

РЕФЕРАТ

Расчетно-пояснительная записка содержит 72 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
2.1 Постановка задачи исследования	38
2.2 Комментарии к постановке задачи	38
2.3 Подход к алгоритму решения	39
2.4 Описание алгоритма решения	42

2.5	Описание математической модели	43
2.5.1	Решение задачи полета ПТУР	43
2.5.2	Нахождение перегрузки, действующей на ЛА	45
2.6	Описание реализации алгоритма	46
2.6.1	Установка и запуск системы	47
2.7	Результат работы	50
2.8	Вывод	52
3	ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	53
4	ЭКОЛОГИЯ И ПРОМЫШЛЕННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ	54
4.1	Анализ опасных и вредных факторов при изготовлении днища двигателя	54
4.1.1	Электроопасность	55
4.1.2	Пожарная опасность	56
4.1.3	Травмоопасность	57
4.1.4	Микроклимат	58
4.1.5	Вибрации	66
4.1.6	Вибрации	68
5	ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	69
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	70
	Список использованных источников	71
A	ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ	72
A.1	Исходные данные	72

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.

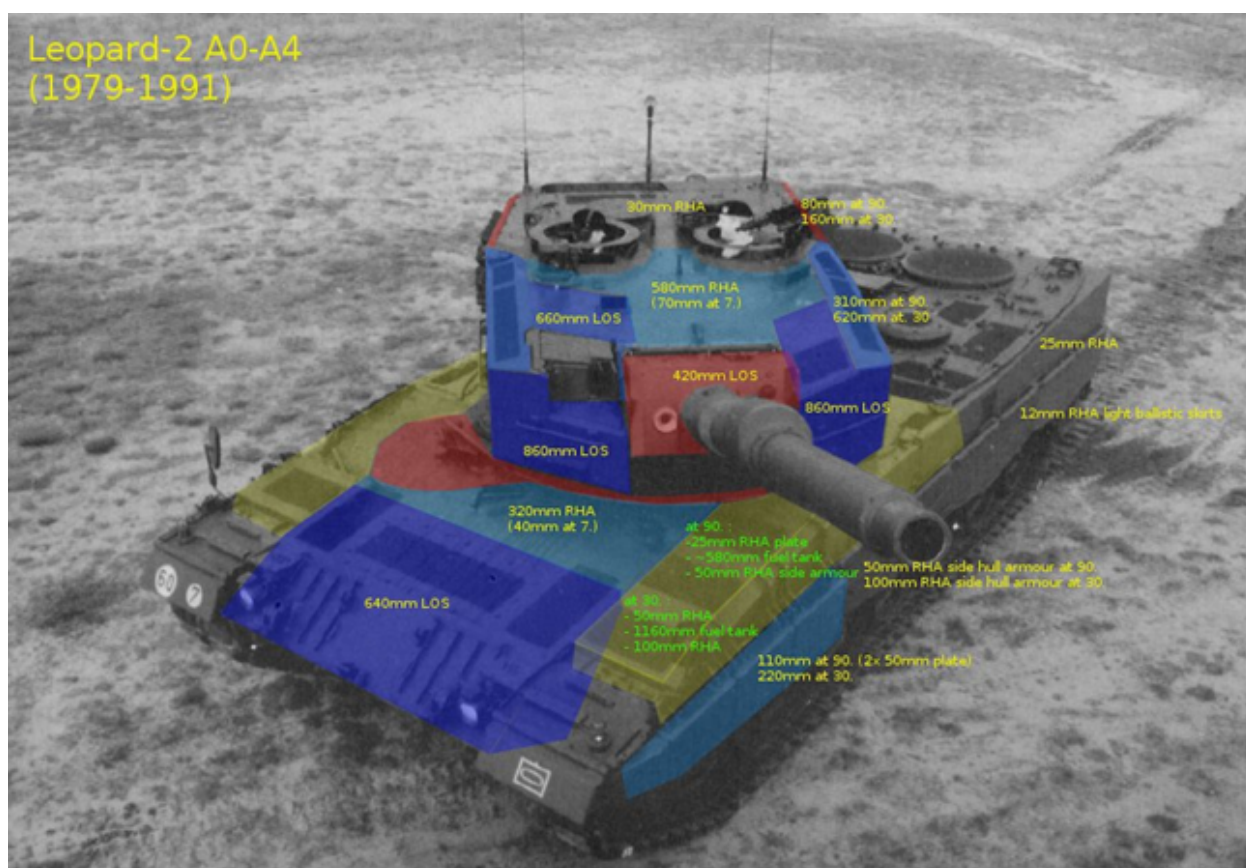


Рисунок 1.4 — Бронирование ОБТ Leopard-2 A0-A4

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.

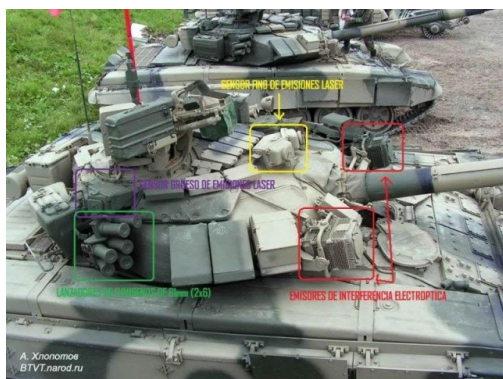


Рисунок 1.6 — Размещение элементов ДЗ на Т-72



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*

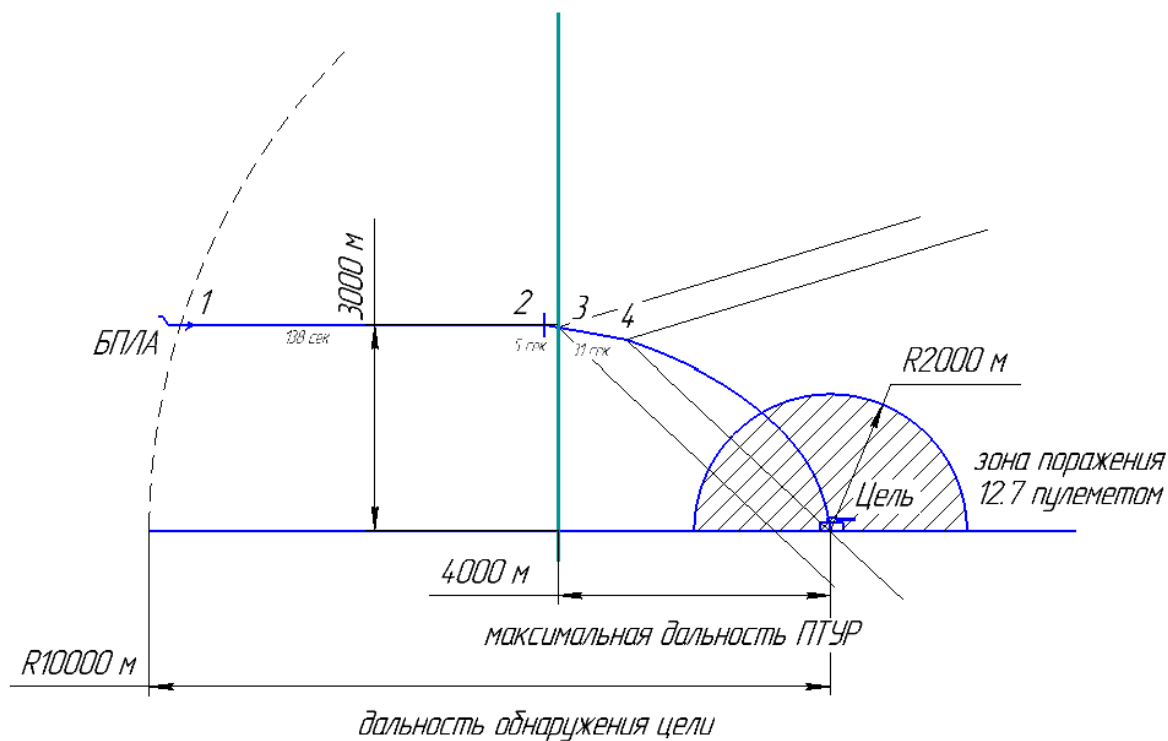


Рисунок 1.11 — Схема работы комплекса

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.

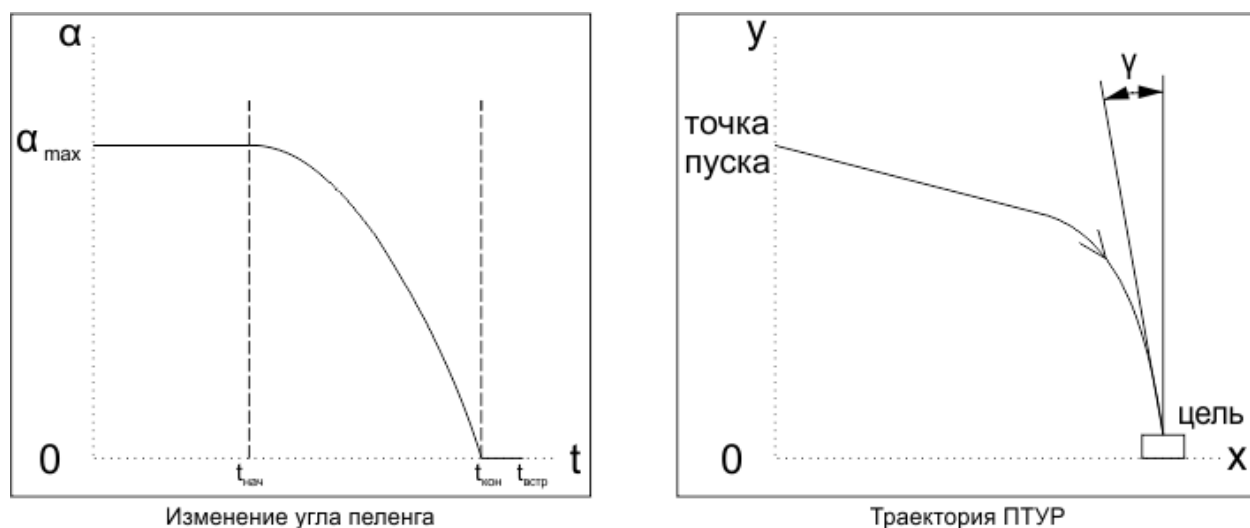


Рисунок 1.12 — Изменение угла пеленга и траектория ПТУР

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. Подробная постановка и решение этой задачи подробно описаны в пункте 2 (страница 38).

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 проварьировем 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).

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

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).

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

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).

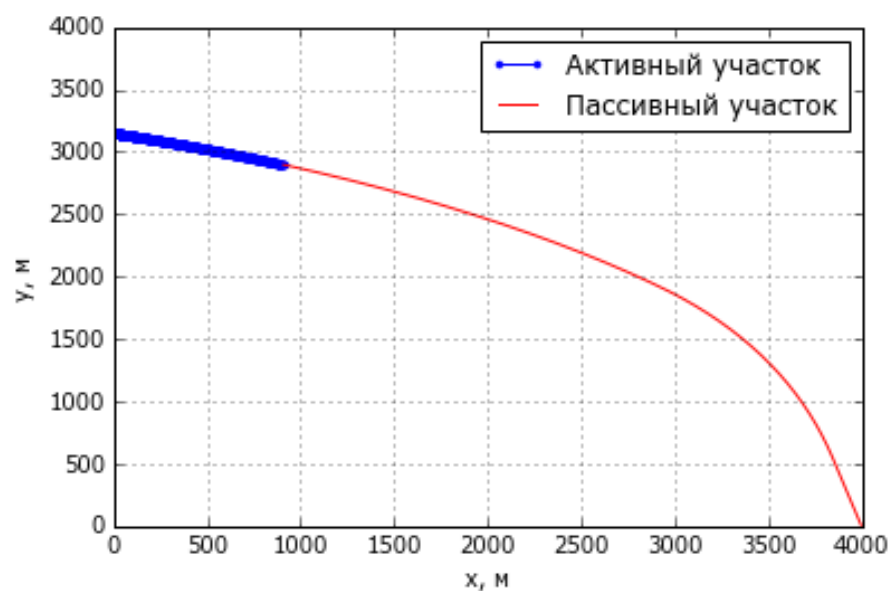


Рисунок 1.13 — Одна из возможных траекторий движения ПТУР

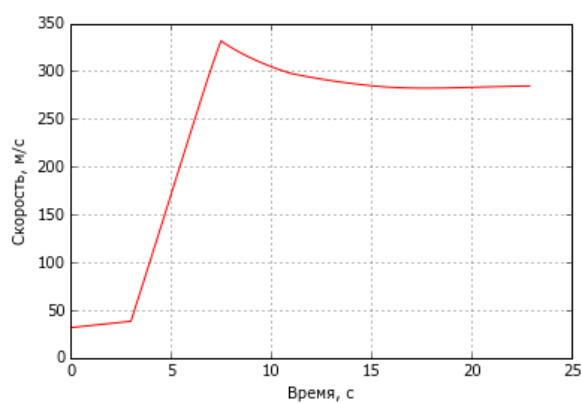


Рисунок 1.14 — Один из возможных графиков $V(t)$

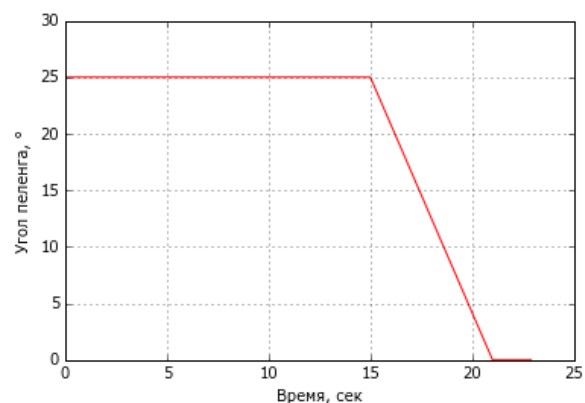


Рисунок 1.15 — Принятая зависимость $\alpha(t)$

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 $0,8 \text{ М}$, соответствующей полету у цели.

2 ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ

В данной части рассматривается моделирование полёта ПТУР с носителя с поражением предполагаемой цели в верхнюю проекцию. Также проводится оценка эффективности поражения цели по критерию минимального угла поражения к нормали и исследование оптимальных, с учетом используемого закона наведения, участков зоны пуска.

2.1 Постановка задачи исследования

Исходными данными для задачи являются:

1. Массовые и баллистические параметры ПТУР;
2. Располагаемая перегрузка ПТУР;
3. Параметры головки самонаведения ПТУР;
4. Диапазон применения БПЛА по высоте;
5. Параметры средств ПВО противника.

На основании этих данных требуется обосновать возможность построения траектории ПТУР, обеспечивающей поражение целей в верхнюю проекцию.

2.2 Комментарии к постановке задачи

В данном исследовании под ПВО противника принимается 12.7-мм пулемет вида Browning M2 или ДШК, так как ударно-разведывательные БПЛА в настоящее время применяют после подавления основных сил ПВО противника. Максимальная дальность прицельного выстрела у этих пулеметов составляет порядка 2.5 км.

Диапазон применения БПЛА по высоте принимается отрезком от 500 до 4000 м.

В качестве ПУТР был принят лёгкий ПТУР, проектируемый для запусков с БПЛА и разрабатываемый в рамках курсового проекта. Максимальная поперечная перегрузка ПТУР, поражение которым исследуется, составляет 6G. Головка самонаведения применяемого ПТУР – полуактивная лазерная. Угол захвата ГСН принимается 60 градусов.

Предполагается, что данные о законе перегрузки, о котором речь пойдет в следующем параграфе, вводятся в ПТУР при пуске на основании данных о дальности до цели и характере её передвижения, получаемых и обрабатываемых СУ БПЛА.

2.3 Подход к алгоритму решения

Идеальной траекторией для поражения цели была бы траектория, представленная на рисунке 2.1.

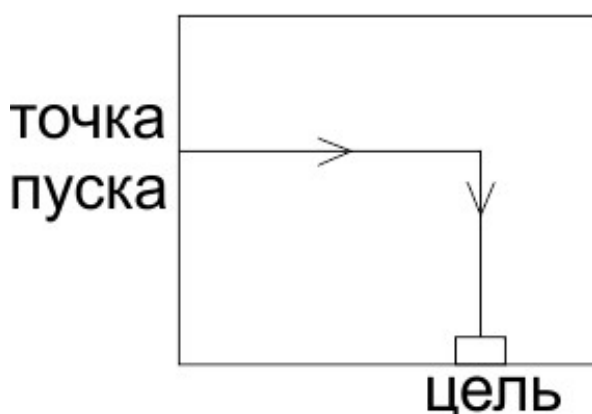


Рисунок 2.1 — Идеализированная траектория для поражения цели сверху

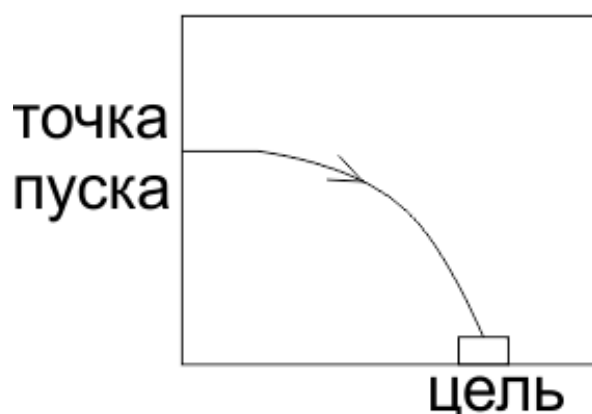


Рисунок 2.2 — Реальная траектория для поражения цели сверху

Однако траектория такого вида недостижима для реальных ПТУР, так как для любых реальных ЛА существуют ограничения по перегрузке, не позволяющие так резко менять курс. Таким образом, переходим к следующему варианту траектории, представленному на рисунке 2.2.

Данная траектория достижима на практике. Однако при использовании полуактивной ГСН головка должна постоянно держать цель в своем угле обзора. Таким образом, накладывается ограничение на вид траектории, и она принимает вид как на рисунке. На рисунке 2.3 угол захвата ГСН показан пунктирными линиями.

Для реализации такого манёвра используется следующий закон наведения: на начальном этапе между вектором скорости ПТУР и линией, соединяющей ПТУР и цель, есть угол. Этот угол, называемый углом пеленга, на активном участке полета принимает максимальное значение. Далее,

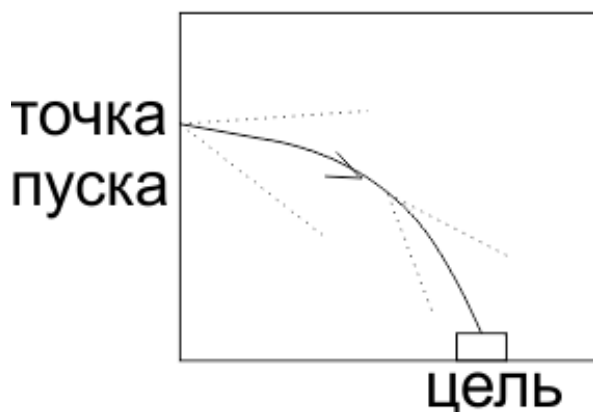


Рисунок 2.3 — Траектория с учётом угла захвата ГСН

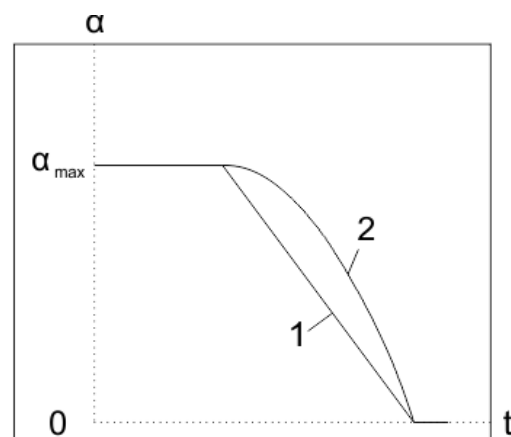


Рисунок 2.4 — Варианты функций изменения пеленга

при приближении к цели, этот угол уменьшается, в идеале приходя в нуль при встрече с целью. В данной работе угол пеленга обозначается α .

В простейшем идеальном случае изменение угла пеленга происходит скачкообразно из максимального значения в минимальное. Однако этот скачок вызывает также скачок перегрузки, что недопустимо. Также не подходит линейное изменение угла пеленга, так как в начале линейного участка ПТУР также испытывает скачкообразную перегрузку.

В данной работе угол меняется от максимального значения до минимального по квадратичному закону. Это позволяет плавно наращивать перегрузку в начале маневра. Отсутствие перегиба, возникающего при использовании функций более высокого порядка, обеспечивает плавный рост перегрузки в оставшейся части маневра.

Функции пеленга с линейным изменением угла α (1) и с изменением по квадратичному закону (2) показаны на рисунке 2.4.

Далее, после определения вида функции, встает вопрос о длине отрезка манёвра и расположении его между началом полета и временем встречи. На рисунке 2.5 показаны два варианта траектории с разной длиной манёвра. Можно заметить, что траектория 2, которой соответствует меньшее время маневра, более крутая и более вертикально встречается с целью при том, что точка пуска в обоих случаях одинакова.

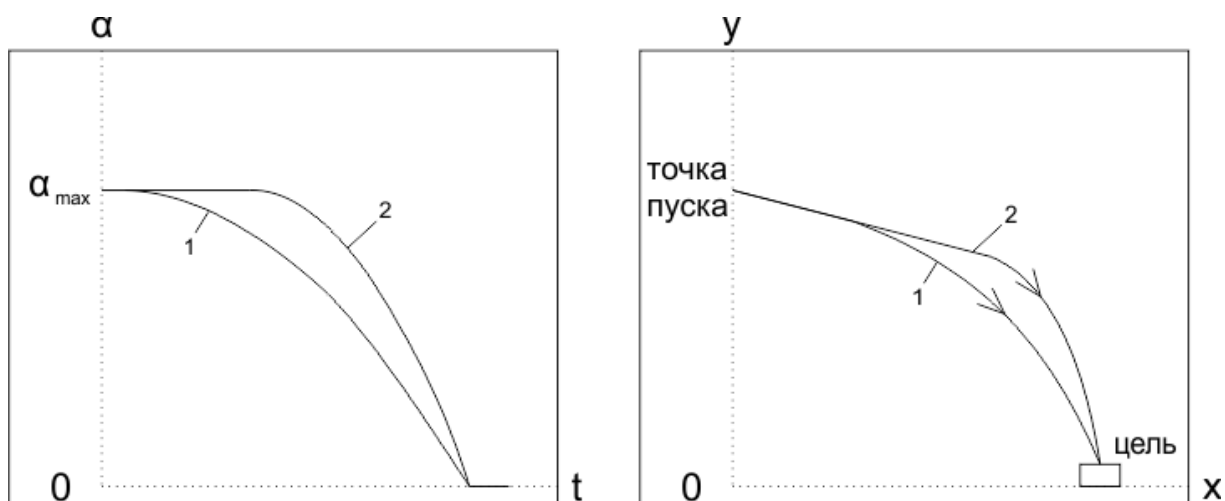


Рисунок 2.5 — Влияние изменения пеленга на вид траектории

Для определения успешности поражения цели введем угол встречи с целью, отложенный от вертикали. В данной работе этот угол обозначается γ . Визуально этот угол показан на рисунке 2.6.

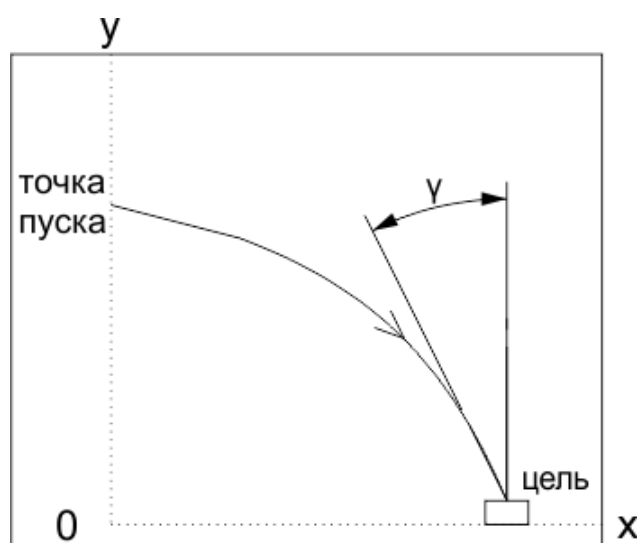


Рисунок 2.6 — Угол встречи с целью

Соответственно, чем угол γ меньше, тем лучше бронепробитие ПТУР и более успешно поражается цель. С другой стороны, если обратиться к рисунку 2.5 с траекториями, ракета на траектории 2 будет испытывать большие перегрузки из-за более резкой смены курса.

Итак, возникает задача оптимизации:

1. Задано расстояние до цели L и высота пуска H ;
2. Известен вид закона изменения пеленга $\alpha(t)$;
3. Требуется найти время начала и конца маневра, $t_{\text{нач}}$ и $t_{\text{кон}}$ соответственно, такие что угол встречи с целью γ минимален и при этом максимальная испытываемая перегрузка $n_{\text{max}} \leq n_{\text{расп}}$.

Данную задачу возможно решить перебором большого количества точек пуска и получить поверхность с углами γ .

2.4 Описание алгоритма решения

Для решения данной задачи используется следующий алгоритм.

1. Пространство пуска ПТУР разбивается по высоте и дальности на отрезки длиной 100 м.
2. Каждая точка получившейся сетки поочередно принимается точкой пуска ПТУР.
3. Находится начальное приближение длительности манёвра и времени его завершения. Для этого решается задача полета для ПТУР с прямолинейной траекторией, наводящегося на активном участке с максимальным пеленгом, а на пассивном по методу чистой погони. Таким образом, угол пеленга гарантированно придет в нуль до встречи с целью, если полученное $t_{\text{кон}}$ использовать в представленном на рисунке 4 законе наведения.
4. Длительность манёвра итерационно уменьшается при сохранении конечной точки манёвра по времени. На каждой итерации снова решается задача полета ПТУР, определяется угол встречи с целью γ и максимальная испытываемая перегрузка n_{max} . Остановка процесса происходит либо при превышении максимальной испытываемой перегрузки, либо при достижении значения угла γ менее 5° .
5. Для точки каждой пары дальности и высоты находится значение γ . На основании этого возможно сделать вывод об оптимальной области пуска ПТУР.

Визуально шаги расчёта представлены на рисунке 2.7. Там шаг 0 – получение $t_{\text{кон}}$, далее шаги 1, 2, 3 – последовательное увеличение $t_{\text{нач}}$, приводящее к уменьшению угла γ и увеличению испытываемых перегрузок.

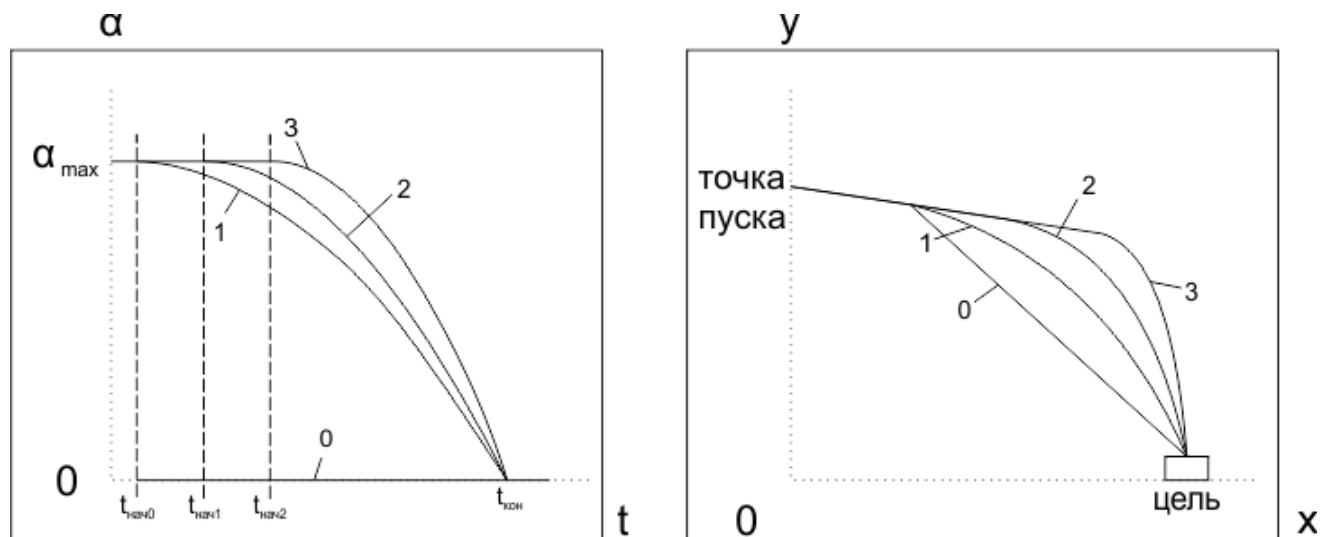


Рисунок 2.7 — Визуальная интерпретация оптимизации
закона изменения пеленга

2.5 Описание математической модели

В целом, для реализации описанного выше алгоритма требуется решить следующие математические задачи:

1. Решение задачи полета ПТУР (построение траектории и диаграммы скорости) при известных параметрах пуска и характеристиках ракеты;
2. Нахождение перегрузки на траектории.

2.5.1 Решение задачи полета ПТУР

Для решения задачи на активном и пассивном участках используется системы уравнений (1.1) и (1.2), приведенные на странице 30.

В данной работе рассматривается квадратичный закон изменения угла пеленга, поэтому в этих системах уравнений закон $\alpha(t)$ имеет вид, описанный в уравнении (2.1).

$$\alpha(t) = \begin{cases} \alpha_{max} & , \text{ если } t < t_{\text{нач}} \\ \alpha t^2 + 2bt + c & , \text{ если } t_{\text{нач}} \leq t < t_{\text{кон}} \\ 0 & , \text{ если } t \geq t_{\text{кон}} \end{cases} \quad (2.1)$$

Коэффициенты a, b, c введены для удобства записи, они выражаются как:

$$a = \frac{\alpha_{max}}{(t_{\text{нач}}^2 - t_{\text{кон}}^2) - 2(t_{\text{нач}}^2 - t_{\text{нач}}t_{\text{кон}})}$$

$$b = -2\alpha t_{\text{нач}}$$

$$c = \alpha_{max} - \alpha t_{\text{нач}}^2 - b t_{\text{нач}}$$

Здесь $t_{\text{нач}}$ - время начала манёвра; $t_{\text{кон}}$ - время завершения маневра;
 α_{max} - максимальный угол пеленга (параметр ГСН).

2.5.2 Нахождение перегрузки, действующей на ЛА

Угол атаки ЛА в полете принимается постоянным.

В каждой точке мы знаем значение модуля скорости ЛА, а также скорость и координаты этой точки в последующей и предыдущей точках интегрирования (кроме первой и последней). Таким образом, можно узнать перегрузку в точке, построив вектора скорости до неё и после неё. Далее можно найти поперечную составляющую изменения скорости, и, поделив на соответствующий отрезок интегрирования, поперечную перегрузку.

Графическая иллюстрация алгоритма представлена на рисунке 2.8.

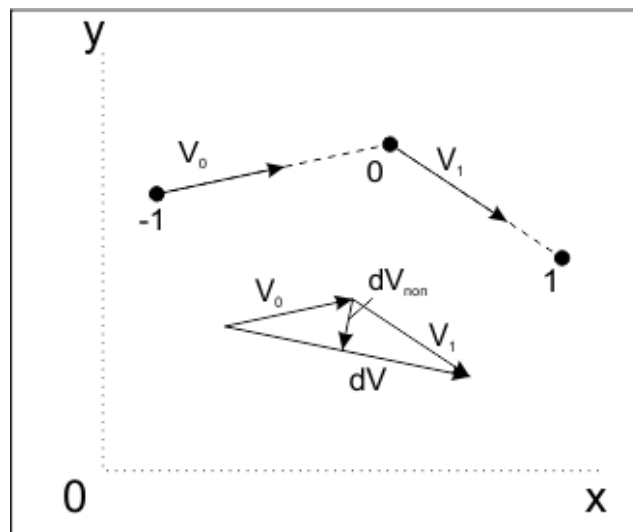


Рисунок 2.8 — Визуальная интерпретация поиска перегрузки на траектории

2.6 Описание реализации алгоритма

Поставленная задача численно решается с помощью языка программирования Python второй версии. Помимо стандартной библиотеки в реализации используются следующие компоненты:

1. Numpy
2. Matplotlib
3. Scipy

Также в исходный код системы включен компонент Python Progress Bar, исходный код которого взят по адресу: <https://gist.github.com/aubricus/f91fb55dc6ba5557fbab06119420dd6a>.

Каждый из компонентов системы является свободно распространяемым и предоставляется авторами бесплатно. Таким же образом распространяется и код, решающий поставленную задачу. При возникновении интереса, его можно найти по адресу, записанному в приведенном на рисунке 2.9 QR-коде, а также установить на собственный компьютер. Там же можно задать вопросы автору кода.



Рисунок 2.9 — QR-код для перехода в репозиторий

На рисунке 2.10 представлено дерево файлов и схема зависимостей программной реализации.

Так как python – интерпретируемый язык программирования, все исходные тексты программы могут быть изучены и отредактированы для

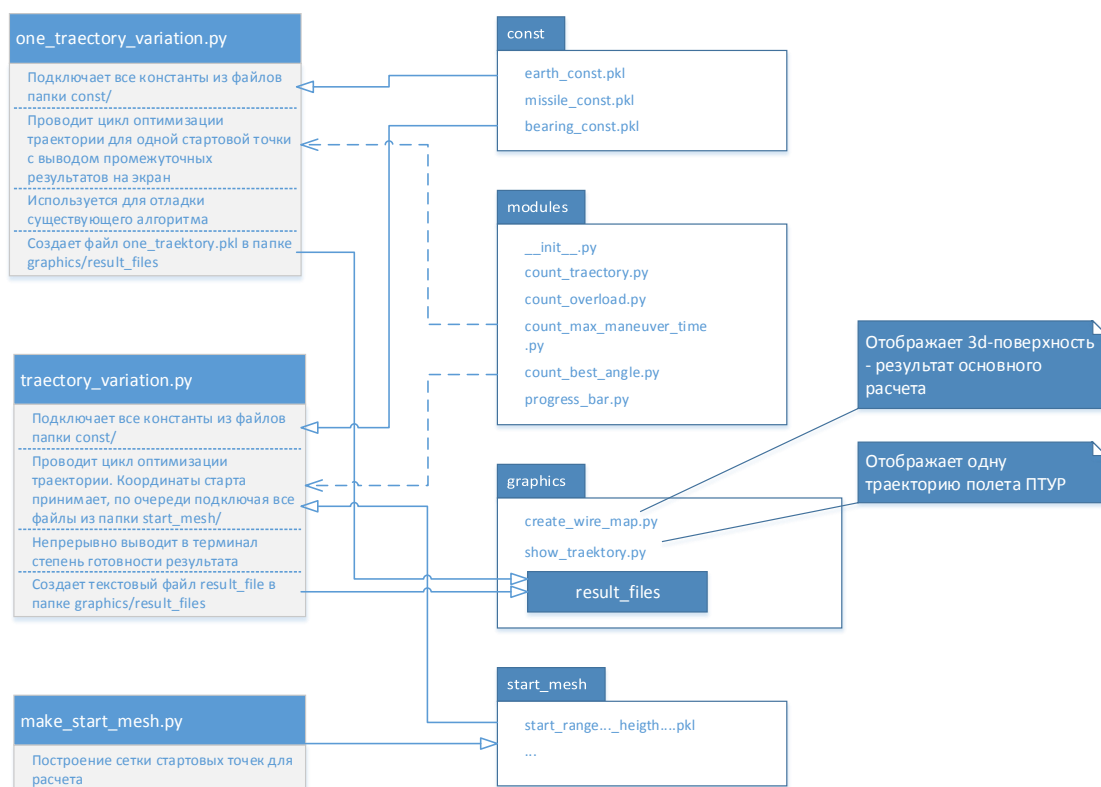


Рисунок 2.10 — Схема файлов и зависимостей программы

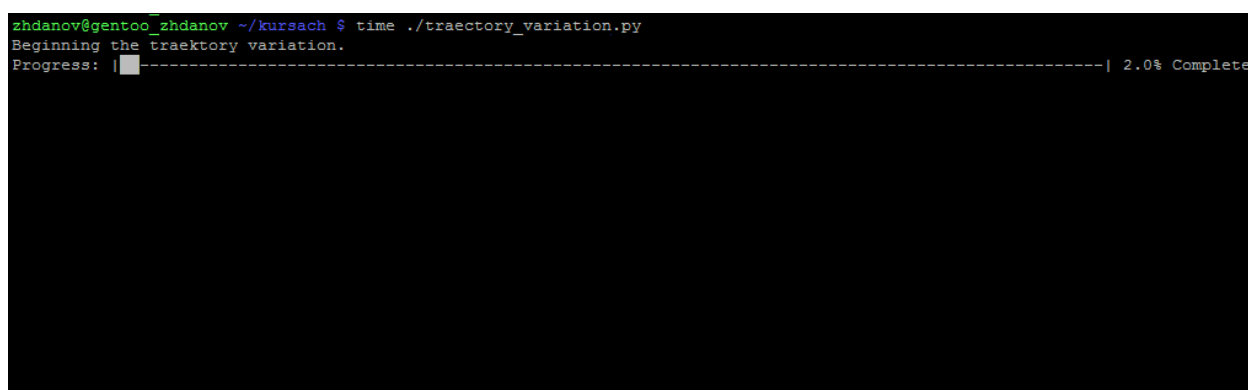
реализации нового функционала непосредственно перед запуском без необходимости дополнительной рекомпиляции кода.

Для хранения констант и всех вариаций координат точки старта ПТУР используются файлы формата .pkl. Эти файлы создаются и читаются с помощью модуля pickle, входящего в стандартную библиотеку python.

2.6.1 Установка и запуск системы

1. Установить Python второй версии, не старше версии 2.7.
2. Установить перечисленные выше компоненты системы (предпочтительно – с помощью пакета pip)
3. Клонировать приведенный выше репозиторий или загрузить оттуда исходный код и разархивировать.
4. В папке const/ проекта отредактировать файлы missile_const.py и bearing_styles.py в соответствии с рассматриваемой задачей.
5. Запустить поочередно файлы .py из папки const

6. Открыть файл `make_start_mesh.py`, ввести желаемый разброс координат пуска ПТУР. Для корректной работы отображения итоговой поверхности рекомендуется выбирать точки с шагом 100 метров.
7. Запустить файл `make_start_mesh.py`
8. Запустить файл `trajectory_variation.py`. Его исполнение может занять некоторое время, прогресс выполнения выводится в консоль в виде статус-бара (см рисунок 2.11)
9. Запустить файл `graphics/create_wire_map.py` и изучить полученную поверхность.



```
zhdanov@gentoo_zhdanov ~/kursach $ time ./trajectory_variation.py
Beginning the trajectory variation.
Progress: |█-----| 2.0% Complete
```

Рисунок 2.11 — Пример консольного вывода основного расчета

Также для отладки нового функционала или валидации результатов расчета возможно использовать файл `one_trajectory_variation.py`. Этот функционал проводит оптимизацию траектории для одной стартовой точки. После выполнения, результат работы программы (траекторию) можно визуально посмотреть, запустив `graphics/show_trajectory.py`.

Пример вывода траектории полета представлен на рисунке 2.12.

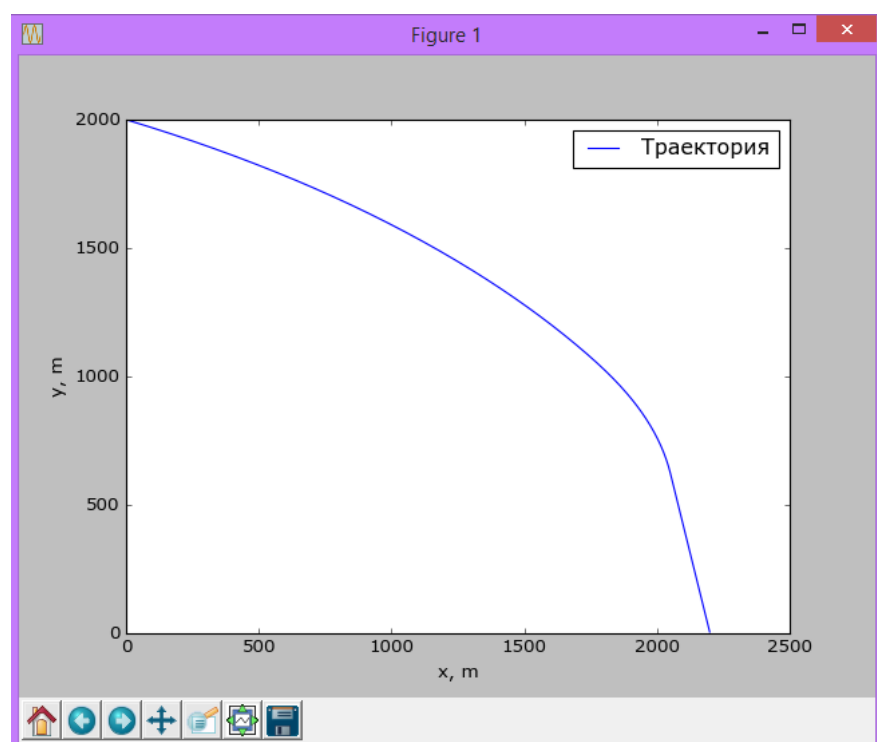


Рисунок 2.12 — Пример вывода основного расчета

2.7 Результат работы

В результате работы создана программа, способная циклически выполнять алгоритм, описанный выше и создавать массив в данными о угле поражения цели в разных точках пуска. Все части алгоритма реализованы с помощью открытых средств разработки для языка программирования Python.

Также разработан алгоритм представления полученных результатов в виде поверхности. Так как это трехмерная поверхность, в этом отчете представлено несколько проекций фигуры на рисунках 2.13, 2.14 и 2.15.

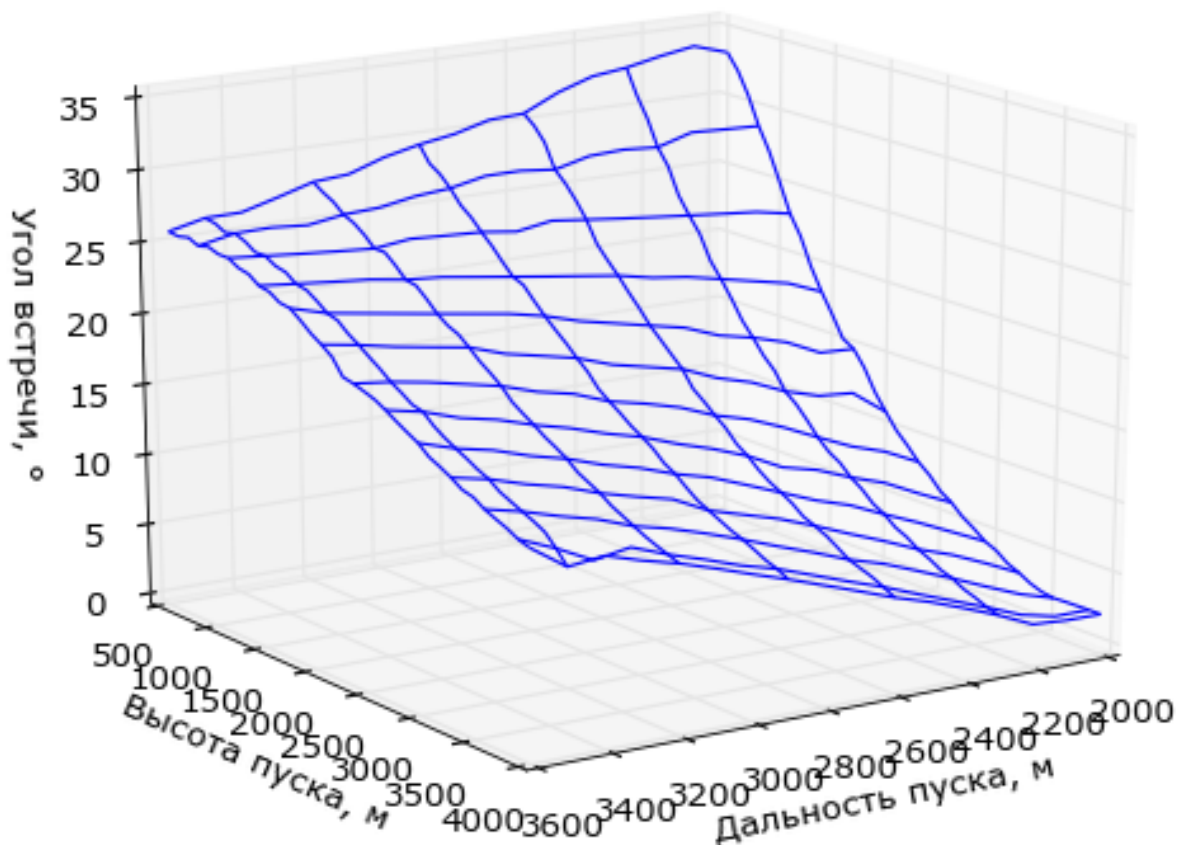


Рисунок 2.13 — Представление результата исследования

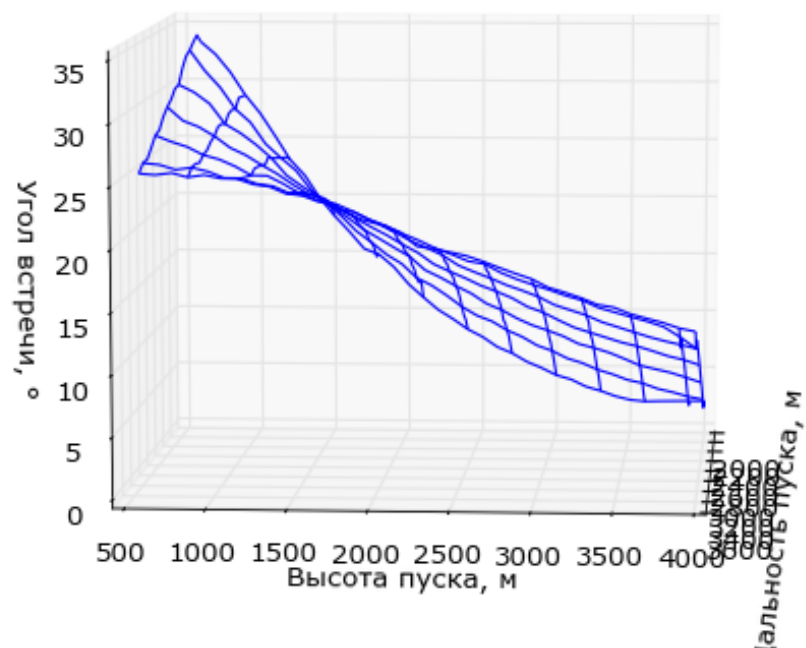


Рисунок 2.14 — Представление результата исследования

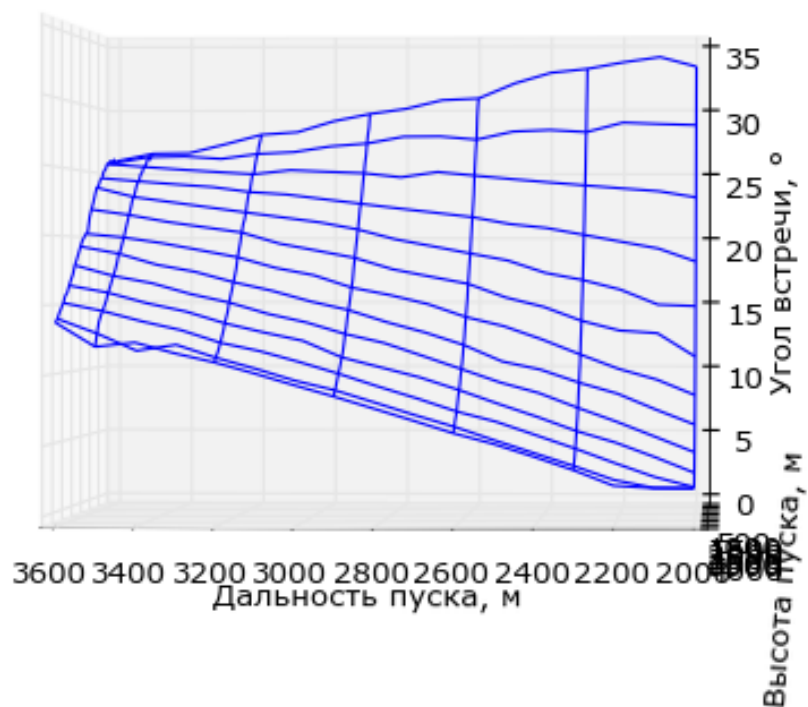


Рисунок 2.15 — Представление результата исследования

2.8 Вывод

В результате данной работы обоснована возможность применения используемого алгоритма для построения траектории для поражения целей в верхнюю полусферу. В результате, угол встречи с целью γ при стрельбе из любой точки пуска рассматриваемой области оказался в пределах 35° , что является удовлетворительным результатом, так как большинство современных систем активной защиты не защищают от снарядов, летящих под такими углами.

Также на основании полученного результата, можно сделать следующие выводы:

1. Угол поражения в большей степени зависит от высоты пуска ПТУР, чем от горизонтальной дальности до цели. Если изменение угла встречи по дальности носит приблизительно линейный характер, но изменение по высоте выражается более выпуклой функцией. При выборе точке пуска из вариантов с одинаковой горизонтальной дальностью выгоднее запускать ПТУР с большей высоты.

2. Наилучшие результаты по углу встречи оказались в точках с минимальной дальностью пуска и максимальной его высотой.

3. Порядка четверти всей зоны пуска ПТУР позволяет поражать цель с углом встречи не более 15° , что является хорошим результатом, так как в этом случае реальное бронепробитие менее чем на 5% упадет по сравнению с бронепробитием по нормали.

3 ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

4 ЭКОЛОГИЯ И ПРОМЫШЛЕННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

Строгое соблюдение правил безопасности и охраны труда – одно из основных условий работы. Соблюдение заранее оговоренных правил и понимание опасностей при выполнении поставленной задачи, являются главными способами борьбы с травмами и несчастными случаями на производстве. При работе с оборудованием машиностроительного производства и/или опасными веществами риск, которому подвержен работник в случае нарушения правил безопасности значительно выше, чем риск офисного работника.

В данной работе проведен анализ опасных и вредных факторов, влияющих на рабочего, при исполнении технического процесса изготовления переднего днища реактивного двигателя на твёрдом топливе (РДТТ). Процесс будет производиться в цехе, в котором установлены различные виды станков. Материал заготовки – сплав СПЗЗ.

4.1 Анализ опасных и вредных факторов при изготовлении днища двигателя

Технический процесс изготовления днища РДТТ включает операции и соответствующие им негативные факторы, приведенные в таблице 4.1.

Рассмотрев приведенные в таблице факторы, можно заключить, что на рабочего воздействует множество неблагоприятных факторов, способных привести к повышенной утомляемости и, как следствию, травме.

Также на производстве присутствует риск возникновения различных опасных факторов. Согласно ГОСТ 12.0.002-2014, опасным фактором принимается фактор производственной среды и/или трудового процесса, воздействие которого в определенных условиях на организм работающего может привести к травме, в том числе смертельной.

Список опасных факторов, которые возникают при производстве, приведен ниже.

Таблица 4.1 — Опасные и вредные факторы, возникающие при изготовлении днища двигательной установки

Тип операции	Вредные факторы
Термообработка	Освещение, травмоопасность, вибрации, микроклимат.
Сверление	Освещение, шум, травмоопасность.
Фрезерование	Освещение, шум, вредные вещества в воздухе рабочей зоны, вибрации, ЭМИ-поля.
Растачивание	Освещение, шум, вредные вещества в воздухе рабочей зоны, вибрации.
Токарная	Освещение, шум, травмоопасность.

4.1.1 Электроопасность

Основным нормативным документом, связанным с электробезопасностью, являются МПОТ (ПБ) ЭЭУ – Международные правила по охране труда и ГОСТ Р 12.1.019-2009, при эксплуатации электроустановок. Согласно документу, следует придерживаться следующих правил обеспечения электробезопасности:

- Следить за проведением рабочим, причастным к работе с электрооборудованием, инструктажей и обучений безопасным методам и приемам выполнения работ на электроустановках.

- Работники должны проходить обучение по оказанию первой помощи пострадавшему на производстве до допуска к самостоятельной работе;

- Перед началом работ на электроустановках, следует проверить исправность оборудования, а также следить за состоянием и сообщать специальному персоналу о любых неисправностях оборудования;

- Не допускать самовольного проведения работ в действующих электроустановках, а также снабжать персонал необходимым инвентарём для защит от электрического воздействия.

4.1.2 Пожарная опасность

Основные требования, предъявляемые к пожарной безопасности содержатся в нормативном документе СП 4.13130.2013 «Системы противопожарной защиты. Ограничение распространения пожара на объектах защиты. Требования к объемно-планировочным и конструктивным решениям».

Согласно представленному документу, основой средств обеспечения пожарной безопасности является определение класса функциональной пожарной опасности объекта защиты, которая исходит из его целевого назначения и характеристик его основного функционального контингента. Также выбор средств зависит от степени огнестойкости здания.

Основные положения для обеспечения пожарной безопасности при изготовлении днища двигательной установки:

- Снабжение производственного цеха переносными огнетушителями (ГОСТ Р 51057-2001);
- При работе с горючими, взрывоопасными или легковоспламеняемыми веществами, следить за отсутствием по близости источников открытого огня, сварных работ, источников образования искр и т.д;
- Помещение должно быть снабжено системами пожаротушения, а работающий в нем персонал должен пройти инструктаж пожарной эвакуации и знать расположение ближайших аварийных выходов и путей следования к ним;
- соблюдение порядка хранения веществ и материалов, имеющих опасность воспламенения и тушение которых недопустимо одними и теми же средствами, в зависимости от их химико-физических свойств.

4.1.3 Травмоопасность

Способность опасных производственных факторов при определенных обстоятельствах причинить травму работающему. Основным источником травмоопасности на предприятии и при работе в цеху обычно выступают: подвижные части механизмов, машин и узлов; подвижные элементы станков без защиты или экранов; Заготовки, необработанные поверхности, заусенцы, кромки, вылетающая при обработке стружка; падение предметов с высоты.

Основным нормативным документом, описывающим требования к безопасности персонала при работе в цеху, выступает ГОСТ 12.4.125 – 83 Система стандартов безопасности труда (ССБТ). Средства коллективной защиты работающих от воздействия механических факторов.

Помимо опасных факторов, оператор также подвержен влиянию следующих вредных факторов (фактор производственной среды и/или трудового процесса, воздействие которого в определенных условиях на организм работающего может сразу или впоследствии привести к заболеванию, в том числе смертельному, или отразиться на здоровье потомства пострадавшего, или в отдельных специфичных случаях перехода в опасный производственный фактор - вызвать травму. В безопасности труда применяется концепция порогового воздействия, согласно которой вредный производственный фактор (исключая ионизирующие излучения) неблагоприятно воздействует на организм человека только при превышении интенсивности своего воздействия (и/или полученной дозы) выше некоторого порогового предельно допустимого значения. Последствия этого воздействия могут проявиться сразу (острое заболевание) или спустя какое-то (иногда длительное - годы) время (хроническое заболевание)).

4.1.4 Микроклимат

Под микроклиматом производственных помещений понимаются метеорологические условия внутренней среды помещений, которые определяются действующими на организм человека сочетаниями температуры, влажности, скорости движения воздуха и теплового излучения (СанПин 2.2.4.3359-16). Микроклимат производственных помещений – это комплекс физических факторов, оказывающих влияние на теплообмен человека и определяющих самочувствие, работоспособность, здоровье и производительность труда. Поддержание микроклимата рабочего места в пределах гигиенических норм – важнейшая задача охраны труда.

Показатели микроклимата:

- Температура воздуха;
- Относительная влажность воздуха;
- Скорость движения воздуха;
- Мощность теплового излучения.

Воздушная среда из всех элементов, составляющих среду обитания и деятельности человека, является важнейшей. Природный воздух представ-

ляет собой сложную динамическую систему, образованную различными газами (и парами) и находящимися во взвешенном состоянии мельчайшими твердыми и жидкими частицами – аэрозолями.

Под загрязнением воздуха понимается прямое или косвенное введение в него любого вещества в таком количестве, которое изменяет качество и состав чистого атмосферного воздуха, нанося вред людям, живой и неживой природе.

Важнейшим газообразным веществом, определяющим качество воздуха, является водяной пар. Чем сильнее нагрет воздух, тем большее количество водяного пара он может содержать. Отношение содержащегося водяного пара к тому предельному количеству, которое может содержаться в воздухе при данной температуре, называется относительной влажностью.

Важнейшей характеристикой воздушной среды является барометрическое давление, поскольку разница барометрического давления и давления воздуха в альвеолах легких определяет величину газообмена. Барометрическое давление считается и называется нормальным на уровне моря (одна атмосфера) и экспоненциально убывает с высотой.

Помимо газового состава и барометрического давления, важнейшей характеристикой воздушной среды служит температура воздуха. В сочетании с подвижностью (скоростью) движения воздуха относительно тела человека температура воздуха определяет характер теплообмена – нагрев или охлаждение тела человека.

Жизнедеятельность человека может нормально протекать лишь при условии сохранения температурного гомеостаза организма, что достигается за счет системы терморегуляции и деятельности других функциональных систем: сердечнососудистой, выделительной, эндокринной и систем, обеспечивающих энергетический, водносолевой и белковый обмен.

Для сохранения постоянной температуры тела организм должен находиться в термостабильном состоянии, которое оценивается по тепловому балансу. Тепловой баланс достигается координацией процессов теплопродукции и теплоотдачи.

Микроклимат по степени влияния на тепловой баланс человека подразделяется на:

- нейтральный;
- нагревающий;
- охлаждающий.

Нейтральный микроклимат – это такое сочетание его составляющих, которое при воздействии на человека в течение рабочей смены обеспечивает тепловой баланс организма, разность между величиной теплопродукции и суммарной теплоотдачей находится в пределах ± 2 Вт, доля теплоотдачи испарением влаги не превышает 30%.

Охлаждающий микроклимат – это сочетание параметров, при котором имеет место превышение суммарной теплоотдачи в окружающую среду над величиной теплопродукции организма, приводящее к образованию общего и/или локального дефицита тепла в теле человека (> 2 Вт).

Охлаждающий микроклимат приводит к обострению язвенной болезни, радикулита, обуславливает возникновение заболеваний органов дыхания, сердечно-сосудистой системы. Охлаждение человека (как общее, так и локальное) приводит к изменению его двигательной реакции, нарушает координацию и способность выполнять точные операции, вызывает тормозные процессы в коре головного мозга, что может быть причиной возникновения различных форм травматизма. При локальном охлаждении кистей снижается точность выполнения рабочих операций.

Нагревающий микроклимат – сочетание его параметров, при котором имеет место изменение теплообмена человека с окружающей средой, проявляющееся в накоплении тепла в организме (> 2 Вт) и/или в увеличении доли потерь тепла испарением влаги ($> 30\%$).

Воздействие нагревающего микроклимата вызывает нарушение состояния здоровья, снижение работоспособности и производительности труда. Нагревающий микроклимат может привести к заболеванию общего характера, которое проявляется чаще всего в виде теплового коллапса. Он возникает вследствие расширения сосудов и уменьшения давления в них крови. Обморочному состоянию предшествует головная боль, чувство слабости, головокружение, тошнота.

Тепловой удар очень опасен. Даже при раннем выявлении каждый пятый случай является смертельным. При общем тепловом застое значи-

тельно повышается температура тела, что приводит к прямому повреждению тканей, особенно центральной перинной системы. Тошнота и рвота предшествуют шоковой стадии с глубокой потерей сознания, иногда сопровождающейся судорогами. Вследствие расстройства центра терморегуляции снижается потообразование. Кожа горячая, сухая, сначала имеет красный цвет, а потом приобретает серую окраску. Смертность тем выше, чем выше температура тела.

В результате солнечного удара в первую очередь нарушаются функции головного мозга из-за местного перегревания незащищенной от солнца головы.

Таблица 4.2 — Параметры нормирования микроклимата, СанПиН 2.2.4.1191-03

Период года	Категория работы по уровням энерготрат, Вт	Температура, °С	Температура поверхностей, °С	Относительная влажность, %	Скорость движения воздуха, м/с, не более
Холодный	Ia (до 139)	22-24	21-25	40-60	0,1
	Iб (140-174)	21-23	20-24		0,1
	IIa (175-232)	19-21	18-22		0,2
	IIб (233-290)	17-19	16-20		0,2
	III (более 290)	16-18	15-19		0,3
Тёплый	Ia (до 139)	23-25	22-26	40-60	0,1
	Iб (140-174)	22-24	21-25		0,1
	IIa (175-232)	20-22	19-23		0,2
	IIб (233-290)	19-21	18-22		0,2
	III (более 290)	18-20	17-21		0,3

Тепловое состояние человека – это функциональное состояние организма, обусловленное его теплообменом с окружающей средой, характеризующееся содержанием и распределением тепла в глубоких и поверхностных тканях организма, а также степенью напряжения механизмов терморегуляции.

Тепловое состояние человека классифицируется на:

- оптимальное;
- допустимое;
- предельно допустимое;
- недопустимое.

Разработан метод оценки теплового состояния в целях обоснования гигиенических требований к микроклимату рабочих мест, а также меры профилактики по защите работающих от возможного охлаждения и перегрева.

По степени влияния на самочувствие человека, его работоспособность микроклиматические условия подразделяются на:

- оптимальные;
- допустимые;
- вредные;
- опасные.

Нормативные гигиенические требования к отдельным показателям микроклимата, их сочетаниям, разработанные на основе изучения теплообмена и теплового состояния организма человека в микроклиматических камерах и в производственных условиях, а также на основе клинических и эпидемиологических исследований, изложены в СанПиН 2.2.4.3359-16.

Защита работников от перегрева и переохлаждения
Профилактика перегрева организма работника в нагревающем микроклимате включает следующие мероприятия:

- нормирование верхней границы внешней термической нагрузки на допустимом уровне применительно к восьмичасовой рабочей смене;

— регламентация продолжительности воздействия нагревающей среды для поддержания среднесуточного теплового состояния на оптимальном или допустимом уровне;

— использование специальных средств коллективной и индивидуальной защиты, уменьшающих поступление тепла извне к поверхности тела человека и обеспечивающих допустимый тепловой режим. Защита от охлаждения осуществляется посредством:

— одежды, изготовленной в соответствии с требованиями государственных стандартов.

— использования локальных источников тепла, обеспечивающие сохранение должного уровня общего и локального теплообмена организма.

— регламентации продолжительности непрерывного пребывания на холоде и продолжительности пребывания в помещении с комфортными условиями.

Аэроионный состав воздуха в производственных помещениях

Наряду с температурой, влажностью, скоростью движения воздуха в производственных помещениях на жизнедеятельность человека оказывает влияние аэроионный состав воздуха.

В помещениях с отрицательными ионами происходит уменьшение количества микроорганизмов, снижается концентрация пыли в воздухе, нейтрализуются некоторые газы, устраняются электростатические заряды с поверхностей оборудования.

Ионизация воздуха – процесс превращения нейтральных атомов и молекул воздушной среды в электрически заряженные частицы (ионы).

В воздухе всегда имеются различные включения в виде мельчайших пылинок – аэрозолей, водяных паров и других посторонних примесей. Встречая на пути движения эти взвешенные частицы, легкие ионы соединяются с ними, сообщая им свой заряд. В результате таких соединений частиц образуются заряженные частицы, которые получили название тяжелых ионов. Тяжелые положительно заряженные ионы в воздухе помещений могут вызывать на коже человека угревую сыпь, прыщи, снижать

эластичность кожи. Существуют сверхтяжелые ионы, которые называют аэрозолями. Они состоят из копоты, тумана, мелких дождевых капель. Такие частицы могут иметь много элементарных электрических зарядов и не нести на себе ни единого истинного газового иона.

Воздух, содержащий отрицательные аэроионы, является своеобразным экраном, отражающим излучения положительных ионов от дисплеев, телевизоров и другой оргтехники.

Естественная ионизация происходит в результате воздействия на воздушную среду космических излучений и частиц, выбрасываемых радиоактивными веществами при их распаде.

Технологическая ионизация происходит при воздействии на воздушную среду радиоактивного, рентгеновского и ультрафиолетового излучений, термоэмиссии, фотоэффекта и других ионизирующих факторов, обусловленных технологическим процессом.

Искусственная ионизация осуществляется специальными устройствами – аэроионизаторами. Физической основой большинства аэроионизаторов является коронный электрический разряд, позволяющий получать ионы нужной полярности и исключать образование вредных химических соединений (озон и окислы азота).

Нормативные уровни ионизации воздуха в производственных и общественных помещениях приведены в санитарных правилах и нормах СанПиН 2.2.4.1294-03 “Физические факторы производственной среды. Гигиенические требования к аэроионному составу воздуха производственных и общественных помещений”. Согласно этому документу регламентируют: минимально допустимый уровень, максимально допустимый уровень, коэффициент униполярности.

Минимально допустимый и максимально допустимый уровни ионизации воздуха определяют диапазон концентраций аэроионов обеих полярностей и коэффициента униполярности во вдыхаемом воздухе, отклонение от которых создает угрозу здоровью человека. Нормативные значения уровней ионизации воздуха приведены в таблице 4.4.

Измерение числа ионов в порядке текущего надзора производится один раз в квартал, а также в следующих случаях:

- при аттестации рабочих мест;
- при организации новых рабочих мест;
- при внедрении новых технологических процессов, потенциально могущих изменить ионный режим в зоне дыхания персонала;
- при оснащении рабочих мест аэроионизаторами.

Таблица 4.3 — Параметры нормирования микроклимата, СанПиН 2.2.4.1191-03

Нормируемые уровни	Число ионов в 1 см ³ воздуха ρ		Коэффициент униполярности Y
	ρ^+	ρ^-	
Минимально допустимый	≥ 400	> 600	$0.4 \leq Y \leq 1.0$
Максимально допустимый	$< 50\,000$		

Для современных офисных помещений задачу нормализации аэроионного состава воздуха целесообразно решать, используя ионизаторы, встраиваемые в приточные воздуховоды вентиляционных систем. Применение приточно-вытяжной вентиляции способно обеспечить относительно равномерное распределение аэронов по помещению и исключить возможность их накопления в локальных зонах. Устанавливать ионизаторы следует на незначительном расстоянии от выходной вентиляционной решетки или системы раздачи воздуха в помещение, что обусловлено значительными «потерями» аэроионов при их движении по воздуховодам (как металлическим, так и диэлектрическим) за счет нейтрализации зарядов при контакте с поверхностями.

4.1.5 Вибрации

Нормативный документ описывающий вибрации возникающие в процессе работы станков и инструментов – СН 2.2.4/2.1.8.566-96 Производственная вибрация, вибрация в помещениях жилых и общественных зданий. Санитарные нормы.

Согласно документу, вибрации классифицируются по способу передачи на человека:

- общую вибрацию, передающуюся через опорные поверхности на тело сидящего или стоящего человека;

- локальную вибрацию, передающуюся через руки человека. По источнику возникновения вибраций различают:

- локальную вибрацию, передающуюся человеку от ручного механизированного инструмента (с двигателями), органов ручного управления машинами и оборудованием; локальную вибрацию, передающуюся человеку от ручного немеханизированного инструмента (без двигателей), например, рихтовочных молотков разных моделей и обрабатываемых деталей;

- общую вибрацию 1 категории - транспортную вибрацию, воздействующую на человека на рабочих местах самоходных и прицепных машин, транспортных средств при движении по местности, агрофонам и дорогам (в том числе при их строительстве). К источникам транспортной вибрации относят: тракторы сельскохозяйственные и промышленные, самоходные сельскохозяйственные машины (в том числе комбайны); автомобили грузовые (в том числе тягачи, скреперы, грейдеры, катки и т.д.); снегоочистители, самоходный горно-шахтный рельсовый транспорт;

- общую вибрацию 2 категории - транспортно-технологическую вибрацию, воздействующую на человека на рабочих местах машин, перемещающихся по специально подготовленным поверхностям производственных помещений, промышленных площадок, горных выработок. К источникам транспортно-технологической вибрации относят: экскаваторы (в том числе роторные), краны промышленные и строительные, машины для загрузки (завалочные) мартеновских печей в металлургическом производстве; горные комбайны, шахтные погрузочные машины, самоходные бурильные ка-

ретки; путевые машины, бетоноукладчики, напольный производственный транспорт;

— общую вибрацию 3 категории - технологическую вибрацию, воздействующую на человека на рабочих местах стационарных машин или передающуюся на рабочие места, не имеющие источников вибрации. К источникам технологической вибрации относят: станки металло- и деревообрабатывающие, кузнечно-прессовое оборудование, литейные машины, электрические машины, стационарные электрические установки, насосные агрегаты и вентиляторы, оборудование для бурения скважин, буровые станки, машины для животноводства, очистки и сортировки зерна (в том числе сушилки), оборудование промышленности стройматериалов (кроме бетоноукладчиков), установки химической и нефтехимической промышленности и др.

Таблица 4.4 — Гигиенические нормы вибрации по СН 2.2.4/2.1.8.556-96

Вид вибрации	Допустимый уровень виброскорости, дБ, в октавных полосах со среднегеометрическими частотами, Гц										
	1	2	4	8	16	31,5	63	125	250	500	1000
Технологическая	-	108	99	93	92	92	92	-	-	-	-

Общую вибрацию категории 3 по месту действия подразделяют на следующие типа:

— на постоянных рабочих местах производственных помещений предприятий;

— на рабочих местах на складах, в столовых, бытовых, дежурных и других производственных помещений, где нет машин, генерирующих вибрацию;

— на рабочих местах в помещениях заводоуправления, конструкторских бюро, лабораторий, учебных пунктов, вычислительных центров,

здравпунктов, конторских помещениях, рабочих комнатах и других помещениях для работников умственного труда;

Для борьбы с вибрациями, возникающими при работе станков и инструментов, подходящим вариантом будет подготовка фундамента специальной структуры и состава.

4.1.6 Вибрации

Основными источниками шума на рабочем месте являются:

- Работающие станки и инструменты;
- Падающие предметы и перемещаемые заготовки;
- Фоновый шум со стороны окружающей застройки, транспортных магистралей и т.д.

Нормативной документ применимый к урегулированию уровня шума – СанПиН 2.2.4/2.1.8.562-96 «Шум на рабочих местах, в помещениях жилых, общественных зданий и на территории жилой застройки»

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