двигателя 123.11 грамм. На ракете установлено 4 стабилизатора трапециевидной формы толщиной 3 мм. Крепление хвостового оперения к корпусу ракеты осуществляется клеевым соединением.

2.2 Описание конструкции выбранных двигателей

Выбраны четыре твердотопливных двигателя цилиндрической формы производства Aerotech, Rocketflite, Cesaroni. Каждый из двигателей располагается внутри корпуса модельной ракеты. В качестве теплозащитного покрытия зарядов выступает бумага, склеенная и спрессованная в несколько слоев. Топливо заполняется непосредственно в предварительно изготовленный бумажный стакан. Каждый штатный двигатель снабжен сопловым блоком, специально

спроектированным самим производителем конкретно для каждого двигателя. Сопловой блок проектируется таким образом, чтоб преобразование химической энергии заряда в кинетическую энергию движения шло с максимальным КПД.

Массогабаритные, баллистические и другие характеристики двигателя представлены в приложении 2.

2.3 Методика расчета в среде SpaceCad

SpaceCAD дает мне возможность проектировать и создавать модельные ракеты. Я собрал свои ракеты из обширной библиотеки элементов, с дальнейшей симуляцией запуска.

Создание ракеты начинается с носового обтекателя, и выбор его габаритов. Далее идет создание корпуса, и выбор его габаритов. После создания корпуса в него можно внедрить двигатель, но важно, чтобы габариты двигателя не превышали габариты корпуса. Затем идет выбор стабилизаторов, я выбрал стабилизаторы трапецевидной формы. А также, что бы ракета была стабильна, необходимо что бы центр масс был правее центра давления.

2.4 Расчет выбранных конструкций

Расчет проводился в программном пакете SpaceCad.

Результаты проведенных расчетов представлены в таблице 1 и в приложениях 3, 4, 5, 6.

Таблица -1 результаты расчета баллистических характеристик модельной ракеты.

Наименование двигателя	U_{\max} , м/с	h_{\max} , м	a_{\max} , м/с ²	$m_{\text{ракеты}}$, кг
Aerotech H238T	527,65	1520	774,41	0,311
Rocketflite f104 ss	207,11	745	770,77	0,303
Cesaroni G250VM	446,29	1149	1222,52	0,264

Так как в рамках моего исследования было выбрано изменение баллистических параметров ракеты посредством замены твердотопливного двигателя, я старался выбрать двигатели с разными баллистическими характеристиками, чтобы наглядно замена повлияет на высоту полета ракеты

Из таблицы в приложении 2 видно, что двигатель Aerotech H238T обладает наибольшей массой топлива при сравнительно небольшой массе двигателя. Этого запаса топлива хватило, чтоб вывести спроектированную ракету на наибольшую высоту, по сравнению с остальными двигателями. Также из результатов расчета видно, что данный двигатель развил наибольшую максимальную скорость на активном участке траектории полета ракеты, что также существенно влияет на высоту полета ракеты.

В целом все характеристики ракеты можно проследить через уравнение Циолковского.

$$U_{max} = U_0 - I_{ед} \ln \left(\frac{m_0}{m} \right) \quad (1)$$

Мы видим, что максимальная скорость ракеты напрямую зависит от единичного импульса топлива, а так же массы топлива и самой ракеты.

В случае оценки со стороны максимального ускорения видно, что наибольшую величину имеет Cesaroni G250VM, однако общей мощности двигателя, при неизменной массе самой ракеты не хватает для преодоления отметки в 1200 м по высоте полета. Следовательно, напрашивается вывод, что необходимо грамотно соотносить массу ракеты с мощностью двигателя, с соблюдением тонкого баланса между отношением веса двигателя к массе его топлива и общим импульсом (или тягой), которую данный двигатель может создать.

Заключение

В учебно-исследовательской работе спроектирована модельная ракета диаметром 30мм и длиной 315мм. Ракета состоит из головного обтекателя, корпуса, четырех стабилизаторов в хвостовой части и двигателя, расположенного в корпусе ракеты.

Исследовано влияние параметров двигателя на дальность полета ракеты. Исследование проводилось на примере одной ракеты с тремя разными двигателями.

В литературном обзоре рассмотрено строение ракеты, компоненты конструкции, а так же их назначение. Рассмотрено устройство и принцип работы твердотопливного ракетного двигателя.

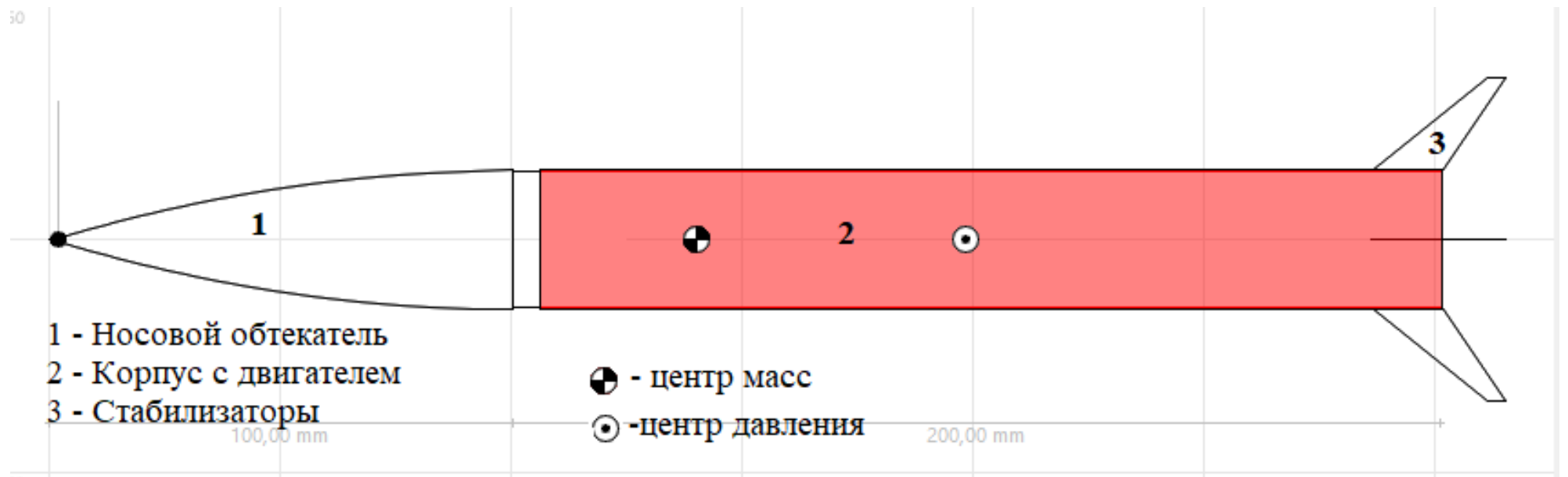
В расчетной части спроектирована модельная ракета. Рассчитаны в программе SpaceCad баллистических характеристик в условиях изменения конструктивного элемента – двигателя. Для большей наглядности взяты двигатели разных производителей и с отличающимися характеристиками.

Поставленная задача была решена полностью.

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 ствольных 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/> РДТТ. Дата обращения (16.10.2013)
10. Фахрутдинов И. Х., Котельников А. В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов. – М.: Машиностроение, 1987. – 328 с.

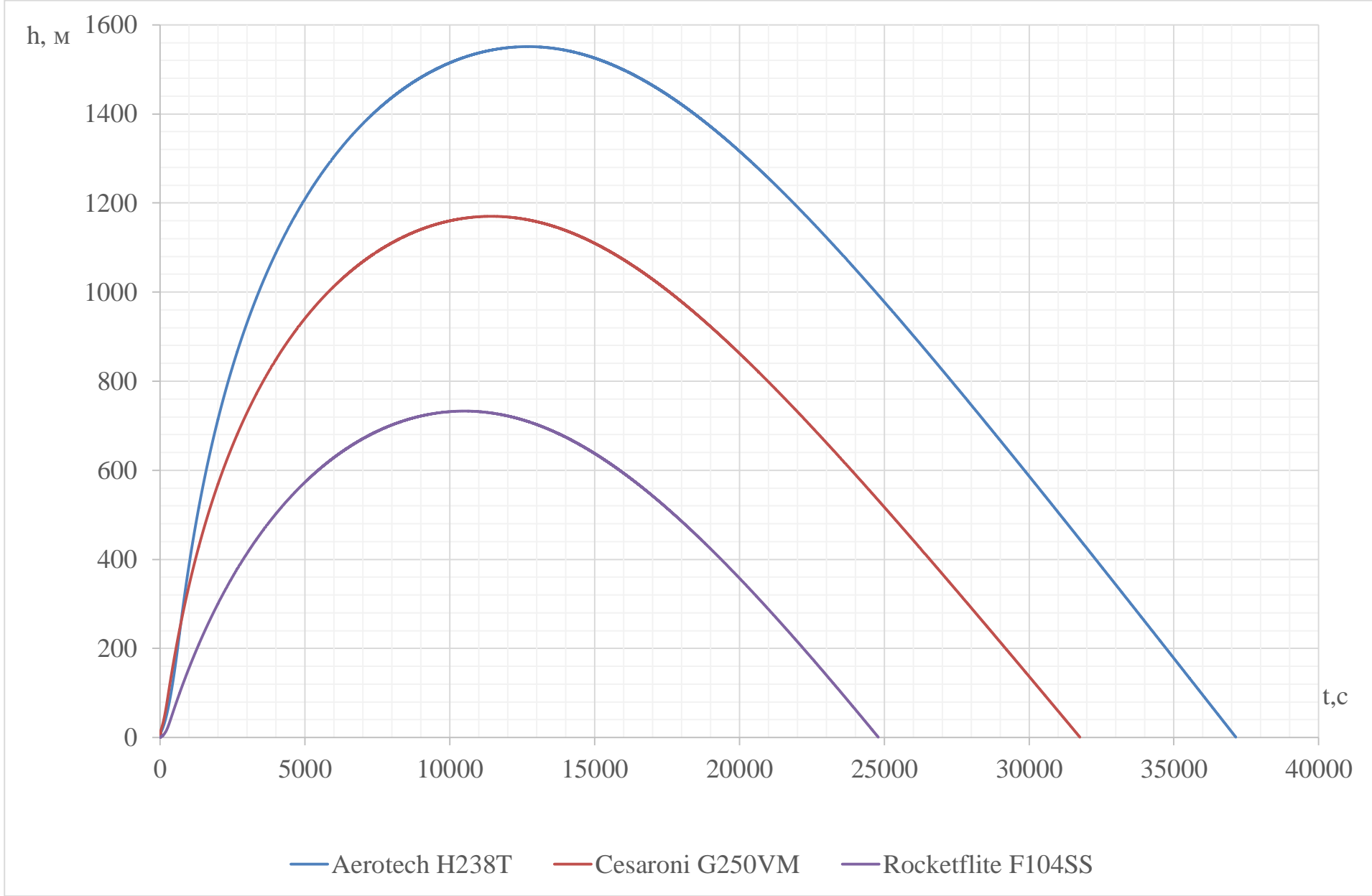
Приложение 1 - Общая схема спроектированной модельной ракеты.



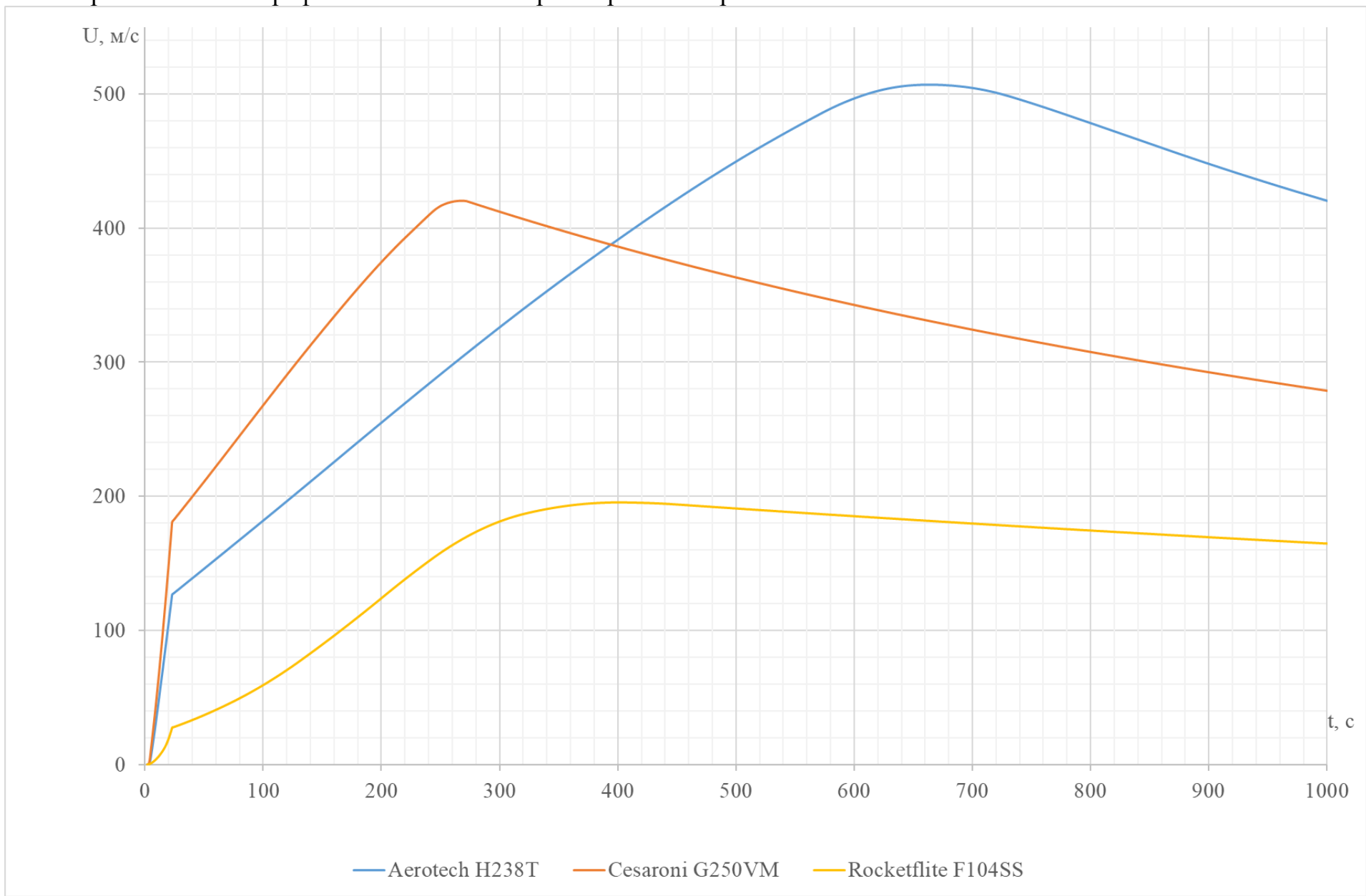
Приложение 2 – Характеристики модельных двигателей

Наименование двигателя	$m_{\text{топлива}}$, Г	$m_{\text{двигателя}}$, Г	L, мм	D, мм	J_{Σ} , Н/с	R_{max} , Н	$t_{\text{раб}}$, с	Наименование топлива
Aerotech H238T	83	196	194	29	165,5	26,4	1,04	Blue Thunder
Rocketflite f104ss	62,5	180	178	29	93,5	89,28	0,63	Silver Streak
Cesaroni G250-VM	57,5	83,8	142	29	110		0,45	V-Max

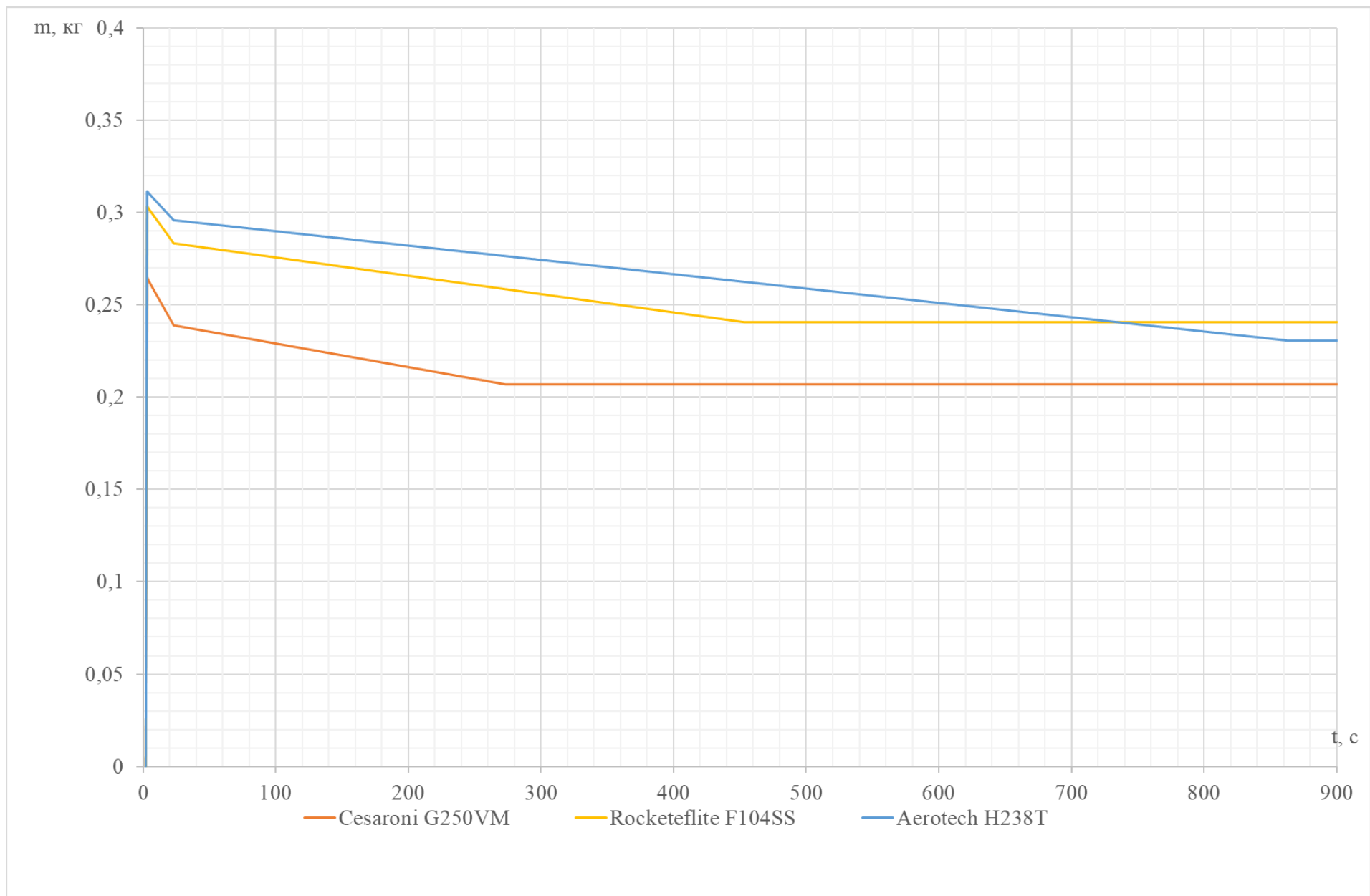
Приложение 3 – График зависимости высоты полета ракет от времени



Приложение 4 – График зависимости скорости ракет от времени



Приложение 5 – График зависимости изменения массы ракет от времени



Приложение 6 - График зависимости ускорения ракет от времени.

