

РЕФЕРАТ

Расчетно-пояснительная записка содержит 44 страницы, 66 рисунков, 21 таблицу, 46 источников, 6 приложений.

Ключевые слова: противотанковая управляемая ракета, беспилотный авиационный комплекс, разведывательно-ударный беспилотный летательный аппарат, моделирование траектории полета, твердотопливный ускоритель.

Цель выпускной квалификационной работы – проектирование противотанкового комплекса на базе разведывательного-ударного БПЛА и проработка оценки эффективности применения противотанковой управляемой ракеты (ПТУР), входящей в состав комплекса.

Решаемые задачи:

- Формирование облика и структуры комплекса;
- Проектирование противотанковой управляемой ракеты;
- Разработка конструкторской документации ПТУР;
- Создание модели полёта ПТУР, оценка эффективности применения ПТУР по наземным целям;
- Анализ технологичности конструкции ПТУР, разработка процесса производства детали;
- Анализ опасных и вредных факторов производства и его экологическая экспертиза;
- Планирование НИР создания комплекса, расчет сметы затрат.

Методы проведения исследования: имитационное моделирование, динамическое моделирование, системотехническое проектирование и конструирование.

Научная новизна состоит в моделировании движения противотанковой управляемой ракеты в ходе оценки эффективности её применения.

Практическая значимость состоит в создании математического аппарата для моделирования движения ПТУР, позволяющего формировать требования к облику БЛА при проектировании беспилотного авиационного комплекса на ранних стадиях разработки, обосновывать требования к летно-техническим характеристикам БЛА и выполнять предварительную

оценку эффективности применения летательного аппарата до принятия решения на изготовление опытного образца.

Основные результаты выпускной квалификационной работы:

- Сформирован облик и структура беспилотного авиационного комплекса средней дальности;
- Спроектирована лёгкая противотанковая управляемая ракета;
- Разработана конструкторская документация ПТУР и его двигателя;
- Создана модель боевого вылета ПТУР, позволяющая оптимизировать метод наведения ПТУР и оценивать эффективность применения комплекса.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	9
1 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ	10
1.1 Формирование облика комплекса	10
1.1.1 Облик современных ударно-разведывательных БПЛА	10
1.1.2 Облик современных танков	14
1.1.3 Обзор существующих образцов ПТУР, применяемых на БПЛА	20
1.1.4 Вывод	22
1.2 Устройство комплекса	23
1.2.1 Устройство отсеков ПТУР	23
1.2.2 Описание работы комплекса	24
1.2.3 Описание метода наведения ПТУР	26
1.3 Баллистическое проектирование ПТУР	28
1.3.1 Исходные данные	28
1.3.2 Назначение параметров	29
1.3.3 Система уравнений для решения задачи внешней баллистики	29
1.3.4 Результаты баллистического проектирования	31
1.4 Проектирование РДТТ	33
1.4.1 Исходные данные	33
1.4.2 Результаты проектирования РДТТ	34
1.5 Аэродинамическое проектирование	35
1.5.1 Выбор аэродинамической схемы	35
1.5.2 Центровочный расчет	35
1.5.3 Выбор геометрии планера	36
1.5.4 Расчет продольной устойчивости и управляемости	37
2 ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ	38
3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	39
4 ЭКОЛОГИЯ И ПРОМЫШЛЕННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ	40
5 ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	41

ЗАКЛЮЧЕНИЕ	42
Список использованных источников	43
А ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ	44
А.1 Исходные данные	44

ВВЕДЕНИЕ

Беспилотные авиационные комплексы (БАК) в настоящее время привлекают все большее внимание военно-политических и военно-промышленных кругов во всех странах мира в связи с возможностью решения различного рода задач вооруженной борьбы в постоянно усложняющихся условиях боевых действий с минимальными людскими потерями.

Современные противотанковые управляемые ракеты обладают мощными вычислительными блоками, позволяющими реализовывать манёвр для поражения целей в верхнюю проекцию. Поражать цель в верхнюю проекцию выгодно, так как, во-первых, беспилотный летательный аппарат (БПЛА) сам находится сверху и запускает противотанковую управляемую ракету (ПТУР), находясь на некоторой высоте, и, во-вторых, защищенность бронетехники наиболее низка при поражении в верхнюю проекцию.

В некоторых образцах ПТУР поражение в верхнюю проекцию осуществляется на пролете за счет заряда, установленного перпендикулярно корпусу. Другие ПТУР имеют классическую кумулятивную БЧ и двигаются к цели по крутой траектории.

В данной работе рассматривается возможность использования против бронированных целей, в том числе танков противника, легкой дозвуковой противотанковой управляемой ракеты, поражающей цели в верхнюю проекцию.

1 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ

1.1 Формирование облика комплекса

Облик современного противотанкового ударного комплекса на базе БПЛА формируется двумя блоками факторов - обликом современных БПЛА, несущих ПТУР, и обликом современных целей ПТУР. В данной работе в качестве целей ПТУР рассматриваются современные танки, так как они несут наиболее совершенные средства защиты от поражения.

1.1.1 Облик современных ударно-разведывательных БПЛА

В настоящее время многие развитые и некоторые развивающиеся страны мира имеют в распоряжении ударно-разведывательные БПЛА. Этот класс беспилотных летательных аппаратов можно приблизительно характеризовать по следующим признакам:

1. Дозвуковая скорость полета;
2. Максимальное полетное время более 10 часов;
3. Потолок высоты более 5 км;
4. Боекомплект, состоящий из высокоточного оружия.

Боевыми задачами БПЛА данного класса являются:

1. Обнаружение объектов, бронетехники и личного состава противника;
2. Целеуказание и корректировка огня артиллерии и РСЗО;
3. Подсветка целей для ракетных ударов;
4. Самостоятельное уничтожение бронетехники и слабозащищенных объектов противника.

В силу невысокой защищенности от огня противника и низкой скорости, данный тип беспилотных летательных аппаратов слабо защищен от современных средств ПВО противника, таким образом, их использование возможно только при уничтожении или подавлении ПВО противника или же при отсутствии у того современных комплексов ПВО.

Своеобразным законодателем мод в области разведывательно-ударных БПЛА являются Соединенные Штаты Америки. В 1994 году совершил свой первый полет MQ-1 Predator (рисунок 1.1). В самом начале БПЛА разрабатывался как исключительно разведывательный, однако в 2001 году военные осуществили проект по установке ракет Hellfire на MQ-1, и до сих пор данная модель БПЛА используется в американской армии. На данный момент компания-разработчик комплекса General Atomics выпустила две новые модели в данной ветке: MQ-9 Reaper (Predator B) и General Atomics Avenger (Predator C), изображенные на рисунках 1.2 и 1.3 соответственно. Отличие моделей заключается в количестве внешних подвесов, грузоподъемности и практическом потолке применения БПЛА.



Рисунок 1.1 — Внешний вид
MQ-1 Predatoreor



Рисунок 1.2 — Внешний вид
MQ-9 Reaper

Остальные страны в той или иной степени повторяют опыт США – либо армии стран-партнеров напрямую закупают американские ударно-разведывательные беспилотные летательные аппараты, либо занимаются созданием близких по характеристикам БПЛА. К последним можно отнести китайский «Wing Loong» и российский «Дозор-600».

Особенностью вооружения данного класса БПЛА является то, что вооружение находится в основном на внешних подвесах, число которых сильно ограничено (у первых MQ-1 их было всего два – по штуке на крыло). Также важны весовые характеристики из-за ограниченной грузоподъемности БПЛА. Габаритами ПТУР определяется возможность закрепить на одном подвесе несколько ракет сразу.



Рисунок 1.3 — Внешний вид General Atomics Avenger

Американский опыт демонстрирует следующее: сначала на MQ-1 устанавливали тяжелые и мощные ракеты AGM-114 Hellfire с лазерным наведением, однако военных не устроил малый боекомплект БПЛА и дороговизна каждой ракеты по сравнению с их типичными целями, а также количество сопутствующего ущерба, производимого каждым пуском мощного ПТУР (разрушение дорог и построек). Поэтому в скором времени после начала боевого применения кампания Raytheon разработала ПТУР AGM-176 Griffin меньшего калибра и массы. Теперь вместо двух ПТУР Hellfire БПЛА MQ-1 мог взять с собой шесть ПТУР Griffin, а ущерб от одного пуска не был столь разрушительным. Также AGM-176 имеет возможность наведения на цель по GPS и ИНС, что позволяет точно поражать неподвижные объекты без необходимости подсветки цели БПЛА.

1.1.1.1 Влияние облика БПЛА на ТТХ используемых ПТУР

Описанные выше особенности носителей ПТУР приводят к следующим требованиям:

1. Необходимость наведения на цель, в том числе подвижную, по отраженному лазерному лучу;
2. Максимальная дальность полета более 5 км при пуске с минимальной высоты;
3. Возможность применения в тёмное время суток;
4. Низкая заметность ПТУР во всех диапазонах для обеспечения как можно большей защищенности БПЛА от ПВО;
5. Возможность наведения на цель при помощи GPS и/или ИНС;
6. Малая масса и габариты, позволяющие БПЛА перевозить более 1 ПТУР на одном подвесе.

1.1.2 Облик современных танков

Танки – самые защищенные из бронированных целей ракет БПЛА, поэтому тактико-технические характеристики этих ПТУР определяются, в основном, защищенностью современных и перспективных основных боевых танков. Средства защиты танков сегодня можно разделить на 4 категории:

1. Бронирование танка;
2. Динамическая защита;
3. Комплексы активной защиты (КАЗ):
 - 3.1. Комплексы оптико-электронного противодействия (КОЭП);
 - 3.2. Системы с отстреливаемыми защитными зарядами.

1.1.2.1 Бронирование танка

Броня – самый старый и естественный способ защиты экипажа и узлов боевой машины от поражения противником. В настоящее время стандартом танковой брони является комбинированная многослойная броня, состоящая из двух или более слоев металлических и неметаллических материалов. Такая броня разработана для защиты от кумулятивных боеприпасов и бронебойных оперенных противотанковых снарядов (БОПС).

Вне зависимости от действительного материала брони, показателем защищенности танка является так называемая эквивалентная толщина брони. Эквивалентная толщина – толщина листа гомогенной стали в миллиметрах, обеспечивающего такую же защищенность танка. Эту величину удобно использовать в расчетах эффективности различного вооружения против танка, а также при формировании ТТЗ на новые образцы вооружения.

На рисунке 1.4 представлено бронирование современного танка ФРГ Леопард-2 в модификациях А0-А4. Данные модификации от последующих (в настоящий момент последней является А7V2) отличает полное отсутствие динамической защиты танка.

Можно отметить крайне серьезное бронирование передней части крыши башни, однако задняя её часть бронирована слабее из-за наличия на ней приборов танка и люков экипажа.

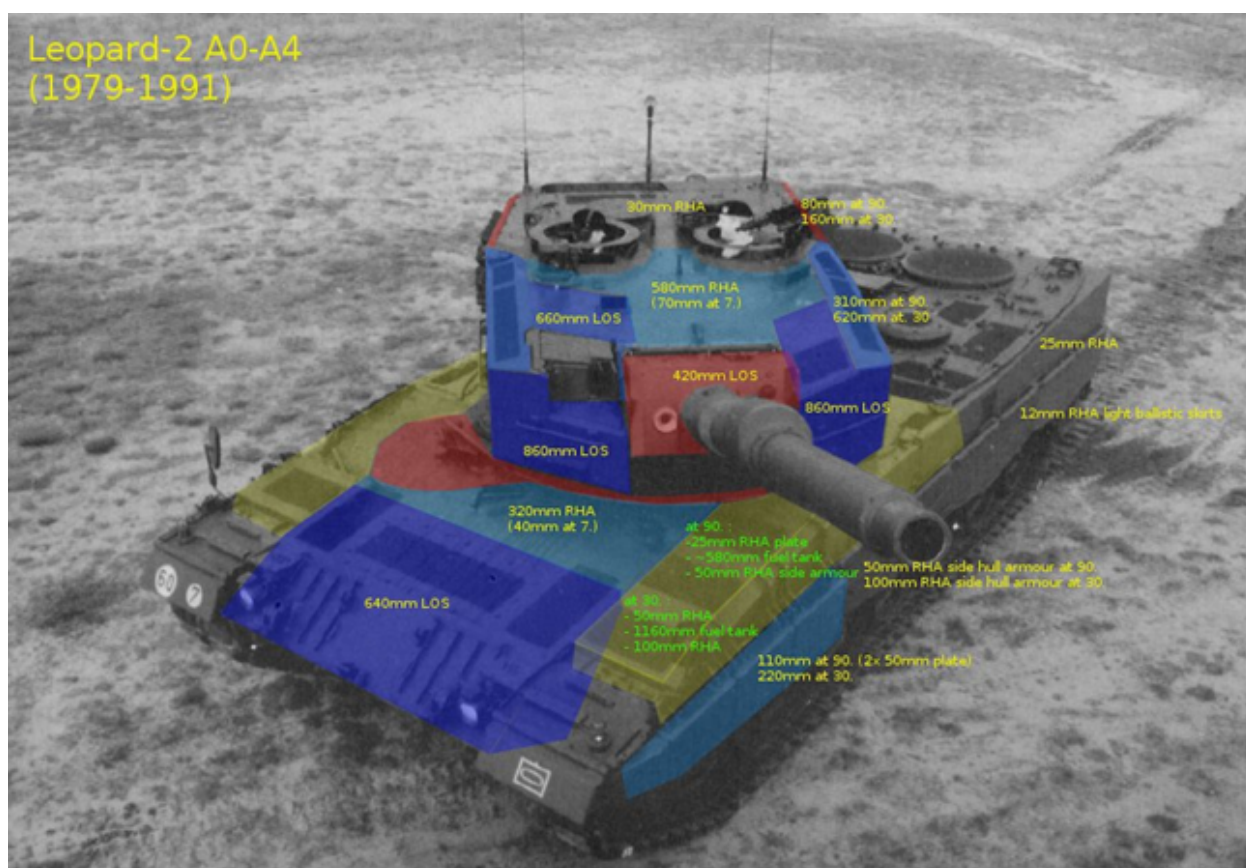


Рисунок 1.4 — Бронирование ОБТ Leopard-2 A0-A4

Тенденция максимального бронирования передней части башни и корпуса и более слабого бронирования верхней проекции танка имела место всю историю танкостроения, и имеет место сейчас.

1.1.2.2 Динамическая защита

Динамическая защита (ДЗ) – более современный способ повышения защищенности танка. Суть ДЗ заключается в размещении поверх основной брони металлических контейнеров, содержащих элементы динамической защиты. Сегодня существует несколько разновидностей динамической защиты, большую их объединяет наличие в элементах ДЗ взрывчатого вещества, которое подрывается при разрушении контейнера и препятствует поражению носителя, снижая кинетическую энергию поражающего боеприпаса или разрушая кумулятивную струю. Такие системы, в основном, применяются на постсоветских танках.

Также существуют системы ДЗ, не содержащие в себе взрывчатого вещества. В этом случае снижение энергии поражающего боеприпаса до-

стигается за счет механической энергии деформированных металлических пластин, содержащихся в ЭДЗ. Таким образом, достигается такой же эффект, как и в случае использования ДЗ со взрывчатым веществом.

На рисунках представлено размещение различных ЭДЗ на современных основных боевых танках. Как можно заметить, в классических ОБТ с помощью динамической защиты так или иначе повышают защищенность бортов и лобовой части корпуса и башни. Отсутствие ДЗ, к примеру, на корме танка M1A2 Abrams (рисунок 1.5) с комплектом TUSK объясняется возможными негативными последствиями, которые оказывает срабатывание ДЗ на двигательную установку танка.



Рисунок 1.5 — Размещение элементов ДЗ на M1A2 Abrams
с комплектом TUSK (США)

По этим же причинам ограничено использование ДЗ на крыше танка, так как бронирование там слабее, чем на корпусе. Также на крыше располагается вспомогательное вооружение танка (зенитные пулеметы) и различные электронные средства, а также люки экипажа. Эту тенденцию можно наблюдать на классических танках Т-72 и Т-84У, схемы размещения элементов ДЗ на которых представлены на рисунках 1.6 и 1.7 соответственно.

Таким образом, большинство современных ОБТ имеет слабость в защищенности верхней проекции как собственно броней, так и средствами динамической защиты.

Исключением из этого ряда является перспективный российский танк Т-14 «Армата»: так как башня у него обитаемая, вся её верхняя поверхность покрыта блоками ДЗ, которые можно увидеть на рисунке 1.8.

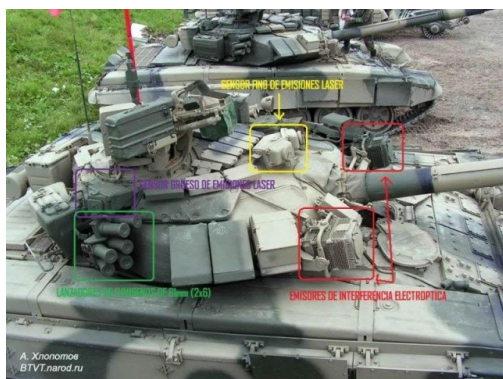


Рисунок 1.6 — Размещение элементов ДЗ на Т-72



Рисунок 1.7 — Размещение элементов ДЗ на Т-84У "Оплот"(Украина)



Рисунок 1.8 — Размещение элементов ДЗ на Т-14 "Армата"

1.1.2.3 Комплексы активной защиты

Комплексы активной защиты (КАЗ) – системы, позволяющие обнаружить приближающийся противотанковый боеприпас и поставить помехи, уничтожающие цель или, по меньшей мере, сильно ослабить действие атакующего боеприпаса.

Как разновидность КАЗ, существуют системы оптико-электронного подавления, к ним относится российская «Штора-1». Данные системы позволяют подавлять координаторы наведения устаревших ПТУР – координаторы получают ложные сигналы от комплекса, и ракета врывается в землю или пролетает мимо. Такие системы эффективно работают против устаревших комплексов (Milan, HOT, «Малютка», «Конкурс» и т.д.), однако против новых систем они неэффективны. Поэтому на перспективные российские танки (Т-90СМ) данные системы уже не устанавливаются

Наибольшую опасность для противотанковых снарядов составляют КАЗ с отстреливаемыми элементами, к ним относятся комплексы «Дрозд», «Арена», Quick Kill, Trophy и т.д. Большинство комплексов активной защиты защищает танк по кругу или части круга, оставляя для противотанковых боеприпасов возможность поразить танк сверху. Исключением из КАЗ, по некоторым данным, является израильский Trophy, создающий сплошную сферу вокруг танка, в которой подлетающие боеприпасы могут быть обнаружены и уничтожены. Однако вызывает вопросы низкий радиус действия Trophy – отстреливаемые элементы отстреливаются при подлете боеприпаса на расстояние порядка 2 м от танка, что, в случае использования, например, AGM-114 Hellfire с осколочно-фугасной БЧ, может означать повреждение внешних систем танка, включая сам комплекс Trophy.

1.1.2.4 Влияние облика современных танков на ТТХ ПТУР

Оптимальным способом поражения современных основных боевых танков является поражение их в верхнюю проекцию, так как

1. Бронирование верхней проекции традиционно слабее лобового и бортового;
2. Установка ДЗ на крышу затруднена и производится редко;
3. Многие комплексы активной защиты не способны работать против боеприпасов, поражающих танк сверху.

В случае использования в качестве носителя ПТУР ударно-разведывательного беспилотного летательного аппарата, задача поражения бронетехники сверху упрощается в связи с положением носителя при стрельбе. Таким образом, особенности целей ПТУР приводят к следующим требованиям:

1. Необходимость реализации манёвра для поражения целей в верхнюю проекцию;
2. Бронепробитие на уровне 800 мм по нормали.

1.1.3 Обзор существующих образцов ПТУР, применяемых на БПЛА

Так как основным разведывательно-ударным БПЛА, несущим на себе противотанковое вооружение, является Predator и его копии и модификации, основным противотанковым средством таких БПЛА является классический ПТУР AGM-114 Hellfire и более современный ПТУР AGM-176 Griffin.

Страны, напрямую не эксплуатирующие американские ударно-разведывательные БПЛА, вооружают свои образцы похожими по своим характеристикам противотанковыми управляемыми ракетами. В частности, Китайский ударно-разведывательный беспилотный летательный аппарат Wing Loong вооружен идентичным Hellfire по массе, калибру и системе наведения ПТУРом AFT10 (HJ-10), который ранее устанавливался на боевые вертолеты.

1.1.3.1 AGM-114 Hellfire

Данный образец выбран в качестве вооружения ударно-разведывательных беспилотных летательных аппаратов, так как им же вооружаются ударные вертолеты США. ПТУР представлен в разрезе на рисунке 1.9. ТТХ образца представлены в таблице ??



Рисунок 1.9 — AGM-114 Hellfire

Таблица 1.1 — ТТХ ПТУР AGM-114 Hellfire

Калибр, мм	178
Стартовая масса, кг	50
Тип БЧ	Кумулятивная
Система наведения	Полуактивная лазерная ГСН
Масса БЧ, кг	9
Максимальная дальность, км	20
Максимальная скорость, м/с	440
Год принятия на вооружение	1984

1.1.3.2 AGM-176 Griffin

Данный образец изначально разрабатывался как недорогая система, использующая в себе наработки предыдущих образцов: FGM-148 Javelin и AIM-9X Sidewinder. За счет уменьшения калибра по сравнению с Hellfire, разработчики добились уменьшения сопутствующего ущерба при применении ПТУР, а также обеспечили возможность крепления трех ПТУР на одном внешнем подвесе MQ-1 Reaper.

Также данный ПТУР, в отличие от предшественника, можно наводить на неподвижные цели с помощью ИНС и GPS.

Внешний вид ПТУР представлен на рисунке 1.10



Рисунок 1.10 — AGM-176 Griffin

ТТХ образца представлены в таблице 1.2

Таблица 1.2 — ТТХ ПТУР AGM-176 Griffin

Калибр, мм	140
Стартовая масса, кг	20
Тип БЧ	Кумулятивная
Система наведения	Полуактивная лазерная ГСН, GPS, ИНС
Масса БЧ, кг	5.9
Максимальная дальность, км	18
Максимальная скорость, м/с	дозвуковая
Год принятия на вооружение	2008

1.1.4 Вывод

В настоящее время разведывательно-ударные БПЛА являются серьезным средством борьбы с танками противника из-за своей относительной дешевизны и отсутствии риска для оператора. Современные ПТУР, которые устанавливаются на такие беспилотные летательные аппараты, могут иметь меньшую массу и габариты по сравнению с ПТРК, запускаемыми с поверхности земли из-за более слабой защищенности их целей в верхней проекции. Также уменьшение калибра позволяет снизить стоимость ракеты, увеличить объем вооружения БПЛА и снизить сопутствующий ущерб при применении комплекса в целом.

Выработанные требования к ТТХ проектируемого ПТУР:

1. Реализация маневра для поражения целей в верхнюю проекцию
2. Возможность наведения на цель, в том числе подвижную, с помощью полуактивной лазерной ГСН по отраженному лучу или активной ГСН
3. Бронепробитие на уровне 800 мм по нормали
4. Максимальная дальность полета более 4 км с минимальной высоты пуска
5. Низкая заметность во всех диапазонах
6. Возможность применения в темное время суток

1.2 Устройство комплекса

В состав авиационного комплекса вооружения входят:

1. БПЛА – носитель.
2. Дозвуковая противотанковая управляемая ракета.

Ракета состоит из трёх отсеков. Первый отсек – полуактивная лазерная головка самонаведения, закрытая прозрачным обтекателем. Во втором отсеке находится кумулятивная боевая часть, взрыватель, ботовая система управления и батареи питания. Четвертый отсек – твердотопливная двигательная установка.

Конструкция ракеты модульная, поэтому каждый отсек может быть заменен независимо от всего изделия. Отсеки друг с другом соединяются винтами.

1.2.1 Устройство отсеков ПТУР

Отсек 1. Инфракрасная лазерная головка самонаведения.

Головка самонаведения имеет обтекатель оживальной формы, прозрачный для ИК-лучей, и состоит из координатора и электронного блока. Головка самонаведения соединена с блоком управления проводами, уложенными в гаргрот.

Отсек 2. Боевая часть и система управления.

Система управления и батарея созданы в виде одного блока и устанавливаются в отсек в первую очередь. Далее, после монтирования индукционных рулевых машинок и взрывателя, в ПТУР вкладывается кумулятивная боевая часть. После монтажа боевой части, к ПТУР прикручивается головка самонаведения, предварительно соединенная кабелями блоком управления. Также в блоке управления есть разъем для кабеля, по которому поступает сигнал от носителя.

Отсек 3. Двигательная установка.

Двигатель – твердотопливный одноступенчатый. После отделения ракеты от носителя он обеспечивает её разгон до маршевой скорости. Далее ракета управляется с помощью аэродинамических рулей и поражает цель с выключенным двигателем.

Планер.

Рули и крылья ПТУР расположены в одних плоскостях; по аэродинамической схеме «утка». Корпус ПТУР выполнен из лёгкого дюралевого сплава, способного выдержать нагрузки при полёте.

1.2.2 Описание работы комплекса

Пуск и управляемый полет ПТУР осуществляются следующим образом. После обнаружения системой поиска (дальность 10 км), находящейся на БПЛА, беспилотник направляется к цели для её поражения. У оператора комплекса есть достаточное время, зависящее от высоты, для принятия решения о пуске. Решение о пуске можно принять после сокращения расстояния между БПЛА и целью до максимальной дальности применения ПТУР. Также перед пуском оператору необходимо начать подсветку цели лазером, находящемся на борту БПЛА,

Далее ПТУР производится запуск ПТУР. ГСН ракеты после пуска должна захватить цель. Автопилот начинает работать уже на этом этапе, однако скорость не позволяет ракете маневрировать за счёт аэродинамических органов управления. РДТТ отрабатывает и разгоняет её до максимальной скорости (300-315 м/с). Во время работы двигателя поток, набегающий на ПТУР позволяет органам управления контролировать полёт и осуществлять управление ракетой. После отработки РДТТ (3.9 сек) ракета летит до цели с постоянной скоростью порядка 270 м/с. Постоянство скорости обеспечивается законом наведения. Детонация БЧ осуществляется при контакте с целью.

На рисунке 1.11 наглядно представлена схема работы комплекса.

*Комплекс обнаружил цель, находясь
на высоте 3000 м*

*Минимальное время до пуска: 143 сек
Максимальное время принятия решения: 174 сек*

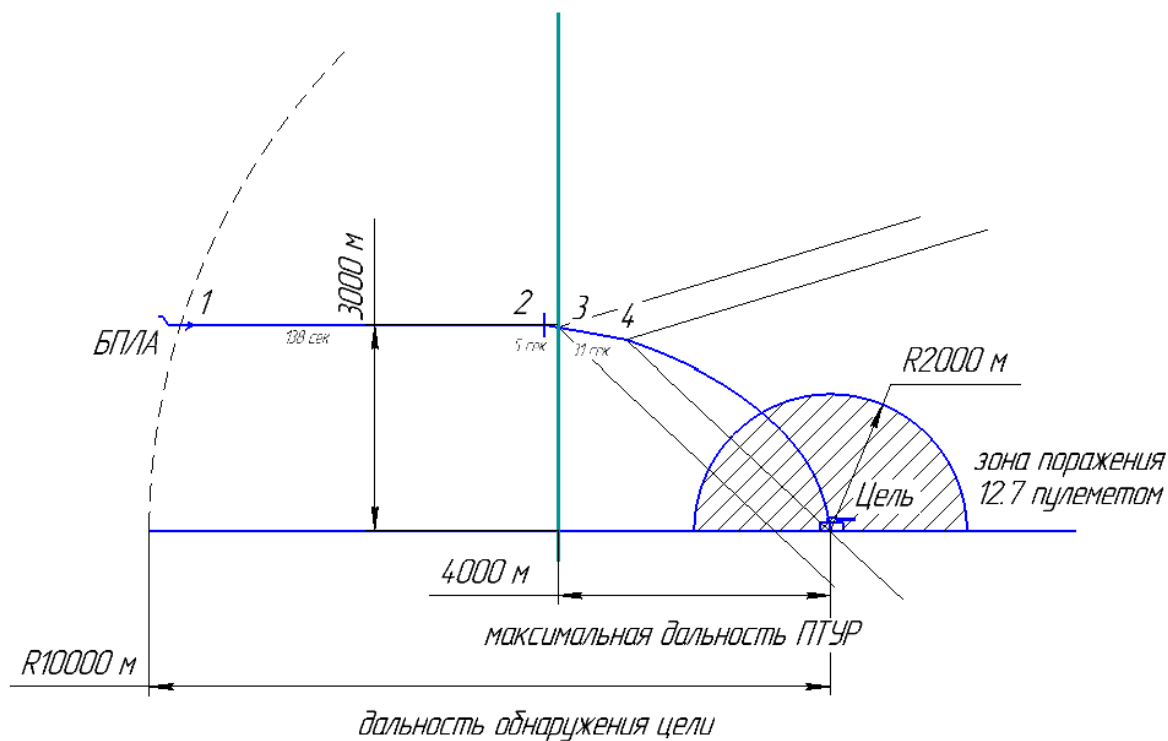


Рисунок 1.11 — Схема работы комплекса

1 – цель попала в зону обнаружения БПЛА. Комплекс начинает движение в сторону цели;

2 – БПЛА выходит на пикирующий курс, позволяющий ПТУР быть направленной на цель после отделения;

3 – цель находится в зоне действия ПТУР, оператор БПЛА может принимать решение о запуске;

4 – цель находится в предельном положении, позволяющем ГСН ПТУР захватить цель после пуска. После выхода из этого положения пуск совершать не следует.

1.2.3 Описание метода наведения ПТУР

Для поражения цели сверху нужно применять особый метод наведения, так как «обычные» методы, например метод чистой погони, не позволят получить траекторию нужной формы.

В данном комплексе применяется метод погони с упреждением. Головка самонаведения обеспечивает угол обзора в 60 градусов. При отделении угол пеленга, обозначаемый α , устанавливается максимальным значением вне зависимости от дальности. В зависимости от расстояния от точки пуска до цели, системой управления БПЛА просчитывается $t_{\text{нач}}$ и $t_{\text{кон}}$, которыми задается длительность манёвра и время его начала.

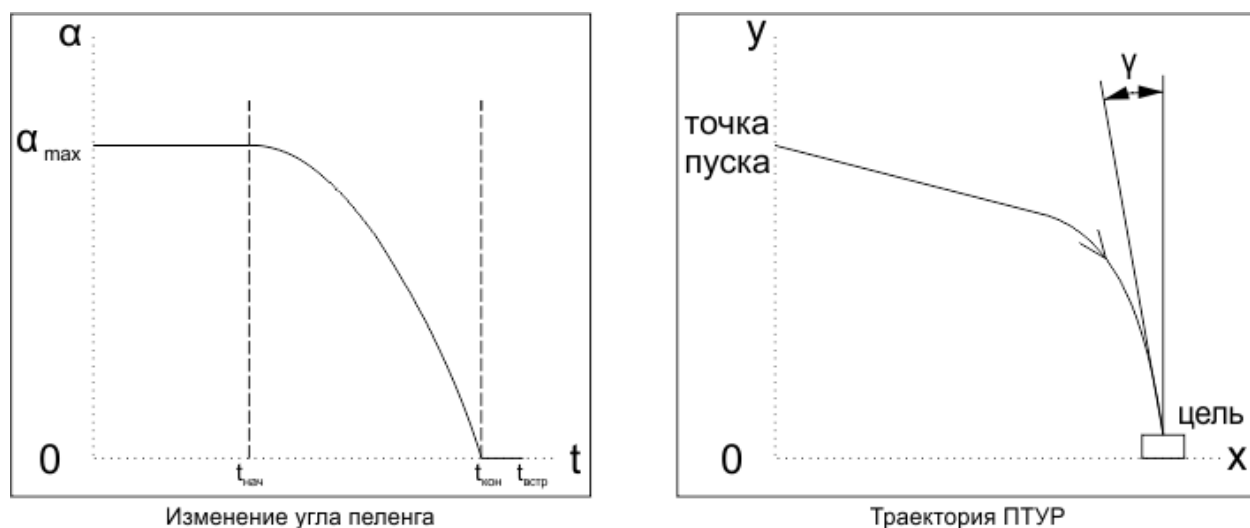


Рисунок 1.12 — Изменение угла пеленга и траектория ПТУР

За счёт этого удастся получить достаточно крутую траекторию и поразить цель в верхнюю проекцию. Важным критерием успешного поражения в данном случае является угол встречи с целью к вертикали, обозначаемый γ . Вид закона изменения угла пеленга и траектории представлен на рисунке 1.12.

Определение оптимальных с точки зрения перегрузок, действующих на ПТУР, момента начала уменьшения угла пеленга уменьшения и скорости уменьшения – задача оптимизации, так как при слишком резком уменьшении пеленга ракета будет испытывать большие поперечные перегрузки, а при слишком слабом траектория будет слишком полой и угол γ может

помешать её поражению. Решение этой задачи подробно описано в пункте ??.

В случае движения цели, целесообразно производить наведение в упрежденную точку, а в конце манёвра переводить наводить лазер на цель. Наличие ГСН позволяет бороться с влиянием на поражение цели случайных возмущений, например ветра.

1.3 Баллистическое проектирование ПТУР

При решении задачи внешней баллистики определяются основные характеристики образца, которые должны соответствовать требованиям технического задания. В качестве основного критерия принимается минимум стартовой массы, при которой образец реализует доставку полезной нагрузки на необходимую дальность. При уменьшении веса ПТУР уменьшаются и ее габариты, что позволяет уменьшить расход материалов и затраты на изготовление конструкции образца.

1.3.1 Исходные данные

Исходные данные назначены в соответствии с классом разрабатываемого образца – ПТУР «воздух - поверхность» с силовой установкой РДТТ. Данные приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 — Исходные данные для баллистического проектирования

Дальность полета, км	4000
Высота пуска, км	500 .. 4000
Скорость пуска, км/ч	150 км/ч
Число Маха на маршевом участке, М	0,88

В ходе баллистического проектирования ставится задача выбора оптимальной траектории ПТУР для полета на максимальную дальность. Для этого проварьируем высоты маршевого участка от 500 до 4000 м с шагом в 500 м. Лучший вариант будем определять по значению массы АУР, полученной при баллистическом проектировании.

Для образца на этапе баллистического проектирования совместно с решением задачи внешней баллистики проводится расчет параметров РДТТ, для чего необходимо располагать всей информацией о нем.

1.3.2 Назначение параметров

Калибр ПТУР назначаем из соотношения бронепробития и калибра, характерного для современных ПТУР:

$$B = 6.8 \cdot d$$

Таким образом, $d = 800/6.8 = 117,7$ мм. Принимаем диаметр кумулятивной воронки $d = 120$ мм. Зная калибр ПТУР,

- масса боевой части $m_{бч} = 2,2$ кг;
- масса системы управления $m_{су} = 4,5$ кг;
- масса полезной нагрузки $m_{пн} = m_{бч} + m_{су} = 6,7$ кг;
- конструктивно-весовая характеристика $\beta = 1,4$;
- средняя скорость полета $V_{ср} = 290$ м/с;
- тяговооруженность на стартовом участке $\eta_0 = 6$;
- удельный импульс топлива: $I_{10} = 2400$ (Н*с)/кг.

Параметры атмосферы принимаем принять постоянными невозможно, так как широк диапазон применения ПТУР по высоте. Давление, плотность и скорость звука в зависимости от высоты принимаем по ГОСТ 4401-81 (стандартная атмосфера).

1.3.3 Система уравнений для решения задачи внешней баллистики

Описание используемой системы уравнений подробно дано в пункте 7.4.1.

Системы уравнений записаны с учетом следующих допущений:

1. Движение образца происходит в одной плоскости (вертикальной).
2. Работа органов управления считается идеальной.
3. Кривизна Земли и переменность ускорения свободного падения не учитываются.
4. Движение образца описывается движением его центром масс (образец рассматривается как тяжелая материальная точка).

Начальные условия для интегрирования на первом участке траектории:

- $t = 0$ сек; $V = 150$ м/с (скорость носителя);
- $x = 0$ м; $y = 3000$ м (высота пуска);
- $\mu = 0$.

Начальные условия для остальных участков определяются в результате расчетов на предыдущих участках.

Для решения задачи на активном участке траектории используется система уравнений (1.1).

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{g \cdot \eta}{1 - \mu} - i \cdot C_{43} \left(\frac{V}{\alpha(Y)} \right) \cdot \frac{\rho(Y)V^2 g}{2q_{m0}(1 - \frac{g \cdot \eta}{J_{10}})} - g \sin \left[\arctg \left(\frac{Y - Y_{ц}}{X - X_{ц}} \right) \right]; \\ \frac{dX}{dt} = V \cdot \cos x \left[\arctg \left(\frac{Y - Y_{ц}}{X - X_{ц}} \right) \right]; \\ \frac{dY}{dt} = V \cdot \sin x \left[\arctg \left(\frac{Y - Y_{ц}}{X - X_{ц}} \right) \right]; \\ \frac{dm}{dt} = \frac{g \cdot \eta}{J_{10}} \end{cases} \quad (1.1)$$

Здесь $\alpha(t)$ - закон изменения угла пеленга; X, Y - текущие координаты ПТУР; $X_{ц}, Y_{ц}$ - координаты цели; V - скорость ПТУР; η - тяговооруженность; $\mu = \frac{dm}{dt}$ - расход топлива; J_{10} - единичный импульс топлива; $a(Y)$ - скорость звука в зависимости от высоты полета; C_{43} - функция 1943 года для определения лобового сопротивления ЛА.

Для решения задачи на пассивном участке траектории используется система уравнений (1.2).

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = -i \cdot C_{43} \left(\frac{V}{\alpha(Y)} \right) \cdot \frac{\rho(Y)V^2 g}{2q_{m0}} - g \sin \left[\arctg \left(\frac{Y - Y_{ц}}{X - X_{ц}} \right) \right]; \\ \frac{dX}{dt} = V \cdot \cos x \left[\arctg \left(\frac{Y - Y_{ц}}{X - X_{ц}} \right) \right]; \\ \frac{dY}{dt} = V \cdot \sin x \left[\arctg \left(\frac{Y - Y_{ц}}{X - X_{ц}} \right) \right]; \\ \frac{dm}{dt} = 0 \end{cases} \quad (1.2)$$

На этапе баллистического проектирования величина $\alpha(t)$ (закон изменения угла пеленга) изменяется по закону, описанному в уравнении (1.3). На этапе баллистического проектирования проверяется соответствие диаграммы скорости требуемой форме и способность ПТУР поразить цель на максимальной дальности, поэтому закон $\alpha(t)$ выражен в виде кусочной линейной функции с произвольными участками.

$$\alpha(t) = \begin{cases} 25 & , \text{ если } t < 15 \\ 25 \cdot \frac{21-t}{21-15} & , \text{ если } 15 \leq t < 21 \\ 0 & , \text{ если } t \geq 21 \end{cases} \quad (1.3)$$

Изучение влияния $\alpha(t)$ на форму траектории и эффективность поражения цели более подробно описано в разделе ?? на странице ??.

1.3.4 Результаты баллистического проектирования

Результаты проектирования:

- Стартовая масса ракеты: $m = 9,8$ кг;
- Относительный запас топлива: $\mu_0 = 0,25$;
- Запас топлива: $\omega_0 = 1,3$ кг;
- Продолжительность стартового участка: $t_0 = 4,5$ с;
- Секундный расход топлива: $G_0 = 0,31$ кг;
- Средняя скорость полета: $V_{\text{ср}} = 280,2$ м/с;
- Начальная скорость: $V_0 = 42,0$ м/с;
- Среднее время полета: $t_k = 17,3$ с;
- Потребная тяга: $P_0 = 680$ Н;
- Полный импульс: $I_P = 3300$ Н · с.

Для старта с высоты 3100 м и расстояния до цели 4000 м приведена траектория полета движения (рисунок 1.13), а также графики изменения скорости ПТУР (рисунок 1.14) и изменения угла пеленга (рисунок 1.15).

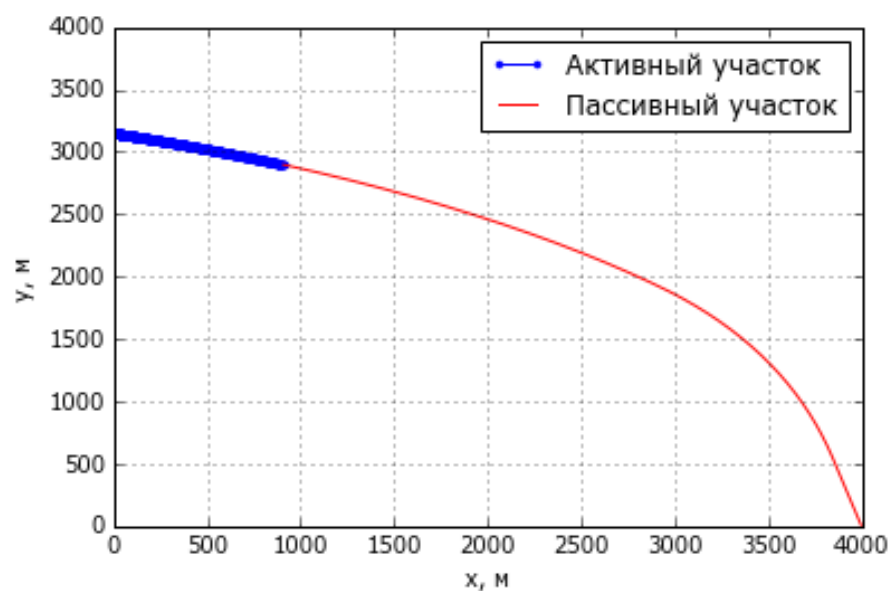


Рисунок 1.13 — Одна из возможных траекторий движения ПТУР

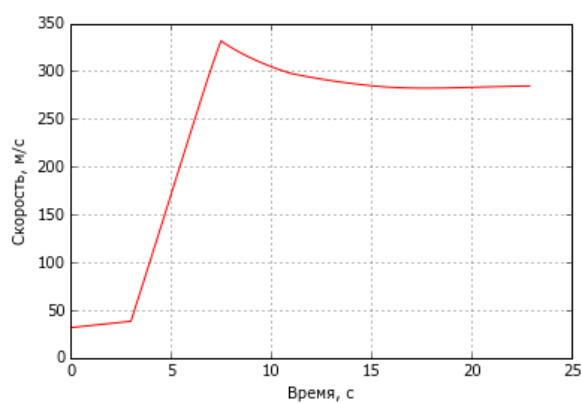


Рисунок 1.14 — Один из возможных графиков $V(t)$

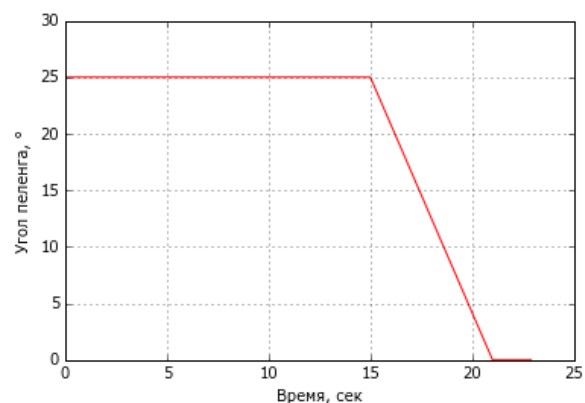


Рисунок 1.15 — Принятая зависимость $\alpha(t)$

Графики отражают соответствие баллистического проектирования исходной задаче баллистического проектирования.

1.4 Проектирование РДТТ

На данном этапе проектирования ставится задача выбора конструктивных параметров двигательной установки стартовой ступени. В качестве топлива было выбрано нитраминное смесевое ТРТ (состав №13). Корпус ДУ выполнен из материала СП-33.

1.4.1 Исходные данные

Исходные данные основаны на результатах баллистического проектирования. В результате, были назначены следующие исходные данные:

- Наружный диаметр корпуса ДУ: $D_n = 125$ мм;
- Полный импульс тяги стартового двигателя: $I_n = 3300$ Н · с;
- Время работы двигателя: $t_0 = 4,5$ с;
- Масса топлива двигателя: $\omega_0 = 1,3$ кг;

Характеристики топлива (нитраминное смесевое ТРТ):

- Массовые доли и плотности компонентов топлива:
 1. НТРВ: $g_1 = 0,12$; $\delta_1 = 920$ кг/м³;
 2. ПХА: $g_2 = 0,62$; $\delta_2 = 1950$ кг/м³;
 3. НМХ: $g_3 = 0,08$; $\delta_3 = 1900$ кг/м³;
 4. Al: $g_4 = 0,18$; $\delta_4 = 2700$ кг/м³;
- Плотность топлива: $\delta = 1 / \sum_{i=1}^n \frac{g_i}{\delta_i} = 1794,8$ кг/м³;
- Тепловой эффект реакции: $Q = 5831,1$ кДж/кг;
- Единичный импульс топлива: $J_{40/1} = 2605,74$ м/с;
- Температура продуктов сгорания: $T_0 = 3448,9$ К;
- Показатель адиабаты: $k = 1,1821$;
- Газовая постоянная газовой фазы: $R_r = 428,77$ Дж/кг · К;
- Массовая доля к-фазы в продуктах сгорания: $Z = 0,31947$;
- Газовая постоянная смеси: $R = R_r \cdot (1 - Z) = 291,791$ Дж/кг · К;
- Закон скорости горения: $\xi = Z / (1 - Z) = 0,469$;
- Скорость горения при $p_{ref} = 5$ МПа: $u_{ref} = 6,0$ мм/с;
- Показатель в степени закона горения: $\nu = 0,25$;
- Единичная скорость горения: $u_1 = u_{ref} / p_{ref}^\nu = 4,012$ мм/с;

- Термохимическая константа: $D_t=0.0025 \text{ 1/}(^{\circ}\text{C})$;

Характеристики материала корпуса ДУ (СП-33):

- Плотность материала $\rho_m = 7830 \text{ кг/м}^3$;
- Временное сопротивление $\sigma_{вр} = 1650 \text{ МПа}$;
- Условный предел текучести $\sigma_{0,2} = 1350 \text{ МПа}$;
- Минимальная технологическая толщина стенки $\delta_{min}=1,5 \text{ мм}$;

Характеристики ТЗП:

- Плотность $\rho_u = 1500 \text{ кг/м}^3$;
- Толщина $\delta_u=2,5 \text{ мм}$;

Расчет параметров ДУ приведен в Приложении Б (страница ??).

При выборе наилучшего варианта ДУ в качестве основного критерия использовалась общая масса ДУ. В процессе сужения области поиска наилучшего решения во внимание принимались значения удельного импульса $I_{уд}$ и массы твердого топлива

1.4.2 Результаты проектирования РДТТ

Ниже представлены параметры выбранного варианта ДУ:

- Давление в камере сгорания: $p = 7,6 \text{ МПа}$;
- Масса твердого топлива: $\omega = 1.36 \text{ кг}$;
- Удельный импульс: $I_{10} = 2482 \text{ м/с}$;
- Диаметр критического сечения сопла: $d_{кр} = 10 \text{ мм}$;
- Диаметр выходного сечения сопла: $d_{вых} = 84 \text{ мм}$;
- Масса конструкции ДУ: $m_{кду} = 2,5 \text{ кг}$;
- К-т конструктивно-весового совершенства ДУ: $\alpha = 0,289$;
- Толщина стенки корпуса ДУ: $\delta = 1,5 \text{ мм}$;
- Толщина слоя ТЗП: $\delta_u = 2,5 \text{ мм}$;
- Минимальная толщина горящего свода заряда: $e_1 = 23 \text{ мм}$;
- К-т заполнения поперечного сечения заряда: $\epsilon = 0,77$.

1.5 Аэродинамическое проектирование

1.5.1 Выбор аэродинамической схемы

Основа выбора – анализ существующих схем: нормальной, утки, бесхвостки и поворотного крыла.

Для планеров, которым необходимо маневрировать на низких высотах рациональна компоновка в схеме «утка», в связи с тем, что данная схема обеспечивает лучшую манёвренность и управляемость.

1.5.2 Центровочный расчет

Центровкой называется процесс размещения грузов по корпусу изделия. При этом определяются центр тяжести, разбежка центра тяжести и моменты инерции изделия. В результате расчетов двигательной установки и предварительного проектирования образца была получена длина корпуса ракеты, равная $L = 940$ мм.

В таблице 1.4 приведены массы, длины и координаты центров тяжести отсеков ракеты. Координаты центра тяжести отсчитываются от носка корпуса. Также в таблице приведены весовые характеристики топлив каждой из двигательных установок.

Таблица 1.4 — Распределение массы ПТУР по отсекам

№	Название отсека	Масса отсека, m, кг	Длина отсека, l, мм	Центр тяжести отсека, X, мм
1	ГСН	0,8	172	130
2	БЧ	3,1	205	305
3	СУ и РМ	2,9	216	505
4	РДТТ	2,5	288	690
5	Сопловой блок	0,7	110	820
6	Топливо РДТТ	1,4	110	379

Результаты центровочного расчета:

- Стартовая масса образца: $m_0 = 9,8$ кг;
- Масса ракеты в конце активного участка: $m_1 = 8,4$ кг;
- Центр тяжести ракеты на старте: $X_{\text{цт полн}} = 488$ мм;
- Центр тяжести «пустой» ракеты: $X_{\text{цт пуст}} = 432$ мм;
- Разбежка центра тяжести: $\Delta X_{\text{цт}} = 57$ мм;
- Относительная разбежка центра тяжести (%): $\Delta X_{\text{цт}} = 6,33\%$;
- Момент инерции планера на старте: $J_z \text{ полн} = 931 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$;
- Момент инерции «пустого» планера: $J_z \text{ пуст} = 604 \text{ Н}\cdot\text{м}^2$.

1.5.3 Выбор геометрии планера

В результате проектирования были получены следующие геометрические параметры планера:

- Длина фюзеляжа: $l_{\text{ф}} = 940$ мм;
- Диаметр фюзеляжа: $d = 125$ мм;
- Площадь миделева сечения: $S_{\text{м}} = 0,012 \text{ м}^2$;
- Длина головной части корпуса: $l_{\text{гч}} = 172$ мм;
- Длина кормовой части корпуса: $l_{\text{кч}} = 768$ мм;
- Удлинение фюзеляжа: $\lambda_{\text{ф}} = 7,2$;
- Удлинение головной части фюзеляжа: $\lambda_{\text{гч}} = 1,37$;
- Удлинение кормовой части фюзеляжа: $\lambda_{\text{кч}} = 5,86$;
- Сужение кормовой части фюзеляжа: $h = 0$.

Определим площадь крыла исходя из величины потребной перегрузки и максимального угла атаки. Предельная перегрузка необходимая для маневра горка у подобного класса ракет обычно не превышает значения $6g$. Поэтому примем:

- Потребная перегрузка: $h_{\text{потр}} = 6$;
- Максимальный угол атаки ЛА: $\alpha = 6^\circ$;
- Средняя скорость полета: $V_{\text{ср}} = 280 \text{ м/с}$;
- Плотность воздуха на средней высоте полета (6 км): $\rho_{\text{в}} = 0,75 \text{ кг/м}^3$;
- Коэффициент подъемной силы ЛА: $C_{y\alpha} = 0,04$.

Самое активное маневрирование ракета производит на маршевом и конечном участках полета, поэтому расчет будем производить для m_1 . Таким образом, получаем:

$$S_{\text{кр}} = \frac{n_{\text{потр}} m_1 g}{C_y^\alpha \cdot \alpha \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2}} = 0.19 \text{ м}^2.$$

Для расчетов геометрии крыла примем следующие величины:

- Относительное удлинение крыла: $\lambda_{\text{кр}} = 0,8$;
- Относительное сужение крыла: $\eta_{\text{кр}} = 3$;
- Относительная толщина крыла: $\bar{c} = 5\%$;
- Стреловидность передней кромки: $\chi_{\text{пк}} = 70^\circ$.

В результате расчетов были получены геометрические параметры крыла:

- Размах крыла: $l_{\text{кр}} = 0,195 \text{ м}$;
- Размах консолей крыла: $l_{\text{ккр}} = 0,070 \text{ м}$;
- Площадь консолей крыла: $S_{\text{ккр}} = 0,11 \text{ м}^2$;
- Относительное сужение консолей крыла: $\eta_{\text{ккр}} = 1,72$;
- Относительное удлинение консолей крыла: $\lambda_{\text{ккр}} = 0,45$;
- Средняя стреловидность: $\chi_{0,5} = 57^\circ$;
- Средняя аэродинамическая хорда (САХ): $b_a = 0.315 \text{ м}$;
- Расстояние от САХ до оси ракеты: $z_a = 0,28 \text{ м}$;
- Бортовая хорда крыла: $b_b = 0,324 \text{ м}$;
- Корневая хорда крыла: $b_0 = 0,460 \text{ м}$;
- Концевая хорда крыла: $b_k = 0,208 \text{ м}$;
- Стреловидность задней кромки: $\chi_{\text{зк}} = 0^\circ$.

1.5.4 Расчет продольной устойчивости и управляемости

Для расчета продольной устойчивости и управляемости необходимо определить аэродинамические силовые и моментные характеристики ЛА. Все расчеты проводились по методике изложенной в. Далее будут приведены расчеты для скорости 1,7 М, соответствующей полету у цели.

2 ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ

3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

4 ЭКОЛОГИЯ И ПРОМЫШЛЕННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

5 ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Текст заключения

Список использованных источников

1. *Беркутов, А.М.* Системы комплексной электромагнитотерапии / А.М. Беркутов. — М.: Бином, 2000.
2. *И.Е. Золотухина, В.С. Улащик.* Основы импульсной магнитотерапии / В.С. Улащик И.Е. Золотухина. — Витебск: Витебская областная типография, 2008.
3. *Улащик, В.С.* Физиотерапия. Универсальная медицинская энциклопедия / В.С. Улащик. — Минск: Книжный дом, 2008.
4. *С.А. Гуляр, Ю.П. Лиманский.* Постоянные магнитные поля и их применение в медицине / Ю.П. Лиманский С.А. Гуляр. — Киев: Ин-т физиол. им. А.А. Богомольца НАН Украины, 2006.

Приложение А ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГА- ТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

ДУ образца представляет собой стартовый РДТТ на смесевом топливе.

Определение конструктивных параметров РДТТ будет осуществляться по результатам варьирования давления внутри камеры сгорания. Назначим следующий диапазон варьирования:

от 5 МПа до 25 МПа, с шагом 1 МПа.

А.1 Исходные данные

Калибр:	$D_n=125$ мм
Полный импульс:	$J_p= 3300$ Н·с
Материал корпуса ДУ:	сплав СП-33
Время работы ДУ:	3.5 с