

РЕФЕРАТ

Расчетно-пояснительная записка содержит 131 страницу, 37 рисунков, 42 таблицы, 16 источников, 3 приложения.

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	10
1 КОНСТРУКТОРСКАЯ ЧАСТЬ	13
1.1 Формирование облика комплекса	13
1.1.1 Облик современных ударно-разведывательных БПЛА	13
1.1.1.1 Влияние облика БПЛА на ТТХ используемых ПТУР	16
1.1.2 Облик современных танков	17
1.1.2.1 Бронирование танка	17
1.1.2.2 Динамическая защита	18
1.1.2.3 Комплексы активной защиты	21
1.1.2.4 Влияние облика современных танков на ТТХ ПТУР	22
1.1.3 Обзор существующих образцов ПТУР, применяемых на БПЛА	23
1.1.3.1 AGM-114 Hellfire	23
1.1.3.2 AGM-176 Griffin	24
1.1.4 Требования к комплексу	25
1.2 Устройство комплекса	26
1.2.1 Устройство отсеков ПТУР	26
1.2.2 Описание работы комплекса	27
1.2.3 Описание метода наведения ПТУР	29
1.3 Баллистическое проектирование ПТУР	31
1.3.1 Исходные данные	31
1.3.2 Назначение параметров	32
1.3.3 Система уравнений для решения задачи внешней баллистики	32
1.3.4 Результаты баллистического проектирования	34
1.4 Проектирование РДТТ	36
1.4.1 Исходные данные	36
1.4.2 Результаты проектирования РДТТ	37
1.5 Аэродинамическое проектирование	38

1.5.1	Выбор аэродинамической схемы	38
1.5.2	Центровочный расчет	38
1.5.3	Выбор геометрии планера	39
1.5.4	Расчет продольной устойчивости и управляемости	40
1.5.5	Определение динамических характеристик планера	48
1.5.6	Определение шарнирных моментов органов управ- ления	48
1.5.7	Расчет лобового сопротивления ПТУР	49
2	ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ЧАСТЬ	52
2.1	Постановка задачи исследования	52
2.2	Комментарии к постановке задачи	52
2.3	Подход к алгоритму решения	53
2.4	Описание алгоритма решения	56
2.5	Описание математической модели	57
2.5.1	Решение задачи полета ПТУР	57
2.5.2	Нахождение перегрузки, действующей на ЛА . . .	59
2.6	Описание реализации алгоритма	60
2.6.1	Установка и запуск системы	61
2.7	Результат работы	64
2.8	Результат исследования	66
3	ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	67
3.1	Общая часть	67
3.1.1	Назначение детали	67
3.1.2	Материал детали и его свойства	67
3.1.3	Выбор вида и метода получения заготовки	68
3.1.4	Расчет припусков на механическую обработку . . .	68
3.2	Технологический процесс изготовления детали	70
3.2.1	Технологический процесс	70
3.2.2	Термическая обработка	70
3.2.3	Расчет режимов механической обработки	70
4	ЭКОЛОГИЯ И ПРОМЫШЛЕННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ	76

4.1	Анализ опасных и вредных факторов	
	при изготовлении днища двигателя	76
4.1.1	Электроопасность	77
4.1.2	Пожарная опасность	78
4.1.3	Травмоопасность	79
4.1.4	Микроклимат	80
4.1.5	Вибрации	88
4.1.6	Шум	90
4.1.7	Освещение	92
4.2	Расчёт искусственного освещения	
	рабочего помещения	92
4.3	Экологическая экспертиза проекта	95
5	ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ	99
5.1	Формирование структуры НИР	100
5.2	Определение трудоемкости этапов НИР	101
5.3	Разработка план-графика выполнения НИР	103
5.4	Расчёт сметы затрат на НИР	105
5.4.1	Статья «Заработная плата»	105
5.4.2	Статья «Дополнительная заработная плата»	107
5.4.3	Статья «Отчисления в фонды»	107
5.4.4	Статья «Материалы»	107
5.4.5	Статья «Накладные расходы»	108
5.5	Смета затрат на НИР	109
	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	110
	СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	111
	ПРИЛОЖЕНИЕ А.	
	ПРОЕКТИРОВАНИЕ БОЕВОЙ ЧАСТИ	113
	ПРИЛОЖЕНИЕ Б.	
	ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ	116
	ПРИЛОЖЕНИЕ В.	
	МАРШРУТНАЯ КАРТА ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕ-	
	ТАЛИ	
	«ДНИЩЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ»	131

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. Также прорабатывается облик комплекса, состоящего из БПЛА-носителя и разрабатываемой управляемой противотанковой ракеты.

Основными задачами противотанковых комплексов на основе БПЛА являются:

- Разведывательная деятельность, обнаружение одиночных целей и объектов и группировок войск противника;
- Уточнение имеющейся разведывательной информации о расположении войск и объектов противника;
- Предоставление картинки в реальном времени;
- Поражение техники и объектов противника имеющимися на борту средствами;
- Целеуказание для других ударных и огневых систем.

Второстепенными задачами для комплекса являются:

- поражение РЭС системы управления войсками и оружием, разведки и РЭБ противника, ведение комплексного технического контроля мероприятий по радиоэлектронной защите;
- оценка результатов нанесения ударов;
- разведка районов высадки и маршрутов движения разведывательно-диверсионных групп противника (бандформирований);
- ретрансляция данных и команд управления;
- инженерная, радиационная, химическая и бактериологическая разведка;
- доставка грузов в назначенные районы.

Основные исходные данные для проектирования:

- Максимальная дальность работы системы обнаружения, км: 10;
- Диапазон высот пуска, м: 500 .. 4000;
- Тип ПВО противника: 12,7-мм пулемет (Browning M2 или ДШК);
- Бронепробитие, мм по нормали: 800;
- Скорость БПЛА при пуске: 150 км/ч.

Актуальность разработки комплекса обусловлена:

- успешным применением в мире комплексов с БЛА различного целевого назначения в вооруженных конфликтах различного масштаба;
- преимуществом, которым располагают БАК по сравнению с пилотируемыми АК – независимостью максимального времени полета, суточного и месячного налётов от физиологических возможностей летного экипажа;
- потребностью в современных средствах борьбы (противодействия), соответствующих современным требованиям ведения активных военных действий, с целью уменьшения потерь личного состава;
- уникальными боевыми свойствами и возможностью применения в условиях, когда использование пилотируемой авиации невозможно, не эффективно или экономически не выгодно.

Дипломный проект состоит из пяти частей.

В конструкторской части определены облик комплекса, его состав и общий принцип функционирования комплекса, приведено описание устройства и состава оборудования БЛА, входящего в этот комплекс. Были выполнены баллистические расчеты стартового и маршевого участков полета управляемой ракеты. В расчетной части были выполнены расчеты боевой части и двигателя ПТУР, а также аэродинамических параметров ПТУР.

В исследовательской части решена задача имитационного моделирования боевого вылета БЛА. Боевой вылет включает в себя полет по маршруту в район предполагаемого расположения цели, выполнение боевой задачи и полет в район посадки. Имитационная модель состоит из трех частей:

В исследовательской части решена задача выбора закона наведения для ПТУР, который позволил бы более рационально поражать наземные цели. Также проведена оптимизация этого закона наведения с целью повысить эффективность поражения.

В технологической части дипломного проекта рассматривается разработка технологического процесса производства детали «Днище двигателя установки». Разработана маршрутная карта технологического процесса изготовления детали. Для основных операций разработаны операционные эскизы.

В части «Экология и промышленная безопасность» рассмотрены вопросы экологии промышленной безопасности на производстве. Проанализированы опасные и вредные факторы процесса изготовления детали, рассматриваемой в технологической части проекта. Выполнен расчет системы освещения механического цеха, в котором производится изготовление детали.

В организационно-экономической части разработан план-график выполнения опытно-конструкторской работы по созданию комплекса и рассчитана смета затрат на НИР, входящий в тематику по разработке комплекса.

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.

Американский опыт демонстрирует следующее: сначала на MQ-1 устанавливали тяжелые и мощные ракеты AGM-114 Hellfire с лазерным



Рисунок 1.3 — Внешний вид General Atomics Avenger

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.

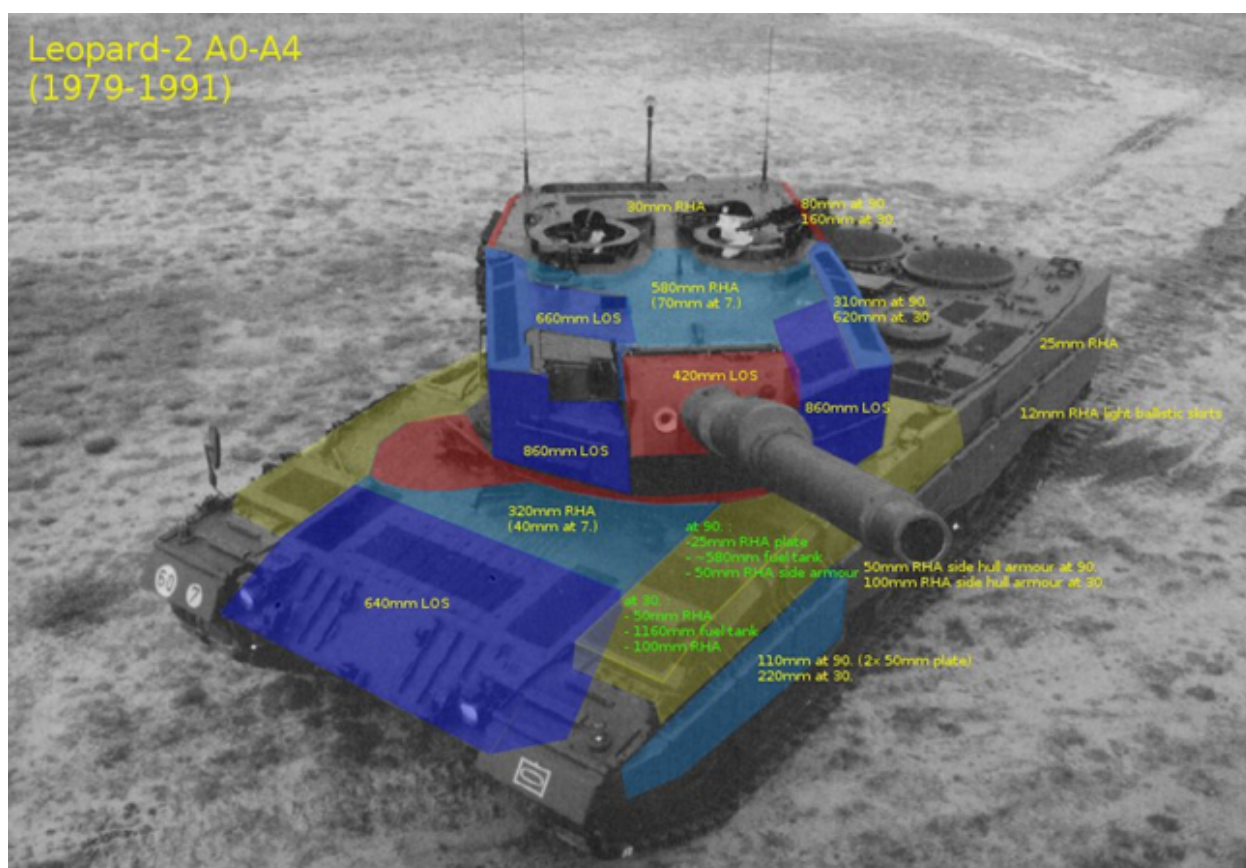


Рисунок 1.4 — Бронирование ОБТ Leopard-2 A0-A4

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.

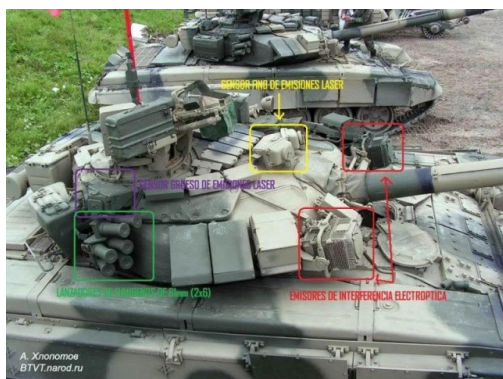


Рисунок 1.6 — Размещение элементов ДЗ на Т-72



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 1.1



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 Требования к комплексу

В настоящее время разведывательно-ударные БПЛА являются серьезным средством борьбы с танками противника из-за своей относительной дешевизны и отсутствия 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 обивальной 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, набегаящий 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*

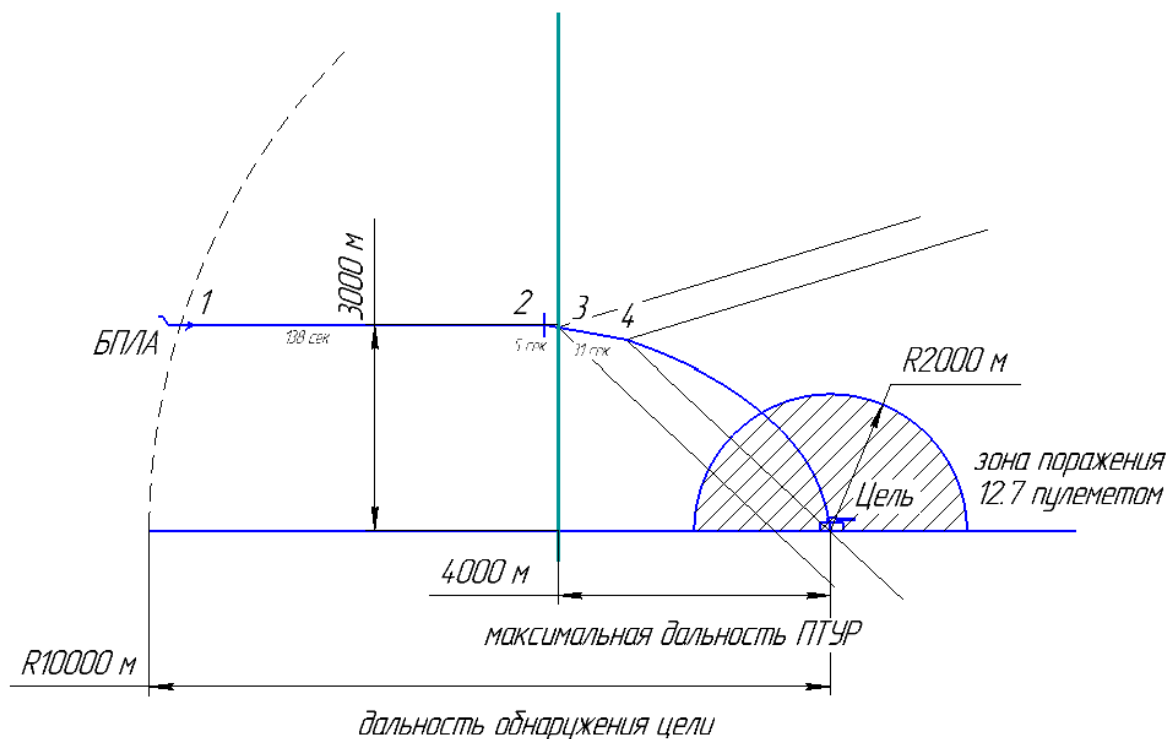


Рисунок 1.11 — Схема работы комплекса

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.

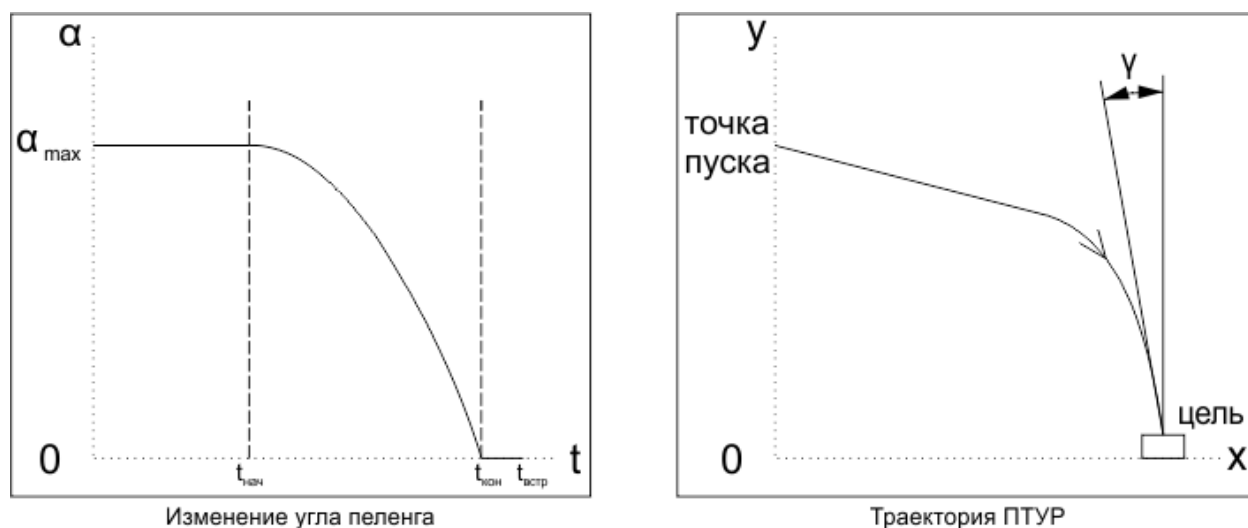


Рисунок 1.12 — Изменение угла пеленга и траектория ПТУР

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 52).

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. Подробно расчет параметров БЧ описан в Приложении А на странице 113. 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 2.4 на странице 56.

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).

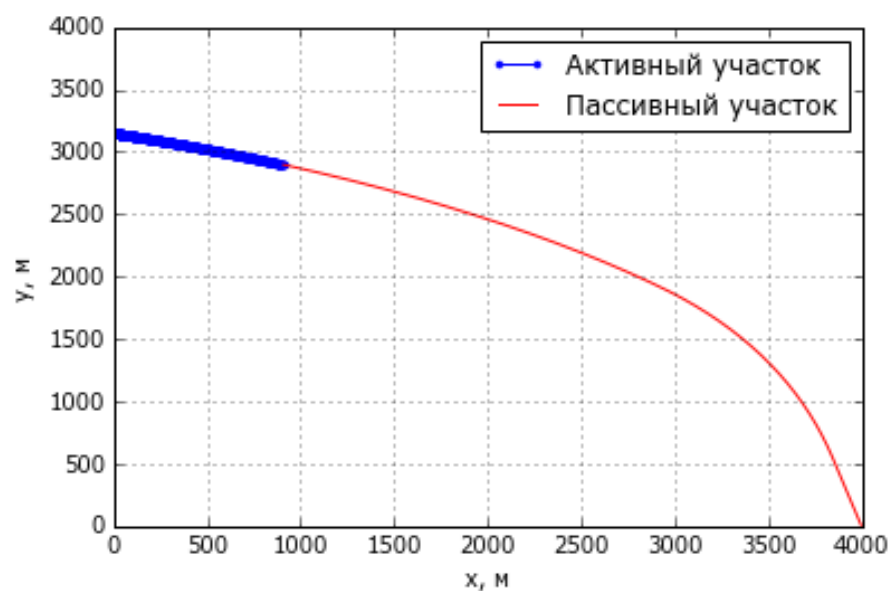


Рисунок 1.13 — Одна из возможных траекторий движения ПТУР

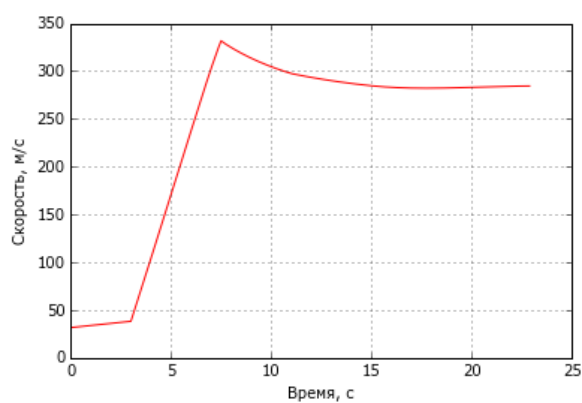


Рисунок 1.14 — Один из возможных графиков $V(t)$

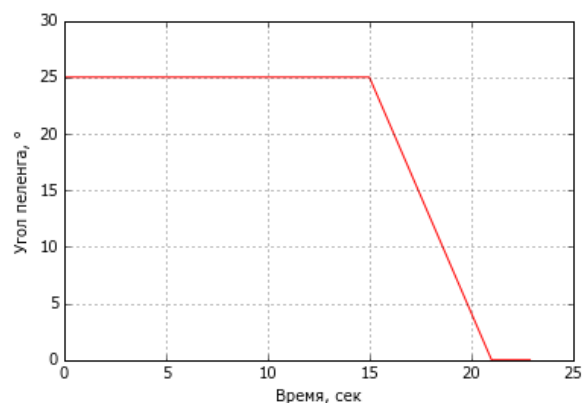


Рисунок 1.15 — Принятая зависимость $\alpha(t)$

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: $D_t = 0,0025$ 1/(°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 5.5 (страница 116).

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 была 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.

Коэффициент подъемной силы крыла, установленного на корпусе

Входные параметры в графики:

а) $\lambda_{\text{ккр}} \operatorname{tg}(\chi_{0,5}) = 0,675;$

б) $\beta\lambda = \lambda_{\text{ккр}} \sqrt{(1 - M^2)} = 0,62;$

в) $\eta = \eta_{\text{ккр}} = 1,785.$

По графикам (1-6) [1] определяем: $K = \frac{C_y^{\alpha} \cdot 57,3}{\lambda} = 2,42.$

$$C_{y \text{ ккр}}^{\alpha} = K \frac{\lambda_{\text{ккр}}}{57,3} = 0,019$$

Крыло установлено не в конце корпуса, поэтому учитываем интерференцию:

$$K_{\alpha\alpha} = \left[1 + \frac{d}{l_{\text{кр}}} \left(1,2 - \frac{0,2}{\eta_{\text{ккр}}} \right) \right]^2 = 1,997$$

Тогда

$$C_{y \text{ кр}}^{\alpha} = C_{y \text{ ккр}}^{\alpha} K_{\alpha\alpha} \frac{S_{\text{ккр}}}{S_{\text{кр}}} = 0,016 \frac{1}{\text{град}}$$

Фокус крыла, установленного на корпусе Входные параметры в графики:

а) $\lambda_{\text{ккр}} \operatorname{tg}(\chi_{0,5}) = 0,675;$

б) $\beta\lambda = \lambda_{\text{ккр}} \sqrt{(1 - M^2)} = 0,62;$

в) $\eta = \eta_{\text{ккр}} = 1,785;$

г) $\xi = \frac{d}{l_{\text{кр}}} = 0,373.$

По графикам (7-11) [1] определяем: $\overline{\overline{X_{\text{Фккр}}}} = 0,4$

По графику (12) [1] определяем: $K_1 = 0,7$

$$\Delta x = b_{\text{бкр}} - b_{\text{акр}} = -0,39 \text{ м.}$$

Тогда

$$\overline{\overline{X_{\text{Фккр}}}} = \frac{b_{\text{бкр}}}{b_{\text{акр}}} \left[K_1 \overline{\overline{X_{\text{Фккр}}}} + 0,5(1 - K_1) \left(1 + \frac{d}{b_{\text{бкр}}} \sqrt{1 - M_0^2} \right) \right] - \frac{\Delta x}{b_{\text{акр}}} = 0,69$$

Коэффициент подъемной силы корпуса

Входные параметры в графики:

$$a) \frac{\lambda_{\text{ккр}}}{\lambda_{\text{гч}}} = 4,16;$$

$$б) \frac{\sqrt{1-M^2}}{\lambda_{\text{гч}}} = 0,481;$$

По графику (13) [1] определяем $C_{y \text{ гч}}^{\alpha} = 0,052 \frac{1}{\text{град}}$ - коэффициент подъемной силы головной части;

$\alpha = 0,15$ - коэффициент согласования

$d_{\text{кч}} = d = 0,125$ м - диаметр кормовой части.

$C_{y \text{ кч}}^{\alpha} = -0,035 \left(1 - \frac{d_{\text{кч}}^2}{d^2} \right) \alpha = 0$ - коэффициент подъемной силы кормовой части.

$C_{y \text{ к}}^{\alpha} = C_{y \text{ гч}}^{\alpha} + C_{y \text{ кч}}^{\alpha} = 0,052 \frac{1}{\text{град}}$ - коэффициент подъемной силы корпуса ракеты.

Центр давления корпуса

Центр давления кормовой части: $X_{\text{дкч}} = l_{\text{ф}} - 0,5l_{\text{кч}} = 3,08$ м

Входные параметры в графики:

$$a) \frac{\lambda_{\text{кч}}}{\lambda_{\text{гч}}} = 4,16$$

$$б) \frac{\sqrt{1-M^2}}{\lambda_{\text{гч}}} = 0,481$$

По графику (14) [1] определяем: $\Delta X_{1\text{д}} = 0,2$

$\Delta X_{\text{д}} = \Delta X_{1\text{д}} l_{\text{гч}} = 0,052$ - поправка на учет влияния цилиндрической части и сжимаемости.

$W_{\text{гч}} = \frac{1}{3} l_{\text{гч}} S_{\text{м}} = 0,012$ м³ - объем головной части.

$X_{\text{д кч}} = l_{\text{гч}} - \frac{W_{\text{гч}}}{S_{\text{м}}} + \Delta X_{\text{д}} = 0,086$ м - центр давления головной части.

$X_{\text{дк}} = \frac{X_{\text{д кч}} C_{y \text{ гч}}^{\alpha} + C_{y \text{ кч}}^{\alpha} X_{\text{д кч}}}{C_{y \text{ гч}}^{\alpha} + C_{y \text{ кч}}^{\alpha}} = 0,088$ м - положение центра давления корпуса относительно носка корпуса ракеты.

Коэффициент подъемной силы комбинации крыла и корпуса

Ранее были рассчитаны:

$$C_{y\text{ к}}^{\alpha} = 0,052 \frac{1}{\text{град}}, \quad C_{y\text{ кр}}^{\alpha} = 0,016 \frac{1}{\text{град}}$$

Тогда

$$C_{y\text{ кр и к}}^{\alpha} = C_{y\text{ к}}^{\alpha} \frac{S_{\text{м}}}{S_{\text{кр}}} + C_{y\text{ кр}}^{\alpha} = 0,021 \frac{1}{\text{град}}$$

Определение фокуса комбинации крыла и корпуса

$X_{\text{дк}} = -1,95$ м – положение центра давления корпуса относительно носка САХ

$\overline{X_{\text{дк}}} = \frac{X_{\text{дк}}}{b_{\text{акр}}} = -1,4$ – относительная координата положения центра давления корпуса относительно носка САХ.

Ранее были рассчитаны: $C_{y\text{ к}}^{\alpha} = 0,052 \frac{1}{\text{град}}$;

$C_{y\text{ кр}}^{\alpha} = 0,016 \frac{1}{\text{град}}$; $\overline{X_{\text{Фкр}}} = 0,69$;

Тогда

$$\overline{X_{\text{Фкр и к}}} = \frac{\overline{X_{\text{Фкр}}} \cdot C_{y\text{ кр}}^{\alpha} + C_{y\text{ к}}^{\alpha} \overline{X_{\text{дк}}}}{C_{y\text{ кр}}^{\alpha} + C_{y\text{ к}}^{\alpha} S_{\text{м}}} = 0,166$$

.

Расчет площади оперения рулей

Зададимся минимальным запасом статической устойчивости в начале движения изделия: $m_{z0} = -0,07$.

Задача подбора площади оперения решается последовательными сближениями.

$X_{\text{т0}} = -0,15$ м – положение центра тяжести в конце полета относительно носка САХ.

$\overline{X_{\text{т0}}} = \frac{X_{\text{т0}}}{b_{\text{акр}}} = -0,1$ – относительная координата положения центра тяжести в конце полета относительно носка САХ.

$\overline{X_{\text{Фкр и к}}} = 0,166$ – относительная координата положения фокуса комбинации крыла и корпуса в начале движения относительно носка САХ.

$L_{\text{оп}} = 2,0$ м – расстояние от центра тяжести до центра давления оперения.

$\overline{L_{\text{оп}}} = \frac{L_{\text{оп}}}{b_{\text{акр}}} = 1,43$ – относительное расстояние от центра тяжести до центра давления оперения.

$m_{z \text{ 6 го}}^{C_y} = \overline{X_{\text{т0}}} - \overline{X_{\text{Фкр и к}}} = -0,273$ – степень устойчивости изделия без горизонтального оперения.

$$m_{z \text{ оп}}^{C_y} = m_{z \text{ 0}} - m_{z \text{ 6 го}}^{C_y} = 0,2$$

$K_{\text{т}} = 0.9$ – коэффициент торможения потока за крылом (рисунок 15) [1].

$\epsilon_{\alpha} = 0.65$ – коэффициент скоса потока на оперение (рисунок 16) [1].

$$\overline{S_{\text{оп}}} = \frac{m_{z \text{ оп}}^{C_y}}{\overline{L_{\text{оп}}} \cdot K_{\text{т}} \cdot (1 - \epsilon_{\alpha})} = 0,45$$

$$S_{\text{оп}} = \overline{S_{\text{оп}}} \cdot S_{\text{кр}} = 0,41 \text{ м}^2$$

Принимаем площадь оперения равной $S_{\text{оп}} = 0,4 \text{ м}^2$. Для расчетов геометрии оперения примем следующие величины:

- Относительное удлинение оперения: $\lambda_{\text{оп}} = 1,5$;
- Относительное сужение оперения: $\eta_{\text{оп}} = 2,2$;
- Относительная толщина оперения: $= 3 \%$;
- Стреловидность передней кромки оперения: $\chi_{\text{пк оп}} = 70^{\circ}$.

В результате расчетов были получены геометрические параметры крыла:

- Размах оперения: $l_{\text{оп}} = 0,190 \text{ м}$;
- Размах консолей оперения: $l_{\text{коп}} = 0,032 \text{ м}$;
- Площадь консолей оперения: $S_{\text{коп}} = 0,023 \text{ м}^2$;
- Относительное сужение консолей оперения: $\eta_{\text{коп}} = 1,48$;
- Относительное удлинение консолей оперения: $\lambda_{\text{коп}} = 1,74$;
- Средняя стреловидность: $\chi_{0,5} = 2^{\circ}$;
- Средняя аэродинамическая хорда (САХ): $b_a = 0,072 \text{ м}$;
- Расстояние от САХ до оси ракеты: $z_a = 0,016 \text{ м}$;
- Бортовая хорда оперения: $b_b = 0,082 \text{ м}$;
- Корневая хорда оперения: $b_0 = 0,106 \text{ м}$;
- Концевая хорда оперения: $b_{\text{к}} = 0,060 \text{ м}$;

— Стреловидность задней кромки: $\chi_{зк} = -30^\circ$.

Коэффициент подъемной силы оперения

Входные параметры в графики:

а) $\lambda_{\text{коп}} \operatorname{tg}(\chi_{05}) = 2,607$;

б) $\beta\lambda = \lambda_{\text{коп}} \sqrt{1 - M^2} = 2,4$;

в) $\eta = \eta_{\text{коп}} = 1.5$.

По графикам (1-6) [1] определяем: $K = \frac{C_y^{\alpha} \cdot 57.3}{\lambda} = 1,4$.

$$C_{y \text{ коп}}^{\alpha} = K \frac{\lambda_{\text{коп}}}{57,3} = 0,043$$

Оперение установлено в конце корпуса, поэтому не учитываем интерференцию. Тогда $C_{y \text{ оп}}^{\alpha} = C_{y \text{ коп}}^{\alpha} \frac{S_{\text{коп}}}{S_{\text{кр}}} = 0.0027 \frac{1}{\text{град}}$

Фокус оперения, установленного на корпусе

Входные параметры в графики:

а) $\lambda_{\text{коп}} \operatorname{tg}(\chi_{0,5}) = 0,675$;

б) $\beta\lambda = \lambda_{\text{коп}} \sqrt{(1 - M^2)} = 0,62$;

в) $\eta = \eta_{\text{коп}} = 1,785$;

г) $\xi = \frac{d}{l_{\text{кр}}} = 0,373$.

По графикам (7-11) [1] определяем: $\overline{X_{\text{Fкоп}}} = 0,55$

По графику (12) [1] определяем: $K_1 = 0,75$

$$\Delta x = b_{\text{боп}} - b_{\text{аоп}} = -0,06 \text{ м.}$$

Тогда

$$\overline{X_{\text{Fоп}}} = \frac{b_{\text{боп}}}{b_{\text{аоп}}} \left[K_1 \overline{X_{\text{Fоп}}} + 0,5(1 - K_1) \left(1 + \frac{d}{b_{\text{боп}}} \sqrt{1 - M_0^2} \right) \right] - \frac{\Delta x}{b_{\text{аоп}}} = 0,271$$

Уточнение величины запаса статической устойчивости

$X_{\text{Fоп}} = -0,61$ – координата центра давления оперения от носка САХ.

$\overline{X_{\text{Fоп}}} = X_{\text{Fоп}}/b_{\text{акр}} = -1,4$ – относительная координата центра давления оперения от носка САХ.

$$\overline{\Delta X_{\text{Fоп}}} = \frac{-\overline{X_{\text{Fкр и к}}} + \overline{X_{\text{Fоп}}}}{1 + \frac{C_{y \text{ кр и к}}^{\alpha}}{C_{y \text{ оп}}^{\alpha}}} = 0,015 \text{ – смещение фокуса комбинации}$$

крыла и корпуса оперением.

$\overline{X_{F0}} = \overline{X_{\text{Фкр и к}}} + \overline{\Delta X_{\text{Фоп}}} = 0,181$ – относительная координата начального положения фокуса оперения от носка САХ.

$\overline{X_{\text{т0}}} = -0,107$ – относительная координата начального положения центра тяжести от носка САХ.

Уточним значение запаса статической устойчивости:

$$m_{z0}^{C_y} = \overline{X_{\text{т0}}} - \overline{X_{\text{Ф0}}} = -0,09$$

Коэффициент подъемной силы всего изделия

Ранее были рассчитаны: $C_{y \text{ оп}}^\alpha = 0,0027 \frac{1}{\text{град}}$; $C_{y \text{ кр и к}}^\alpha = 0,021 \frac{1}{\text{град}}$
Коэффициент подъемной силы всего изделия при нулевом угле ата-

ки:

$$C_{y0}^\alpha = C_{y \text{ оп}}^\alpha + C_{y \text{ кр и к}}^\alpha = 0,024 \frac{1}{\text{град}}.$$

Тогда коэффициент подъемной силы ЛА при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ равен:

$$C_y = C_{y0}^\alpha \cdot \alpha = 0,119$$

Определение балансировочной зависимости и выбор рулей

В нашем случае основным органом управления является оперение ($S_p = S_{\text{коп}} = 0,225 \text{ м}^2$).

Входные параметры в графики:

а) $\eta = \eta_{\text{коп}} = 1,48$;

б) $\xi = \frac{d}{l_{\text{оп}}} = 0,32$.

По графикам (17) [1] определяем: $K_\delta = 1,5$

По графику (18) [1] определяем: $K_\eta = 0,75$

$$\phi = 1 + K_\eta(M - 1) = 1,53; C_{y \text{ р}}^\delta = C_{y \text{ оп}}^\alpha \cdot \phi \cdot K_\delta = 0,049 \frac{1}{\text{град}};$$

$$\overline{S_p} = S_{\text{коп}} / S_{\text{кр}} = 0,2 \text{ – относительная площадь руля.}$$

$\overline{L_p} = \overline{X_{\text{т0}}} - \overline{X_{\text{Фоп}}} = -1,46$ – относительное расстояние от центра давления руля до центра тяжести изделия.

$m_{z0}^{C_y} = -0,09$ – запас статической устойчивости.

$\delta(\alpha) = \frac{-C_y^\alpha \cdot m_{z0}^{C_y}}{C_{y \text{ р}}^\delta \cdot \overline{S_p} \cdot \overline{L_p} \cdot \tau} \alpha$ – балансировочная зависимость. $\alpha = 5^\circ$ – угол атаки.

$\frac{\delta(\alpha)}{\alpha} = -0,9$ – значение балансировочной зависимости при заданном угле атаки.

Кроме этого, были получены балансировочные зависимости в начале управляемого участка полета $\frac{\delta(\alpha)}{\alpha} = -1,3$. Полученные значения удовлетворяют рекомендованному диапазону для «нормальной схемы» $\left(\frac{\delta(\alpha)}{\alpha} = -0,6 \div -1,5\right)$.

Проверим возможность применения ЛА при полученных балансировочных зависимостях.

$Q_1 = 992$ Н – вес ракеты перед маршевым участком.

$n_{ур} = 6$ – максимальная поперечная перегрузка на данном участке полета.

$q_1 = 74500 \frac{\text{кг}}{\cdot c^2}$ – скоростной напор.

$Y_{\alpha.p} = 1.1 C_{y1}^{\alpha} S_{кр} q_1 = 2000$ Н – подъемная сила ЛА.

Необходимый угол поворота рулей:

$$\delta_{потр} = \frac{Q_1 n_{ур}}{Y_{\alpha.p}} = 23,5^{\circ}$$

Потребный угол атаки: $\alpha_{потр} = 8^{\circ}$

$$\delta_{потр} - \alpha_{потр} = 15,5^{\circ}$$

Разница между углом поворота руля и углом атаки меньше 20° , значит применение ЛА в данных условиях возможно

1.5.5 Определение динамических характеристик планера

$$\tau = \frac{2 \cdot m_{\text{пуст}}}{\rho \cdot V \cdot S_{\text{кр}}} = 0,935 \text{ с} - \text{параметр времени.}$$

$$\overline{r_z} = \frac{1}{b_{\text{акр}}} \sqrt{\frac{J_z}{m_{\text{пуст}}}} = 0,92 \text{ м} - \text{безразмерный радиус инерции на старте.}$$

$$\mu = \frac{2 \cdot m_{\text{пуст}}}{\rho \cdot S_{\text{кр}} \cdot b_{\text{акр}}} = 387 - \text{коэффициент относительной плотности.}$$

Коэффициент демпфирования:

Ранее были рассчитаны: $C_y^\alpha = 0,024$; $m_z^{\omega z} = -0,96$; $m_z^\alpha = -0,155$;

$$h = \frac{1}{2} \cdot \frac{1}{\tau} \left[C_y^\alpha \cdot 57,3 - \frac{m_z^{\omega z} + m_z^\alpha}{\overline{r_z}^2} \right] = 1,43 \frac{1}{\text{с}}$$

Собственная угловая частота планера:

$$\Omega = \sqrt{\frac{C_y^\alpha \cdot 57,3}{\tau^2} \cdot \frac{m_z^{\omega z} + \mu \cdot m_z^\alpha}{\overline{r_z}^2}} \frac{1}{\text{с}}$$

Коэффициент относительного демпфирования: $\eta = \frac{h}{\Omega} = 0,194$.

В результате видно, что коэффициент относительного демпфирования у цели попадает в диапазон рекомендованных значений $0,1 < \eta < 0,8$. Кроме этого были рассчитаны коэффициенты относительного демпфирования для остальных участков полета, которые так же находятся в допустимых значениях.

1.5.6 Определение шарнирных моментов органов управления

$C_{y \text{ р}}^\alpha = C_{y \text{ коп}}^\alpha = 0,043$ – коэффициент подъемной силы руля.

$C_{y \text{ р}}^\delta = 0,049$ – коэффициент подъемной силы руля, возникающий при его повороте.

$X_{\text{ов}} = 1,8 \text{ м}$ – координата оси вращения руля от носка САХ.

$\overline{X_{\text{ов}}} = \frac{X_{\text{ов}}}{b_{\text{акр}}} = -0,081$ – относительная координата оси вращения руля от носка САХ.

$\overline{X_{\text{доп}}} = -0,099$ – относительная координата центра давления руля от носка САХ.

$$m_{\text{ш}}^\delta = -C_{y \text{ р}}^\delta (\overline{X_{\text{доп}}} - \overline{X_{\text{ов}}}) = -0,0055$$

$$m_{\text{ш}}^{\alpha} = -C_{y \text{ p}}^{\alpha} (\overline{X_{\text{доп}}} - \overline{X_{\text{ов}}}) = -0,0049$$

коэффициенты шарнирного момента.

$$m_{\text{ш.0}}(\alpha, \delta) = m_{\text{ш}}^{\delta} \cdot \delta + m_{\text{ш}}^{\alpha} \cdot \alpha$$

$\alpha = 5^{\circ}$ – угол атаки.

$\delta(\alpha) = -4,5^{\circ}$ – угол поворота руля.

$m_{\text{ш}}(\alpha, \delta(\alpha)) = -0,028$ – коэффициент шарнирного момента при заданном угле атаки.

$M_{\text{ш}}(\alpha, \delta) = m_{\text{ш}}(\alpha, \delta) \cdot q \cdot S_{\text{ккр}} \cdot b_{\text{аккр}}$ – шарнирный момент.

$M_{\text{ш}}(\alpha, \delta(\alpha)) = -1,2 \text{ Н} \cdot \text{м}$ – шарнирный момент, при заданном угле атаки.

При конструировании ракеты были выбраны индукционные приводы для управления рулями. Данный тип приводов выдерживает рассчитывает шарнирный момент.

1.5.7 Расчет лобового сопротивления ПТУР

Коэффициент лобового сопротивления корпуса

Выполним предварительные вычисления:

$F_{\text{кч}} = \pi d l_{\text{кч}} = 4,574 \text{ м}^2$ – площадь кормовой части.

$F_{\text{гч}} = \frac{1}{2} \pi d l_{\text{гч}} = 0,55 \text{ м}^2$ – площадь головной части

$F_{\text{к}} = F_{\text{кч}} + F_{\text{гч}} = 5,124 \text{ м}^2$ – площадь смачиваемой поверхности корпуса.

$\eta_c = 1 + \frac{1}{\lambda_{\text{гч}}} = 1,35$ – коэффициент, учитывающий влияние формы корпуса. $C_{\text{хкч}} = 0$ – коэффициент волнового сопротивления кормовой части.

$C_{\text{хд}} = 0$ – коэффициент донного сопротивления корпуса.

Донное сопротивление отсутствует, так как по всей траектории полета двигатель находится в рабочем состоянии.

$Re_{\text{к}} = V \frac{l_{\text{ф}}}{\nu} = 2,1 \cdot 10^9$ – число Рейнольдса.

Тогда $C_{xf} = \frac{0,074}{Re^{0,2}} = 10^{-3}$ – коэффициент сопротивления трения для плоской пластины.

$\eta_{\text{м}} = \frac{1}{1 + 0,1615(M - 0,25)^{1,325}} = 0,79$ – коэффициент учитывающий сжимаемость.

$$C_{xfk} = C_{xfl} \frac{F_k}{S_m} \eta_m \eta_c = 0,057 - \text{коэффициент сопротивления трения.}$$

$$C_{xгч} = (0,0016 + 0,002M^{-2})\Theta_k^{1.7} = 0.481 - \text{коэффициент волнового сопротивления головной части.}$$

$$C_{xвк} = C_{xгч} + C_{xкч} = 0,373 - \text{коэффициент волнового сопротивления корпуса.}$$

$$C_{x.0.к} = C_{xfk} + C_{xвк} + C_{хд} = 0,431 - \text{Коэффициент лобового сопротивления корпуса (при нулевом угле атаки).}$$

Коэффициент лобового сопротивления крыла

$$\eta_{скр} = 1 - \text{поправка на учет формы профиля.}$$

$$n = 2 - \text{число пар консолей крыла.}$$

$$Re_{кр} = V \frac{b_{акр}}{\nu} = 5,8 \cdot 10^8 - \text{число Рейнольдса}$$

$$C_{xfl} = \frac{0.455}{\ln(Re_{кр.0})^2 \cdot 58} = 2,0 \cdot 10^{-4} - \text{коэффициент сопротивления трения для плоской пластины.}$$

$$C_{xfkp} = C_{xfl} \frac{S_{ккр}}{S_{кр}} \eta_m \eta_{скр} = 6,7 \cdot 10^{-5} - \text{коэффициент сопротивления трения.}$$

Входные параметры в графики:

$$а) \lambda_{ккр} \operatorname{tg}(\chi_{0,5кр}) = 0,675$$

$$б) \lambda_{ккр} \sqrt{1 - M_0^2} = 0,62$$

$$в) \lambda_{ккр} \sqrt[3]{c_{кр.отн}} = 0,14$$

$$г) \eta_{ккр} = 1,785$$

По графикам (25-27) [1] определяем: $C_{хв}/(\lambda c^2) = 1,8$

$$C_{хвкр} = 0.87 \lambda_{ккр} c_{кр.отн}^2 K = 6,3 \cdot 10^{-4}$$

$$\lambda_{ккр} \sqrt{1 - M_0^2} - \lambda_{ккр} \operatorname{tg}(\chi_{0,5кр}) = -0,055 \text{ Поэтому } \phi = 1$$

Так как крыло ромбовидное, $K=1$

$$C_{хвкр} = C_{хвкр}[1 + \phi(K + 1)] = 6,4 \cdot 10^{-4} - \text{коэффициент волнового сопротивления крыла.}'$$

Так как надстроек на крыле нет, то $\Delta C_{хкр} = 0$

$$C_{x.0.кр} = C_{xfkp} + C_{хвкр} + \Delta C_{хкр} = 0,0007 - \text{Коэффициент лобового сопротивления крыла(при нулевом угле атаки).}$$

Коэффициент лобового сопротивления оперения

$\eta_{\text{соп}} = 1$ – поправка на учет формы профиля.

$n = 2$ – число пар консолей крыла.

$Re_{\text{оп}} = V \frac{b_{\text{аоп}}}{\nu} = 1,7 \cdot 10^8$ – число Рейнольдса

$C_{xfl} = \frac{0.455}{(\ln(Re_{\text{оп.0}}))^2 \cdot 58} = 2,3 \cdot 10^{-4}$ – коэффициент сопротивления трения для плоской пластины.

$C_{x\text{фоп}} = C_{xfl} \frac{S_{\text{коп}}}{S_{\text{оп}}} \eta_{\text{м}} \eta_{\text{соп}} = 1,02 \cdot 10^{-4}$ – коэффициент сопротивления трения.

Входные параметры в графики:

а) $\lambda_{\text{коп}} \operatorname{tg}(\chi_{0,5\text{оп}}) = 2,6;$

б) $\lambda_{\text{коп}} \sqrt{1 - M_0^2} = 2,4;$

в) $\lambda_{\text{коп}} \sqrt[3]{c_{\text{оп.отн}}} = 0,54;$

г) $\eta_{\text{коп}} = 1,48.$

По графикам (25-27) [1] определяем: $C_{\text{хв}}/(\lambda c^2) = K = 0,8$

$C_{\text{хвоп}} = 0,87 \lambda_{\text{коп}} c_{(\cdot)}^2 K = 1,1 \cdot 10^{-3}$

$\lambda_{\text{коп}} \sqrt{1 - M_0^2} - \lambda_{\text{коп}} \operatorname{tg}(\chi_{0,5\text{оп}}) = -0,21.$ Поэтому $\phi = 1.$

Так как оперение ромбовидное, $K=1$

$C_{\text{хвоп}} = C_{\text{хвоп}}[1 + \phi(K + 1)] = 1,1 \cdot 10^{-3}$ – коэффициент волнового сопротивления крыла.

Так как надстроек на крыле нет, то $\Delta C_{\text{хоп}} = 0$

$C_{\text{х.0.оп}} = C_{\text{хфоп}} + C_{\text{хвоп}} + \Delta C_{\text{хоп}} = 0,0012$ – Коэффициент лобового сопротивления крыла(при нулевом угле атаки).

Коэффициент лобового сопротивления изделия (при нулевом угле атаки)

$$C_{\text{х.0}} = C_{\text{х.0.к}} + C_{\text{х.0.кр}} \frac{S_{\text{кр}}}{S_{\text{м}}} + C_{\text{х.0.оп}} \frac{S_{\text{оп}}}{S_{\text{м}}} = 0,45$$

Из полученных результатов видно, что коэффициент лобового сопротивления в целом согласовывается со значениями, которые использовались в баллистическом проектировании.

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.

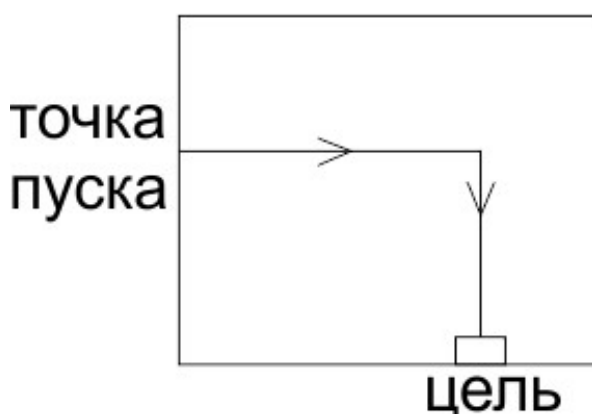


Рисунок 2.1 — Идеализированная траектория для поражения цели сверху

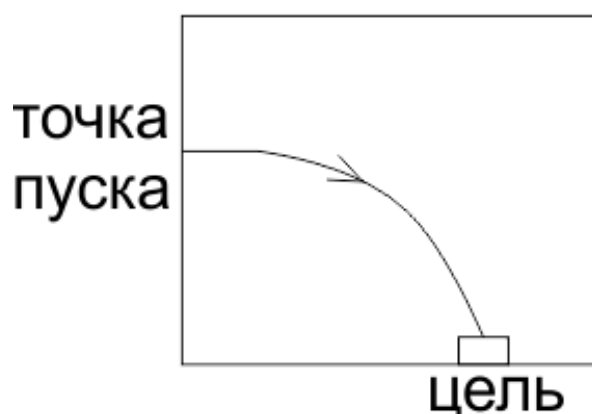


Рисунок 2.2 — Реальная траектория для поражения цели сверху

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,

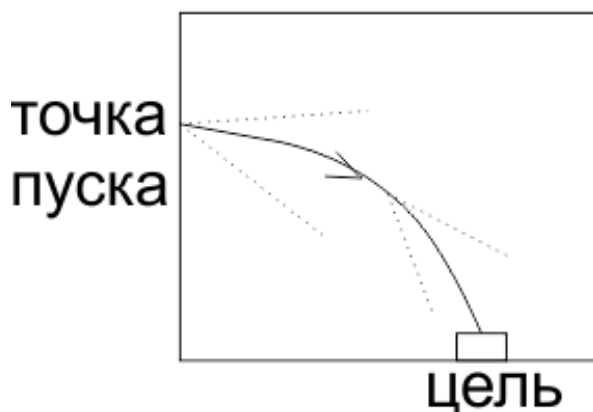


Рисунок 2.3 — Траектория с учётом угла захвата ГСН

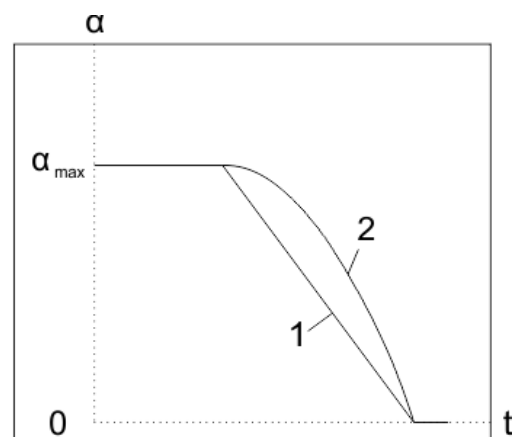


Рисунок 2.4 — Варианты функций изменения пеленга

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.

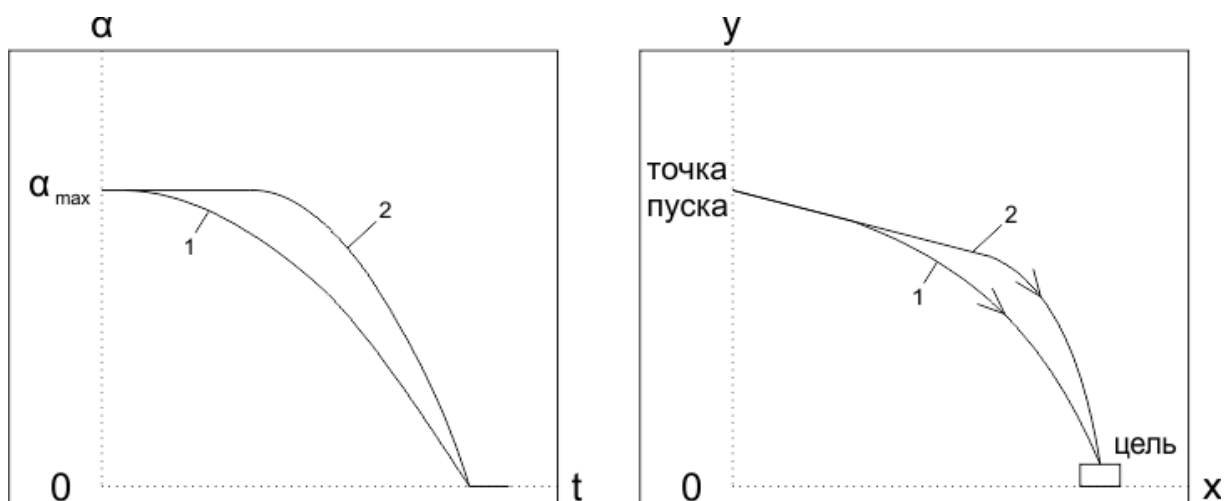


Рисунок 2.5 — Влияние изменения пеленга на вид траектории

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.

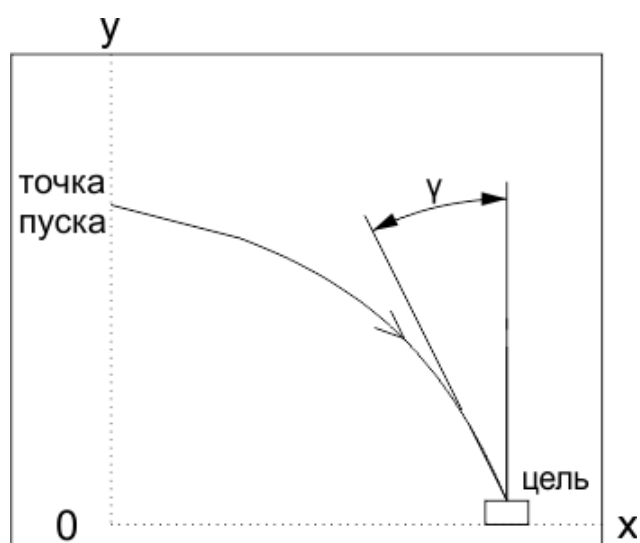


Рисунок 2.6 — Угол встречи с целью

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.

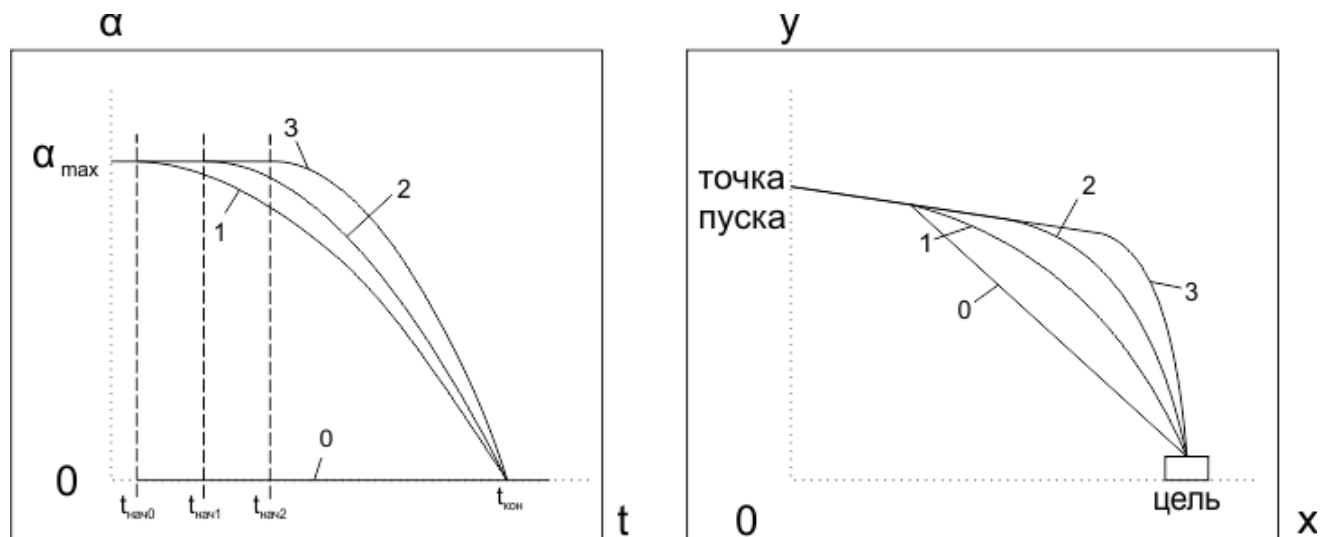


Рисунок 2.7 — Визуальная интерпретация оптимизации
закона изменения пеленга

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 33.

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.

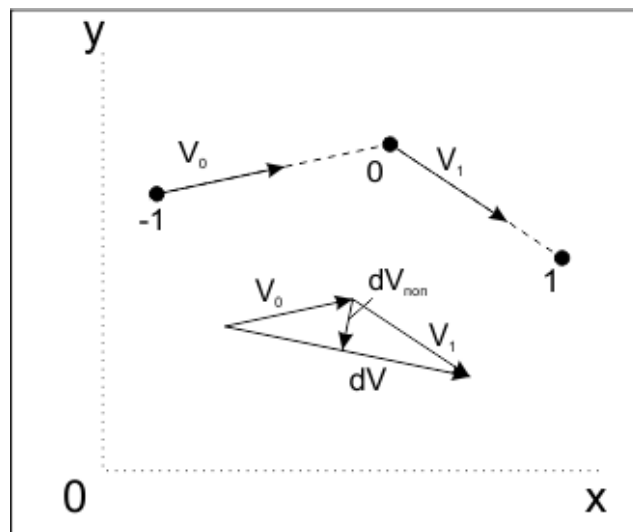


Рисунок 2.8 — Визуальная интерпретация поиска перегрузки на траектории

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

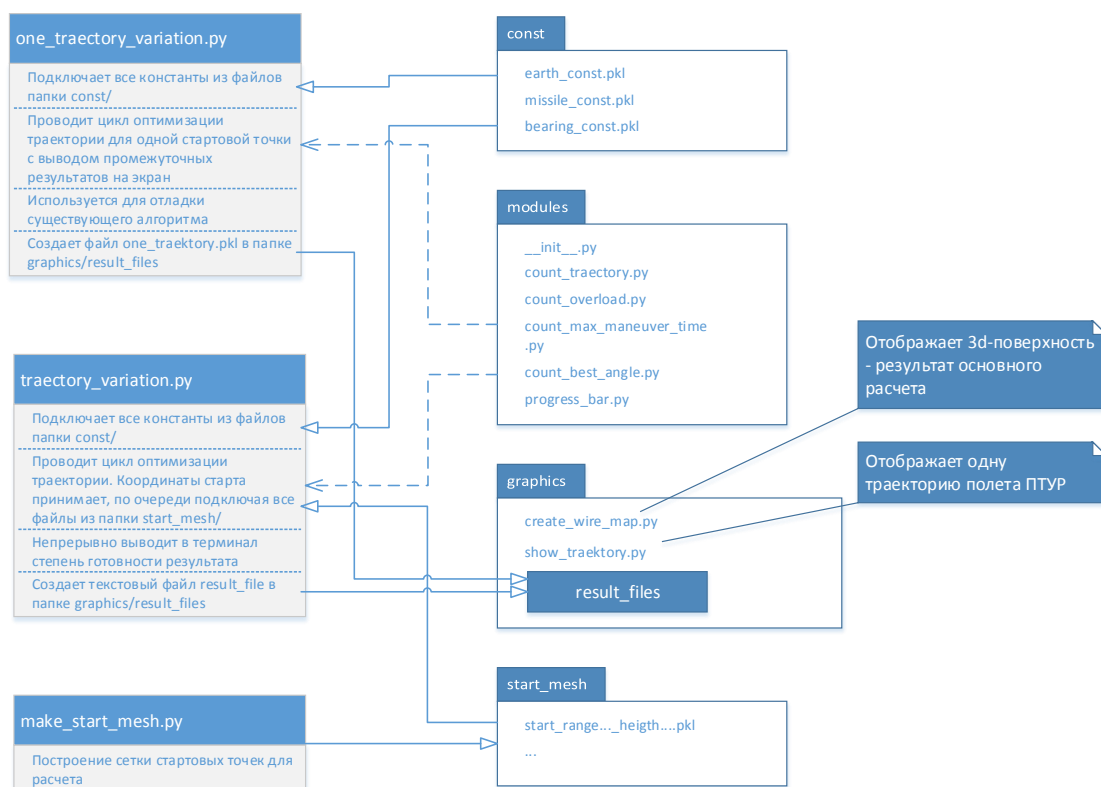


Рисунок 2.10 — Схема файлов и зависимостей программы

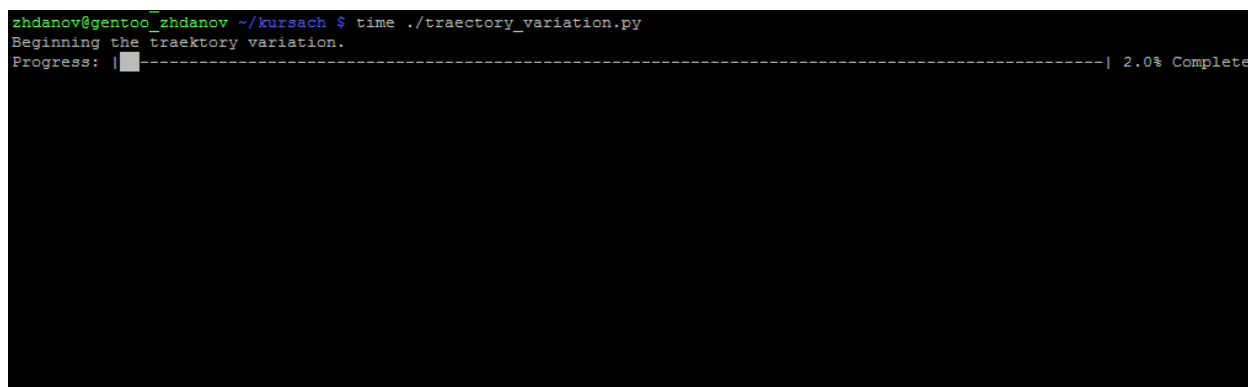
реализации нового функционала непосредственно перед запуском без необходимости дополнительной recompilation кода.

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.

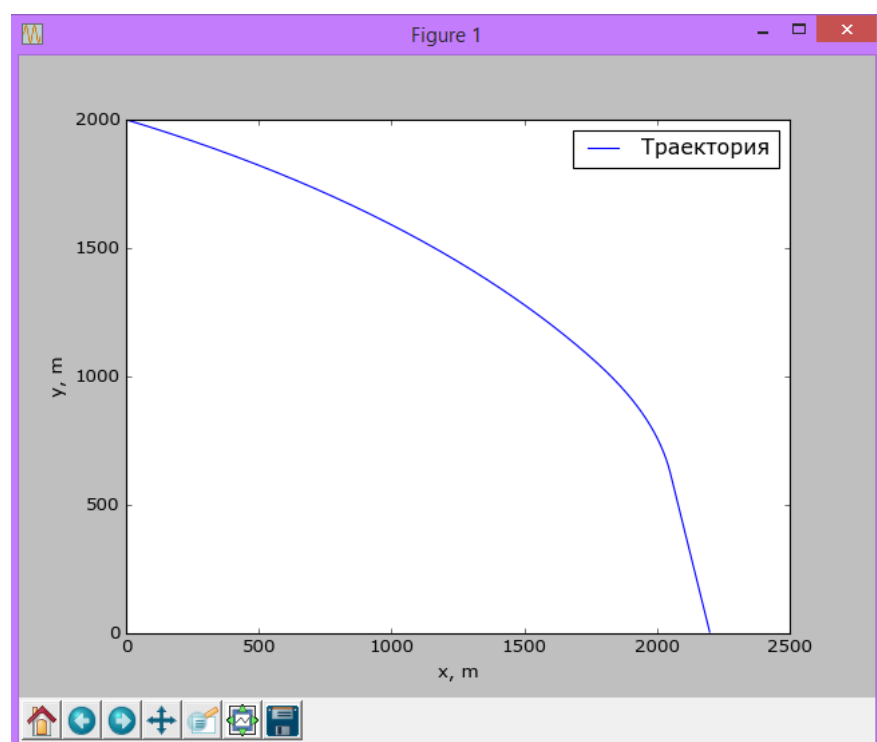


Рисунок 2.12 — Пример вывода основного расчета

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.

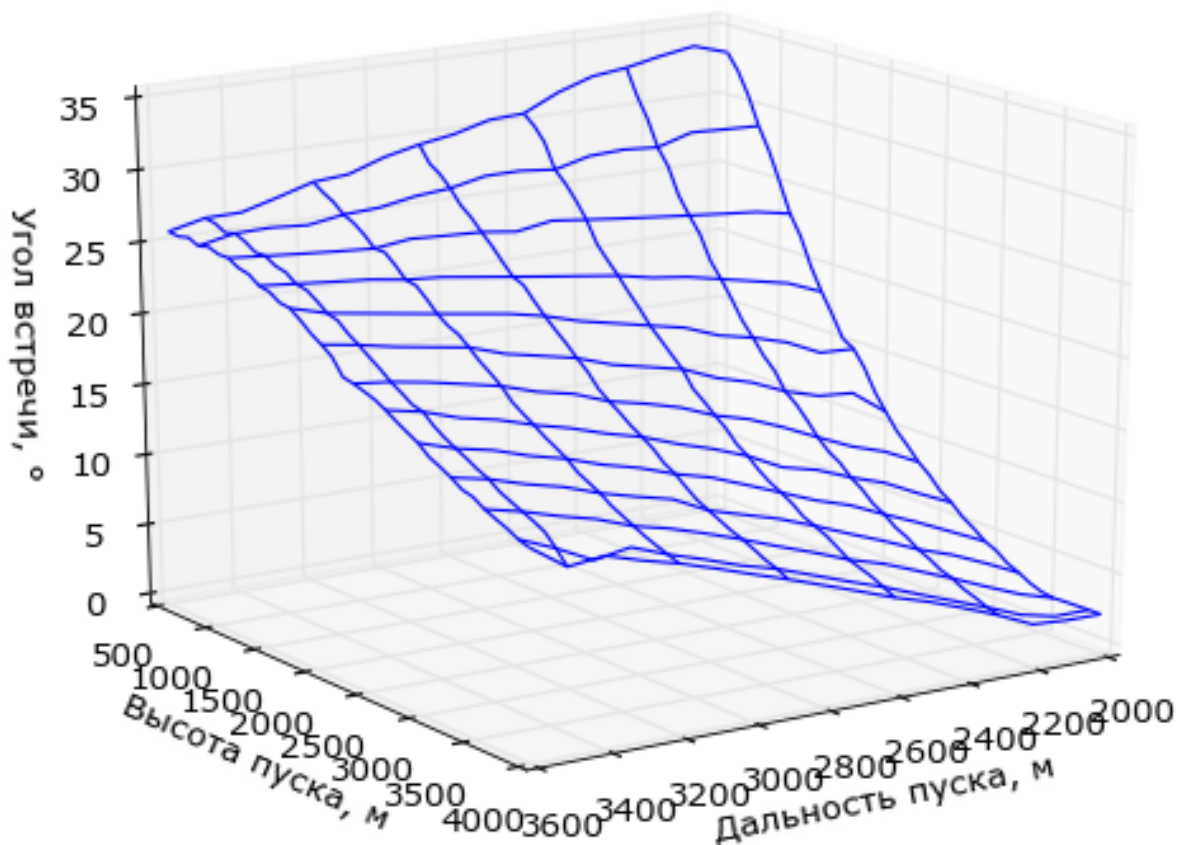


Рисунок 2.13 — Представление результата исследования

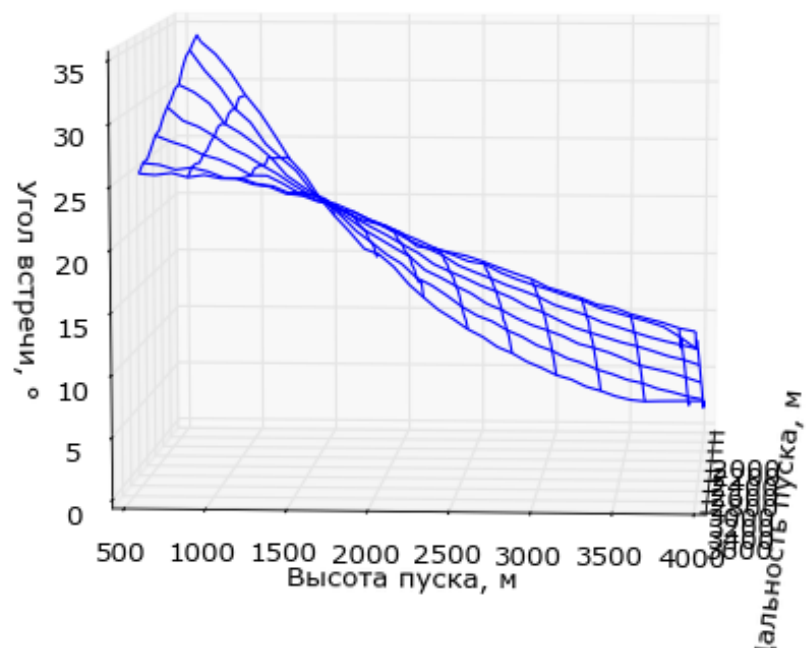


Рисунок 2.14 — Представление результата исследования

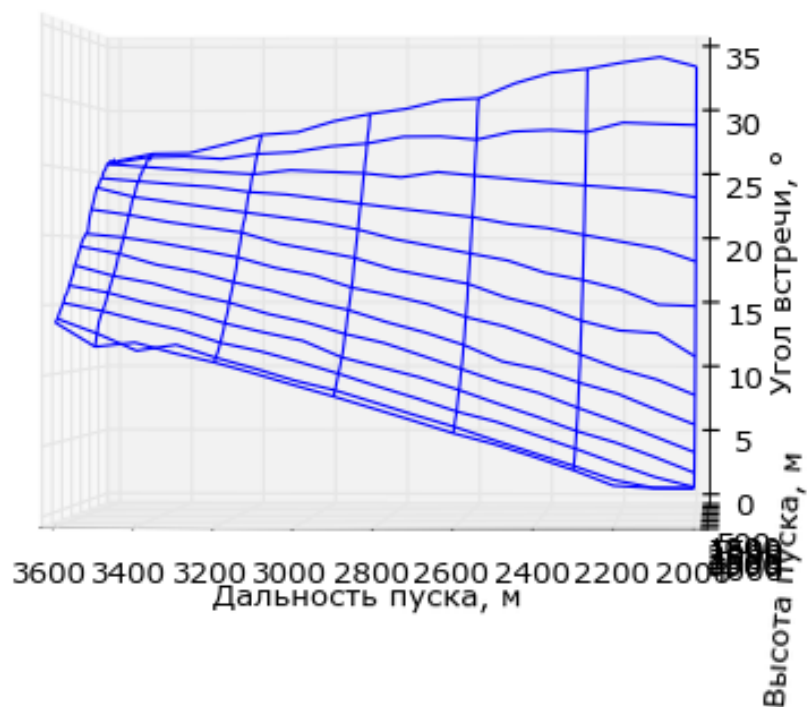


Рисунок 2.15 — Представление результата исследования

2.8 Результат исследования

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

Технологическая часть дипломного проекта заключается в разработке технологического процесса производства детали «Днище двигательной установки»

3.1 Общая часть

3.1.1 Назначение детали

Деталь является передним днищем двигателя, препятствующим прорыв продуктов сгорания твердого топлива в сторону вычислительного блока управляемой ракеты. Деталь должна держать 14 атмосфер в течении 4 секунд во время работы РДТТ на режиме. Днище соединяется резьбой с обечайкой двигателя, корпус ракеты соединяется с деталью четырьмя болтами. Также в отверстие в детали вкручивается воспламенитель двигателя твердого топлива. Предъявляются требования к герметичности соединения детали с обечайкой двигателя и с воспламенителем. Также к детали предъявляются требования по массе с целью увеличения массы полезной нагрузки управляемой ракеты.

Материал детали - сталь 33ХЗСНМВФА (сплав СП-33).

3.1.2 Материал детали и его свойства

Сталь 33ХЗСНМВФА относится к классу легированной конструкционной стали. Сталь широко используется для изготовления поковок. Еще из нее производят цельнокатаные кольца, служащие для производства разнообразных деталей энергетического и тяжелого машиностроения. Химический состав стали (в %) представлен в таблице 3.2.

Таблица 3.1

C	Si	Mn	Ni	S	P	Cr	Cu
0,28 - 0,34	0,9 - 1,2	0,8 - 1,1	до 0,3	до 0,025	до 0,025	0,8 - 1,1	до 0,3

Физические свойства стали 33ХЗСНМВФА:

твердость материала, HB = 65 МПА.

Таблица 3.2

T	$E \cdot 10^5$	$\alpha \cdot 10^6$	l	ρ	C	$R \cdot 10^6$
Град	МПа	1/Град	Вт/(м·град)	кг/м ³	Дж/(кг·град)	Ом·м
20	2,15		38	7850		210
100	2,11	11,7	38	7830	496	

T - температура, при которой получены данные свойства, °C;

E - модуль упругости первого рода, МПа;

α - коэффициент температурного (линейного) расширения (диапазон 20° - T), 1/°C;

l - коэффициент теплопроводности (теплоемкость материала), Вт/(м·°C);

ρ - плотность материала, кг/м³;

C - удельная теплоемкость материала (диапазон 20° - T), Дж/(кг·°C);

R - удельное электросопротивление, Ом·м.

3.1.3 Выбор вида и метода получения заготовки

Исходя из конструкции изделия и годового объема выпуска (мелкосерийное производство), для детали «Днище двигательной установки» целесообразно использовать штампованную заготовку. Это позволит повысить коэффициент использования материала и снизить объем механической обработки.

Учитывая опыт создания подобных деталей, требования к прочностным свойствам детали и механические свойства материала, для получения заготовки был выбран метод горячей объемной штамповки.

3.1.4 Расчет припусков на механическую обработку

Припуск – слой материала, назначаемый для компенсации погрешностей, возникающих в процессе изготовления детали, в целях обеспечения заданного ее качества. Различают минимальные, номинальные и макси-

мальные припуски на обработку. Они удаляются с поверхности заготовки в процессе ее обработки для получения детали.

Рассчитаем припуски на механическую обработку для получения размеров штамповки.

Качество поверхности поковки для метода горячей объемной штамповки $R_z = 80$ мкм, $h = 150$ мкм ([2], стр. 186, табл. 12).

Габаритный размер детали 125 мм.

Для определения припуска стальных заготовок, изготавливаемых методами объемной горячей штамповки, используется зависимость:

$$Z = K_{\text{точн}} \cdot K_{\text{мат}} \cdot K_{\text{сл}} \cdot m_{\text{д}}^0 \cdot 1544 \cdot L_H^0 \cdot 27 \cdot R_{\alpha}^{-0.0238}$$

$K_{\text{точн}}$ - коэффициент, учитывающий качество точности (для данной детали $K_{\text{точн}} = 1$);

$K_{\text{сл}}$ - коэффициент сложности штамповки в зависимости от С1 и С2, в нашем случае $K_{\text{сл}} = 1$;

$K_{\text{мат}}$ - коэффициент, учитывающий вид материала заготовки. Наш материал по данной градации относится к М2, следовательно $K_{\text{мат}} = 1,1528$;

$m_{\text{д}}$ - масса детали = 0,35 кг;

L_H - габаритный размер элемента детали;

$R_{\alpha} = 1,6$ - шероховатость размерной обработки;

3.2 Технологический процесс изготовления детали

3.2.1 Технологический процесс

Маршрутная карта технологического процесса производства изделия «Болт» представлена в приложении 5.5 (страница 131).

3.2.2 Термическая обработка

В процессе изготовления деталь подвергается термообработке, которая включает в себя:

1. Закалка:

- Температура: 900 ± 20 °C 3 минуты
- Среда нагрева: расплав хлористого калия;
- Среда охлаждения: щелочь.

2. Отпуск при температуре 600 ± 20 °C 20 минут

- Температура: 600 ± 20 °C 20 минут
- Среда нагрева: воздух;
- Среда охлаждения: воздух.

Закалка выполняется в приспособлении, расстояние между деталями не менее 10 мм. Загрузка в сетках запрещается. Щелочную ванну раскислять желтой кровяной солью в количестве 0,1% от веса расплава. Перед термообработкой заготовки необходимо обезжирить. После закалки необходимо промыть заготовки в горячей воде до полного удаления остатков щелочи. График температуры закалки представлен на рисунке 3.1.

После обработки проверить твердость HRC=35,5..40,5 на образце свидетеле по ГОСТ 22975-78. Использовать твердометр ТР 5000А

3.2.3 Расчет режимов механической обработки

Точение

Определение глубины резания t , мм

Цилиндрическая поверхность диаметром $\varnothing 126$ мм точится до $\varnothing 27$ (операция №1, переход 7). Припуск равен $t = 0.25$ мм (на сторону). Так

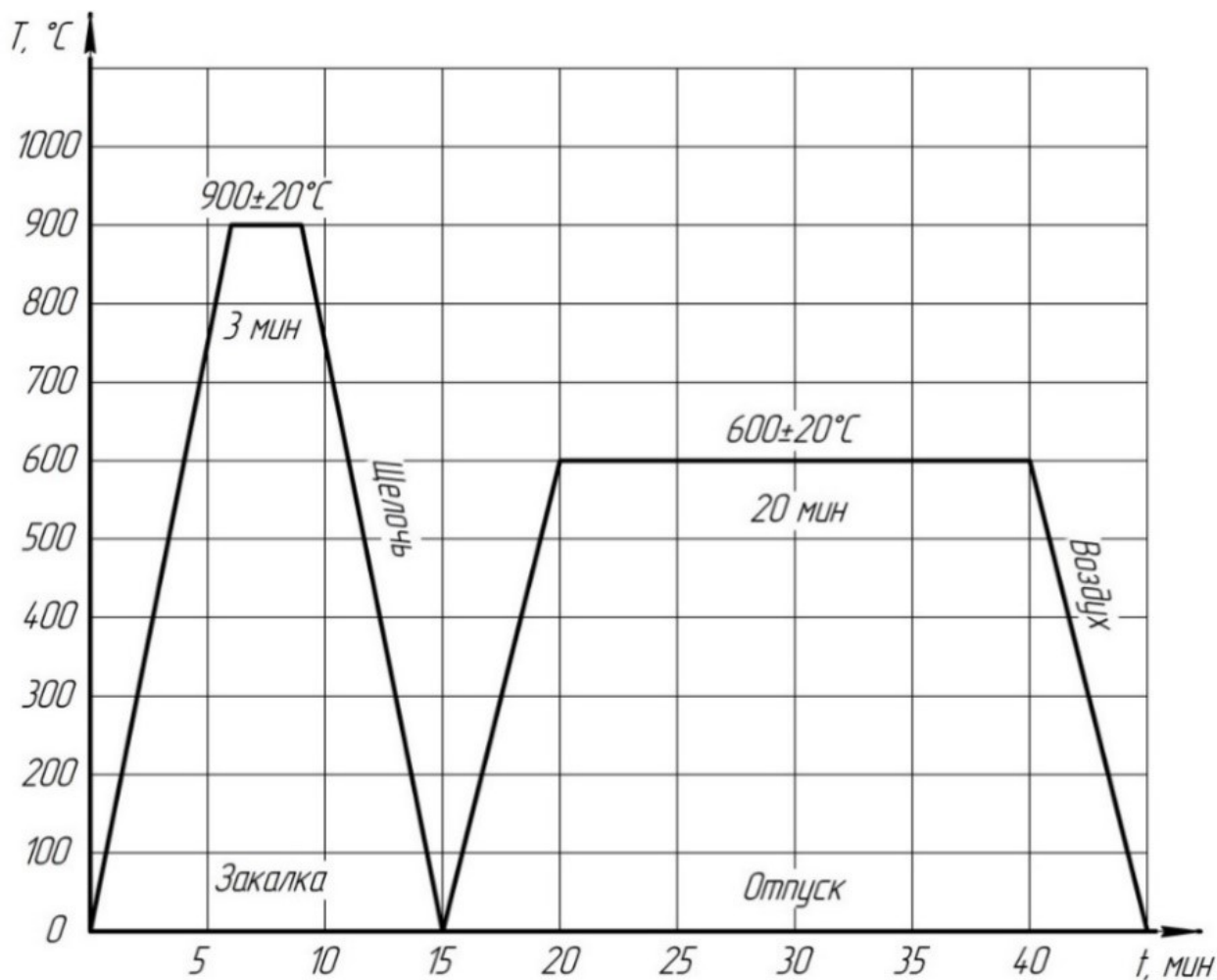


Рисунок 3.1 — График термической обработки

как заданный параметр шероховатости $R_z = 20$ мкм (точение черновое), то точение выполняется в 1 проход, и глубина резания составляет $t = 0,25$ мм.

Определение подачи S , мм/об.

Величина подачи определяется заданным уровнем шероховатости, направлением подачи и обрабатываемым материалом. 33ХЗСНМВФА. $s = 0.33$ мм/об (табл.12, стр. 267 [2]).

Скорость резания V , м/мин

При растачивании скорость резания, рассчитывается по формуле:

$$V = \frac{C_V}{T_{m \cdot t \cdot x} S_Y}, \text{ где}$$

K_V – поправочный коэффициент для скорости резания. $K_V = K_{MV} \cdot K_{ПВ} \cdot K_{ИВ}$.

K_{MV} – зависит от качества обрабатываемого материала.

Для 33ХЗСНМВФА: (табл.3 стр.263 [2]),

$K_{\text{пв}}$ – зависит от состояния поверхности ($K_{\text{пв}} = 0,8$ – штамповка, $K_{\text{пв}} = 1$ – без корки (табл.5 стр.263 [2])): $K_{\text{пв}} = 1,0$;

$K_{\text{ив}}$ – зависит от материала инструмента (табл.6 стр.263 [2]).

$K_{\text{ив}} = 0,5$ – инструмент из твердого сплава ВК6, обрабатываемый материал сталь 33ХЗСНМВФА.

$$K_V = 1.0 \cdot 1,0 \cdot 0,5 = 0,5$$

T , мин – стойкость резца. Для токарной обработки принять $T = 50$ мин.

Коэффициенты и показатели степени в соответствии с табл.17 [2]: – для $s \leq 0,4$ мм/об:

$$CV = 292, y = 0,20, x = 0,15, m = 0,20 \text{ (твердый сплав)}.$$

$$V = \frac{292}{50^{0,20} \cdot 20^{0,15} \cdot 30^{0,2}} \cdot 0,5 = 94,2 \text{ м/мин}.$$

Частота вращения шпинделя n об/мин По установленной скорости резания определяем частоту вращения шпинделя $n = \frac{1000 \cdot V}{\pi \cdot D}$, где

D – диаметр обрабатываемой поверхности. Частота вращения должна быть не изменой в рамках одного перехода, поэтому рассчитывается для максимальных значений D поверхностей обрабатываемых в данном переходе. Полученные значения округляются в соответствии с паспортными данными станка (обычно в сторону занижения). $n = \frac{1000 \cdot 94,2}{3,14 \cdot 30} = 1000$ об/мин.

Пересчитываем скорость резания при чистовом точении с учётом изменившейся частоты вращения:

$$V = \frac{n \pi D}{1000} = \frac{1000 \cdot \pi \cdot 27}{1000} = 84,2 \text{ м/мин}.$$

Технологическое (основное) время $o_{\text{сн}}$, мин

$o_{\text{сн}} = \frac{L \cdot 2}{S \cdot n}$, где L – расчетная длина рабочего хода режущего инструмента, т.е. путь, проходимый режущим инструментом в направлении подачи, мм.

$$o_{\text{сн1}} = \frac{77 \cdot 2}{0,3 \cdot 1000} \text{ мин}.$$

Примем $o_{\text{всп}} = 0,5$ мин, $o_{\text{пз}} = 5$ мин для всех режимов.

Сила резания P_Z , Н. Эффективная мощность N , кВт

$$P_Z = 10C_p \cdot t^X \cdot S_Y \cdot V^n \cdot K_p$$

Коэффициенты и показатели степеней:

$C_P = 300$, $y = 0,75$, $x = 1$, $n = 0$ (материал режущей части резца – ВК6) табл. 22 стр.273 [2].

$$K_{MP} = 0,75 ; K_{ФР} = 0,89 ; K_{\gamma P} = 1,1 ; K_{\lambda P} = 1,0 ; K_{rp} = 1,0$$

$$K_P = 0,75 \cdot 1,1 \cdot 0,89 \cdot 1 \cdot 1 = 0,74$$

Черновое точение $P_{Z1} = 2396$ Н,

$$N = \frac{2400 \cdot 60}{60000} = 2,4 \text{ кВт.}$$

Установленные значения P_z и N не превышают усилия резания, допускаемого механизмом подачи станка, и эффективной мощности на шпинделе станка. Следовательно, выбранный режим осуществим. Для обработки используется проходной упорный резец изготовленный из твердого сплава ВК6, обладающей повышенной прочностью и пригодного для изготовления режущего инструмента всех видов, в том числе для обработки обычных конструкционных материалов в условиях динамических нагрузок. В химический состав сплава входят 94% корбида вольфрама, 6% кобальта.

Сверление

Определение глубины резания t , мм.

Сверлится отверстие $\varnothing 4$ мм. При сверлении глубина резания равна $t = 0,5 \cdot D = 0,5 \cdot 4 = 2$ мм.

Определение подачи S , мм/об

Величина подачи без ограничивающих факторов определяется твердостью материала детали и диаметром сверла. Для сверла $\varnothing 4$ мм и материала 33ХЗСНМВФА выбираем подачу $s = 0,21$ об/мин (табл. 25, стр. 277 [2]).

Скорость резания V , м/мин

Скорость резания при сверлении определяется формулой: $V = \frac{C_V \cdot D^q}{T_m \cdot S^Y} \cdot K_V$.

K_V – поправочный коэффициент для скорости резания.

K_V – поправочный коэффициент для скорости резания. $K_V = K_{MV} \cdot K_{tV} \cdot K_{IV}$.

K_{MV} – зависит от качества обрабатываемого материала.

Для 33ХЗСНМВФА: $K_{MV} = 1,1$ (табл.3 стр.263 [2]),

K_{IV} – зависит от материала инструмента (табл.6 стр.263 [2]).

$K_{IV} = 1,0$ – инструмент из Р6М5, обрабатываемый материал 33ХЗСНМВФА,

K_{tV} – коэффициент, учитывающий глубину сверления (табл.31 стр.280[2]).

$K_{tV}=0,5$ – отверстие имеет глубину 5.

$$K_V = 1,0 \cdot 1,0 \cdot 0,5 = 0,55;$$

T , мин – стойкость резца. Для обработки сверлением принять $T = 25$ мин (табл.30 стр.280 [2]).

Коэффициенты и показатели степени в соответствии с табл.28 [2]: – для $s \leq 0,2$ мм/об:

$C_V = 7,0$, $y = 0,7$, $q = 0,4$, $m = 0,2$ (быстрорежущая сталь Р6М5).

$$V = \frac{C_V \cdot D^q}{T^m \cdot S^y} \cdot K_V = \frac{7,0 \cdot 0,5^{0,4}}{25^{0,25} \cdot 0,21^{0,7}} \cdot 0,5 = 11,615$$

Частота вращения шпинделя n об/мин По установленной скорости резания определяем частоту вращения шпинделя $n = \frac{1000 \cdot V}{\pi \cdot D}$, $n = 500$ об/мин.

Пересчитываем скорость резания и получаем $V = 9,5$ м/мин .

Технологическое (основное) время ТОСН, мин

$$T_{\text{ОСН}} = \frac{L}{S \cdot n, T_{\text{ОСН}}=0,9} \text{ мин.}$$

Примем $_{\text{всп}} = 0,5$ мин, $_{\text{пз}} = 5$ мин для всех режимов.

Крутящий момент $M_{\text{кр}}$, Н*м и осевая сила P , Н.

Данные характеристики сверления находят по формулам:

$$M_K P = 10 \cdot C_M \cdot D^q \cdot s^Y \cdot K_p; P_0 = 10 \cdot C_p \cdot D^q \cdot s^Y \cdot K_p$$

Значения коэффициентов C_M и C_p и показателей степени приведены в табл. 32 [2]. Коэффициенты и показатели степени в формулах крутящего момента: $C_M = 0,0345$, $q=2,0$, $y=0,8$.

Коэффициенты и показатели степени в формулах осевой силы: $C_p = 68$, $q=1,0$, $y=0,7$.

Коэффициент, учитывающий фактические условия обработки, в данном случае зависит только от материала обрабатываемой заготовки и определяется выражением: $K_P = K_M P$.

Для конструкционных сталей коэффициент $K_M P = 0,75$ (табл.10 стр.265 [2]), след. $K_P = 0,75$.

$$M_{KP} = 10 \cdot 0,0345 \cdot 6^2 \cdot 0,2^{0,8} \cdot 0,75 = 2,57 \text{ Н} \cdot \text{м};$$

$$P_O = 992 \text{ Н}.$$

Мощность резания N_p , кВт. Мощность резания определяют по формуле:

$$N_p = \frac{M_{kp} \cdot n}{9750} = \frac{2,57 \cdot 530}{9750} = 0,14 \text{ кВт}.$$

Допустимый крутящий момент на шпинделе станка и эффективная мощность превышает установленные расчетные значения. Следовательно, выбранный режим осуществим.

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 следствие, 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 представляет собой сложную динамическую систему, образованную различными га-

зами (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 значительно повышается температура тела, что приводит к прямому поврежде-

нию 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, характери-

зующееся содержанием и распределением тепла в глубоких и поверхностных тканях организма, а также степенью напряжения механизмов терморегуляции.

Теплового 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 среднесменного 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 копоти, тумана, мелких дождевых капель. Та-

кие 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 4.3.

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 мо-гущих 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 аэро-ионного 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 (завалоч-

- ные) мартеновских печей в металлургическом производстве; горные комбайны, шахтные погрузочные машины, самоходные бурильные каретки; 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 Шум

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.

Нормативный 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»

Таблица 4.5 — Допустимые уровни звукового давления на рабочих местах и в производственных помещениях

Рабочие места	Уровни звукового давления, дБ, в октавных полосах со среднегеометрическими частотами, Гц									Уровни звука и эквивалентные уровни звука, дБа
	31.5	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000	
В производственных помещениях и на территории предприятий	107	95	87	82	78	75	73	71	69	80

Согласно таблице 4.6, в зависимости к соответствующей трудовой деятельности следует рассматривать различные нормы допустимого звукового давления. В рассматриваемом случае данное значение – 65 дБ. Рекомендациями для увеличения комфортабельности работы и снижению шумовой нагрузке, будут являться:

- Своевременная сменный ремонт, смазка и настройка используемого оборудования;
- Достижение снижения уровня шума, путем акустической обработки ограждающих поверхностей помещения;
- Использование специальных красок и материалов, уменьшающих шум, издаваемый оборудованием.

Таблица 4.6 — Допустимые уровни звукового давления в зависимости от категории тяжести трудового процесса

Категории напряженности трудового процесса	Категории тяжести трудового процесса				
	Легкая физическая нагрузка	Средняя физическая нагрузка	Тяжелый труд 1 степени	Тяжелый труд 2 степени	Тяжелый труд 3 степени
Напряженность легкой степени	80	80	75	75	75
Напряженность средней степени	70	70	65	65	65
Напряженный труд 1 степени	60	60	-	-	-
Напряженный труд 2 степени	50	50	-	-	-

4.1.7 Освещение

Действующие нормы производственного освещения описываются нормативным документом СНиП 23.05-95* Естественное и искусственное освещение.

Правильно спроектированное помещение, с необходимым количеством осветительных приборов и правильным их расположением, обеспечивают возможность нормальной производственной деятельности. При недостатках освещенности, могут возникнуть проблемы со зрением, повышенная утомляемость, нарушение центральной нервной системы, а также это может привести к травмам или нарушить общую безопасность на производстве.

В свою очередь, оказание необходимого уровня освещения позволяет обеспечить на рабочем месте необходимую производительность труда и качество выпускаемой продукции.

В рассматриваемом случае рассматривается ситуация, когда ведутся работы очень высокой точности. При этом контрастность объекта с фоном средняя, как и характеристика фона. В связи с этим при системе комбинированного освещения значение нормированной минимальной освещенности составляет $E_{min}=300$ лк.

4.2 Расчёт искусственного освещения рабочего помещения

Поскольку одним из основных недостатков концентрических ПОУ являются высокие требования к точности изготовления, необходимо создать достаточно благоприятные условия для изготовления оных. Важнейшим фактором в этом случае будет являться освещение цеха, расчёт которого и будет произведён в этом разделе.

Рассчитать систему искусственного освещения для создания на рабочих местах нормируемой освещённости в цехе для механической обработки размерами: длина $A = 50$ м, ширина $B = 20$ м, высоте $H = 9$ м. В цехе выполняются работы высокой точности (наименьшие размеры объектов

различения 0,15 мм), фон - темный, контраст - средний, выделение пыли - значительное.

Выбираем дуговые ртутные люминесцентные лампы (ДРЛ), рекомендуемые для высоких цехов при работе с поверхностями без выраженной цветности (металл); выбираем общее освещение, так как до всей площади помещения выполняются однотипные работы; для ламп ДРЛ рекомендуются специальные светильники СЗ4ДРЛ прямого света с зеркальной отражающей поверхностью, так как помещение высокое, а отражающая способность стен и потолка малая.

Размещаем светильники равномерно четырьмя рядами (рисунок 4.1). Расстояние между рядами светильников L определяем на условия:

$$\frac{L}{3} + L + L + L + \frac{L}{3} = B \Rightarrow L = \frac{20 \cdot 3}{11} = 5.45; \frac{L}{3} = 1.81$$

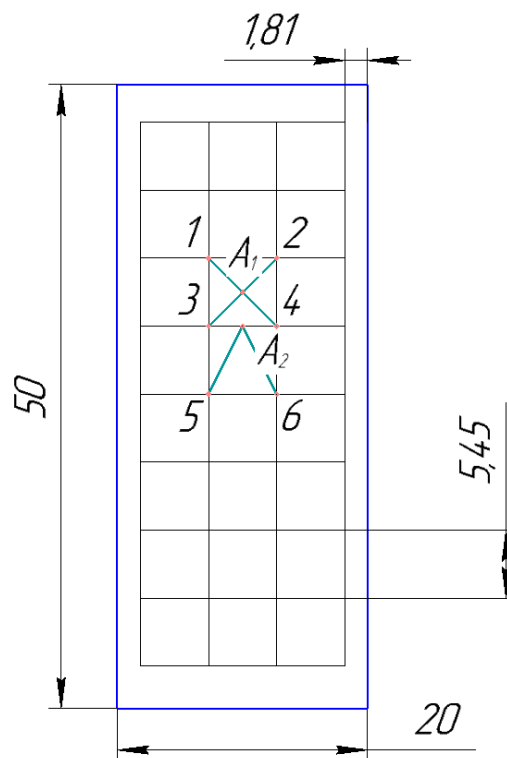


Рисунок 4.1 — Схема размещения светильников

Количество светильников в ряду:

$$\frac{A}{L} = \frac{50}{5.45} = 9$$

Общее число светильников:

$$N = 4 \cdot 9 = 36$$

Высоту повеса светильников над уровнем пола определяем из условия их наиболее выгодного светотехнического расположения:

$$h = L \cdot \lambda = 5,45$$

Значение h оказалось больше минимально допустимой высоты подвеса светильников над полом, следовательно, выполнено требование норм по ограничению ослепленности осветительной установкой.

В соответствии с характером работ, системой освещения и типом источника света минимальная нормируемая освещённость $E = 300$ лк, коэффициент запаса $k = 1,8$.

Проводим расчет по точечному методу, рекомендуемому для больших цехов с малой долей отражённого света, для контрольных точек А1 и А2 (рисунок 4.1). Ниже приводится порядок этого расчета, а его результаты сведены в таблице 4.7:

1. Тангенс угла падения светового луча от ближайших светильников $\operatorname{tg} \alpha = \frac{d}{h}$, где d - проекция расстояния от контрольной точки до светильника на горизонтальную плоскость (определяется по чертежу), h - высота подвеса светильника, $h = 5,45$ м;
2. Угол α и $\cos \alpha$ определяем по найденному значению $\operatorname{tg} \alpha$;
3. Силу света J_α условной рампы в 1000 лм для выбранного типа светильника и угла α определяем из методического пособия [3];
4. Освещенность от i -го светильника в расчетных точках определяем по формуле $E_i = \frac{J_\alpha \cdot \cos^3 \alpha \cdot \mu}{k \cdot h^3}$ где μ - коэффициент, учитывающий действие удаленных светильников ($\mu = 1,15$);
5. Суммарная освещенность в каждой из контрольных точек, создаваемая ближайшими светильниками: $E_A = \sum_{i=1}^n E_{Ai}$;
6. Расчётный световой поток (в люменах), который должен быть создан каждой лампой для получения в расчётной точке нормируемой освещённости E_H : $F = 1000 \frac{E_H}{E_A}$;

7. Подбираем в соответствии с полученным значением F лампу требуемой мощности P_A . При выборе мощности лампы следует принимать значение ближайшего большего светового потока;
8. Суммарная мощность имеющейся в производственном помещении осветительной установки: $P_{\Sigma} = P_A \cdot N = 25200$ Вт.

Таблица 4.7 — Результаты проверки на контрольных точках

Контроль- ная точка	Светильник №	d, м	tg α	$\alpha, ^\circ$	J_α , кв	E_{Ai} , лк	E_A , лк	F, лм	P_A , Вт
A1	1	3,86	0,708	35,3	305	2,55	10,2	29412	700
	2	3,86	0,708	35,3	305	2,55	10,2		
	3	3,86	0,708	35,3	305	2,55	10,2		
	4	3,86	0,708	35,3	305	2,55	10,2		
A2	3	2,73	0,5	27	305	4,2	10,1	29703	700
	4	2,73	0,5	27	305	4,2	10,1		
	1	6,1	1,12	50	305	0,44	10,1		
	2	6,1	1,12	50	305	0,44	10,1		
	5	6,1	1,12	50	305	0,44	10,1		
	6	6,1	1,12	50	305	0,44	10,1		

4.3 Экологическая экспертиза проекта

Утилизация и переработка металлической стружки

Высокопроизводительные металлообрабатывающие станки, использующие скоростную резку, нуждаются в больших объемах охлаждающей жидкости и производят огромное количество металлической пыли и стружки. Использование таких станков приводит к интенсивному использованию металла, ресурсы которого неумолимо сокращаются. Это приводит к дефициту и подорожанию этого сырья. Учитывая, что запасы руды безграничны, а легкодоступный металлический лом практически исчерпан, возникает вопрос поиска новых возможностей пополнения сырья для обновления запасов металла.

Одним из таких способов является сбор и последующая переработка металлической стружки, которая возникает в процессе обработки различных деталей на металлообрабатывающих станках.

Металлическая стружка является продуктом обработки различных металлических деталей с помощью разного рода технологического оборудования.

В процессе работы с деталями на заводах и предприятиях может образовываться большое количество стружки, общий вес которой может составлять до 10% от массы обрабатываемых деталей. Это очень большое количество отходов, которые могут успешно применяться в процессе повторной переработки для получения новых металлических заготовок.

Сбор и транспортировка стружки осложняется тем, что эти отходы имеют небольшую плотность. Это приводит к тому, что контейнер для сбора металлической стружки быстро наполняется, а для перевозки отходов на перерабатывающее предприятие требуется большое количество транспортных средств или много дополнительных рейсов.

Проблемы возникают и в процессе переработки необработанной стружки. Если переплавка производится непрессованной стружки, то возникают существенные потери металла вследствие большого угара этого вторсырья и окисления легирующих элементов, содержащихся в стальной стружке. Это в свою очередь приводит к снижению качества получаемой стали.

Чтобы исключить перечисленные проблемы, на предприятиях используют специальные механизированные системы для сбора, хранения и транспортировке стружки и подготовки ее к последующей утилизации и переработке.

Переработка производственных отходов в виде металлической стружки подразумевает под собой повторную переплавку этого вторсырья с целью получения нового металла.

Утилизация стружки чёрных металлов

Большой процент металлической стружки приходится на черные металлы (сталь, чугун). Прием стружки металлической черных металлов про-

изводится в соответствии с ГОСТом 2787-75, который определяет классы стружки и требования к ее состоянию.

К основным особенностям относится то, что стружка не должна иметь ржавчину, за исключением небольшого налета, также не должно быть следов воздействия отжига, кислоты. Ограничено и наличие маслянистых отложений на металлической стружке.

Если стружка соответствует описным в ГОСТе параметрам, она отправляется на повторную переплавку.

Утилизация стружки цветных металлов

Переработка металлической стружки цветных металлов имеет свои особенности, которые связаны с выполнением определенных условий по чистоте стружки от различных примесей. Отбор и процесс переработки цветной стружки регламентируется ГОСТом 28053-89. В нем описаны рекомендации по выбору и использованию методик для отбора стружки. На крупных перерабатывающих предприятиях используют несколько методов для распределения стружки по категориям:

- визуальный осмотр;
- учет магнитных свойств материала;
- химический анализ состава.

После соответствующего отбора стружка отправляется на переплавку, в процессе которой могут отбираться пробы для проведения спектрального анализа чистоты получаемого металла.

Оборудование для утилизации

Процесс утилизации металлической стружки упрощается за счет использования специальных механизированных комплексов, которые позволяют подготовить вторсырье для последующей переплавки. Эти комплексы включают в свой состав различное функциональное оборудование.

Дробилки

Эти установки используются для измельчения металлических отходов с целью того, чтобы на выходе была мелкая металлическая стружка, которая впоследствии будет брикетирована.

Дробилки позволяют измельчать стружку за счет ее резанья, трения друг о друга. Такие установки подходят для дробления как отходов черных материалов, так и цветных.

Центрифуги

Установки этого типа применяются для очистки и осушения дробленной металлической стружки.

С помощью этих устройств можно выделить из стружки остатки масла и различных эмульсий и произвести сушку металла перед его брикетированием.

Прессы

Это установки, с помощью которых осуществляется прессование металлической стружки.

После обработки на прессе получают компактные брикеты с высокой плотностью, из которых получают высококачественный переплавленный металл.

5 ОРГАНИЗАЦИОННО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ

В данной работе рассматривается создание противотанкового комплекса, включающего в себя противотанковую управляемую ракету (ПТУР), на основе беспилотного летательного аппарата. В рамках работ по проекту проводится исследование различных методов наведения ПТУР для получения заданной траектории и проработка конструкции ГСН. Эти работы вынесены в отдельный НИР.

НИР проводится на кафедре СМ6 в МГТУ им. Баумана. По данной теме задействовано два исполнителя: исследователь и инженер. Срок выполнения работы: два года.

Ранее аналогичные по объему и принципу исследования работы на кафедре СМ6 не производились.

Задачи организационно-экономической части:

1. Разработка план-графика выполнения НИР;
2. Расчет сметы затрат на выполнение НИР;

5.1 Формирование структуры НИР

Состав НИР по созданию комплекса и исполнители каждого этапа представлены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 — Состав проводимого НИР

№	Этап НИР	Содержание работ	Исполнитель
1	Техническое задание (ТЗ)	Постановка задачи. Формирование исходных данных.	Исследователь
2	Эскизный проект (ЭП)	Формирование списка вариантов закона наведения и устройства ГСН.	Инженер, исследователь
3	Технический проект (ТП)	Детальная проработка выбранного варианта. Проведение моделирования.	Инженер, исследователь
4	Рабочий проект (РП)	Разработка рабочих чертежей, корректировка расчетов.	Инженер, исследователь
5	Внедрение	Анализ полученных результатов. Формирование отчета.	Исследователь

5.2 Определение трудоемкости этапов НИР

Трудоемкость этапа можно определить одним из следующих методов:

- методом вероятностных оценок;
- методом экспертного опроса;
- методом аналогии;
- методом прямого нормирования (на базе существующих нормативов).

Метод вероятностных оценок применяется для оценки длительности работ, а также для оценки трудоемкости. Суть метода в том, что непосредственный руководитель работ, имеющий опыт по их проведению и располагающий определенным составом исполнителей, оценивает максимальную и минимальную трудоемкости выполнения работ по этапам.

При методе экспертного определения трудоемкости эту величину оценивает не один специалист, а несколько, что позволяет уменьшить ошибки при планировании. При этом каждый эксперт может использовать изложенную выше систему вероятностных оценок.

Метод аналогии часто применяется для определения трудоемкости выполнения отдельных этапов работ, основанный на использовании накопленного статистического материала по трудоемкости ранее выполненных работ с учетом поправочных коэффициентов.

Метод прямого нормирования при расчете трудоемкости этапов НИР может быть использован только частично, как правило, для таких работ, как чертежно-графические, копировальные, работы по проектированию моделей или стенда, проведения эксперимента.

Так как при выполнении данной работы надежные источники норм времени отсутствуют, рекомендуется использовать экспертный метод определения трудоемкости работы при установленном количестве исполнителей. В качестве эксперта выступает ответственный исполнитель, принимавший участие в проведении данной НИР. Результаты оценки рассматриваются не как обязательство ответственного исполнителя, а как предложение, основанное на опыте и на учете факторов, влияющих на продолжительность работы.

В данной работе использована двухточечная система оценки трудоемкости. Для каждого этапа в данном случае определяется минимальная τ_{min} и максимальная τ_{max} трудоемкость работы, соответственно отражающие наиболее благоприятное стечение обстоятельств и наименее благоприятное.

Ожидаемая трудоемкость исполнения каждого этапа работ определяется по формуле (5.1).

$$\tau_{ож} = \frac{3 \cdot \tau_{min} + 2 \cdot \tau_{max}}{5} \quad (5.1)$$

Минимальные и максимальные трудоемкости назначены руководителем проекта.

В таблице 5.2 представлены величины трудоемкости каждого этапа НИР.

Таблица 5.2 — Трудоемкость этапов НИР

№	Этапы НИР	τ_{min} , чел-дни	τ_{max} , чел-дни	$\tau_{ож}$, чел-дни
1	Техническое задание (ТЗ)	40	55	46
2	Эскизный проект (ЭП)	350	380	362
3	Технический проект (ТП)	250	350	290
4	Рабочий проект (РП)	130	160	142
5	Внедрение	45	70	55
Итого:		815	1015	895

5.3 Разработка план-графика выполнения НИР

Для составления план-графика необходимо знать длительность выполнения каждого этапа НИР. Длительность этапов в рабочих днях определяется по формуле 5.2.

$$T_{\text{раб } i} = \frac{\tau_i}{R_i \cdot K_{\text{вн}}} \quad (5.2)$$

Здесь τ_i - трудоемкость выполнения i -го этапа работы, чел-дни; R_i - число исполнителей i -го этапа, чел-дни; $K_{\text{вн}}$ - коэффициент выполнения норм. Принимаем $K_{\text{вн}} = 1$.

Длительность этапов в календарных днях определяется по формуле 5.3:

$$T_{\text{К } i} = T_{\text{раб } i} \cdot k_{\text{р-х}} \quad (5.3)$$

Здаесь $k_{\text{р-х}}$ - коэффициент перевода рабочих дней в календарные. Исходя из среднегодового количества рабочих, выходных и праздничных дней в году $k_{\text{р-х}}$ можно принять равным 1,45.

Результат расчета длительности этапов НИР приведен в таблице 5.3.

Таблица 5.3 — Длительность этапов НИР

№	T, чел-дни.	R, человек	$T_{\text{раб}}$, дни	$T_{\text{К}}$, дни
1	46	1	46	67
2	362	2	181	263
3	290	2	145	211
4	142	2	71	103
5	55	1	55	80

На основании рассчитанной продолжительности этапов строится календарный график выполнения НИР, изображенный на рисунке 5.1.

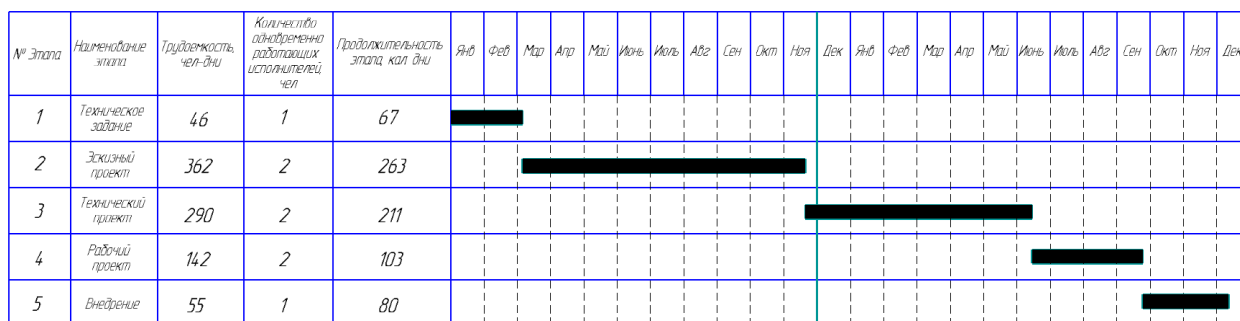


Рисунок 5.1 — План-график выполнения НИР

Предварительная оценка работ по НИР показывает, что общее время работ составляет 1 год и 11 месяцев.

5.4 Расчёт сметы затрат на НИР

Смета затрат по тематике (калькуляция) является общей суммой расходов на проведение НИР в МГТУ им. Баумана. Состав затрат, включаемых в смету на проведение НИР, определяется исходя из задач технического задания на проведение работы.

- затраты на заработную плату работникам, непосредственно занятым при выполнении НИР (статья «Заработная плата» Сметы затрат);
- отчисления в фонды социального назначения (статья «Отчисления в фонды социального назначения» Сметы затрат);
- материальные затраты (статья «Материалы» Сметы затрат);
- накладные расходы (статья «Накладные расходы» Сметы затрат).

5.4.1 Статья «Заработная плата»

На статью «Заработная плата» относятся выплаты работникам предприятия, непосредственно занятым выполнением НИР, а также выплаты лицам, не состоящим в штате предприятия, по договорам гражданско-правового характера (в т.ч. по договорам подряда), относящимся к выполнению работы.

Объем фонда заработной платы определяется исходя из следующих данных:

- общее число работников, выполняющих НИР, в т.ч. по категориям персонала (руководитель проекта (фирмы), научные работники, инженерно-технические работники, бухгалтер, пр.);
- должностные оклады в соответствии со штатным расписанием или приказом о выполнении НИР (при расчете следует руководствоваться принятыми в бюджетной сфере формами и системами оплаты труда с учетом отраслевой системы оплаты труда, принятой и утверждённой в отрасли);
- количество месяцев выполнения НИР.

Должностные оклады для исполнителей, задействованных в НИР, приведены в таблице 5.4.

Таблица 5.4 — Оклады персонала

№	Должность исполнителя	Должностной оклад, руб.
1	Исследователь	42000
2	Инженер	30000

Дневные ставки исполнителей определим по формуле:

$$C = \frac{Q_{\text{п}} \cdot 12}{250},$$

где $Q_{\text{п}}$ - месячный оклад исполнителя; 12 – число месяцев в году; 250 – приблизительное число рабочих дней в году.

Дневные ставки исполнителей (при 8-ми часовом рабочем дне):

— $C_{\text{и}}=2016$ руб/день– исследователя;

— $p=1440$ руб/день – инженера.

Заработная плата исполнителей по этапам работы приведена в таблице 5.5.

Таблица 5.5 — Заработная плата исполнителей по этапам

Этап	Исполнитель	Занятость, раб. дни.	Заработная плата, руб
1	Исследователь	45	90720
2	Исследователь	181	364896
	Инженер	181	260640
3	Исследователь	145	392320
	Инженер	145	208800
4	Исследователь	71	143136
	Инженер	71	102240
5	Исследователь	55	110880
Заработная плата \sum ЗП			1573632

5.4.2 Статья «Дополнительная заработная плата»

При выполнении работ по НИР возможно отклонение условий труда сотрудников от нормальных условий труда, предусмотренных Трудовым кодексом РФ. Также возможны выплаты сотрудникам, связанные с обеспечением гарантий и компенсаций – при исполнении государственных или общественных обязанностей, при совмещении работы с обучением, при предоставлении ежегодного оплачиваемого отпуска и т.д.

Размер дополнительных выплат характеризуется коэффициентом α , выражающим отношение суммарных доплат к фонду основной оплаты персонала. В данном исследовании α принимается равным 0.15. Таким образом:

$$\text{Доп. ЗП} = \sum \text{ЗП} \cdot 0.15 = 1573632 \cdot 0.15 = 236044 \text{ руб.}$$

5.4.3 Статья «Отчисления в фонды»

На статью «Отчисления в фонды» относятся расходы по уплате единого социального налога, начисляемого работодателем в соответствии с законодательством Российской Федерации, и взносов по страховым тарифам на обязательное социальное страхование от несчастных случаев на производстве и профессиональных заболеваний в соответствии с законодательством Российской Федерации. Начисления на заработную плату принимаются 30% от ЗП (основной и дополнительной), эта сумма складывается из:

- 22.0% - отчисления в Пенсионный фонд;
- 2.9% - отчисления в Фонд социального страхования;
- 5.1% - отчисления в Федеральный фонд обязательного медицинского страхования.

$$\text{Отчисления} = \sum \text{ЗП} + \text{Доп. ЗП} \cdot 0.30 = (1573632 + 236044) \cdot 0.30 = 524903 \text{ руб.}$$

5.4.4 Статья «Материалы»

Затраты на материалы связаны с обеспечением рабочего места необходимым для ведения научной деятельности оборудованием и ПО. Перечень материалов приведен в таблице 5.6.

Таблица 5.6 — Затраты на материалы

№	Наименование	Цена, руб.	Количество	Сумма, руб.
1	Бумага	200	4 пачки	800
2	Картриджи	1000	2 шт.	2000
3	Книги	250	5 шт.	1250
ИТОГО				1573632

Прочие затраты принимаются в размере 5% от суммы основных затрат на материалы:

$$\text{Общие затраты на материалы} = 1,05 \cdot M_{\text{осн}} = 1,05 \cdot 4250 = 4463 \text{ руб.}$$

5.4.5 Статья «Накладные расходы»

Накладные расходы включают расходы на производство, управление и хозяйственное обслуживание. Их величина вычисляется в процентах к основной заработной плате исполнителей. Для НИР в данном случае данная статья расходов принимается в размере 60% от ЗП:

$$\text{Накладные расходы} = 0,60 \cdot \sum \text{ЗП} = 0,60 \cdot 1573632 = 944180 \text{ руб.}$$

5.5 Смета затрат на НИР

Итоговая смета затрат на НИР приведена в таблице 5.7.

Таблица 5.7 — Смета затрат на НИР

Статья	Доля от общей суммы, %	Затраты, руб.
Заработная плата	47,93	1573632
Дополнительная ЗП	7,19	236045
Отчисления в фонды	15,99	524903
Материалы	0,14	4463
Накладные расходы	28,76	944180
ИТОГО		3283223

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполненных в ходе дипломного проектирования работ была рассмотрена структура нового противотанкового комплекса на базе ударно-разведывательного БПЛА, а также проведена разработка ПТУР для этого комплекса. Для этого был сформирован облик комплекса, определена схема его функционирования, спроектирован ПТУР, подробно рассмотрен алгоритм наведения ПТУР. Рассмотренный комплекс позволяет решить такие задачи как:

- Повышение эффективности применения войск в тактических и оперативно-тактических операциях ВС РФ и других силовых ведомств РФ путем внедрения современных беспилотных средств вооруженной борьбы;
- Частичная компенсация дефицита боевых возможностей перспективной авиационной группировки за счет относительно низкой стоимости жизненного цикла комплекса;
- Повышение потенциала сил сдерживания за счет более широкого использования составляющей с неядерными средствами поражения;
- Уменьшение риска, которому подвержен личный состав войск во время вооруженного конфликта.

Помимо проектирования собственно комплекса был создан мощный математический аппарат для динамического моделирования, позволяющий выполнять предварительную оценку эффективности ПТУР при пуске с воздушных носителей при их проектировании. После завершения работ над комплексом данный аппарат можно использовать для аналогичных задач при проектировании новых образцов ПТУР, а также корректируемых мин и авиабомб, а также для изучения показателей эффективности уже существующих образцов ПТУР.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Астахова Т.П., Морозов Ю.Н.* Основы аэродинамической компоновки / Морозов Ю.Н. Астахова Т.П. — М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1973, — 48 с.
2. *Косилова А.Г., Мещерекова Р.К.* Справочник технолога-машиностроителя. В 2-х т. Т. 2. / Мещерекова Р.К. Косилова А.Г. — М.: Машиностроение, 1985. — 496 с.
3. *Юдин Е.Я. Белов С.В., Баланцев С.К.* Охрана труда в машиностроении. Учебник для машиностроительных ВУЗов. — 2-е изд., перераб. и доп. / Баланцев С.К. Юдин Е.Я., Белов С.В. — М.: Машиностроение, 1983. — 432 с.
4. *Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С.* Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. Учебное пособие для вузов. Изд. 2-е, переработанное и доп / Чернобровкин Л.С. Лебедев А.А. — М., Машиностроение, 1973, — 616 с.
5. *Боровский, Е.Э.* Методическое пособие «Определение аэродинамических характеристик изолированных элементов» / Е.Э. Боровский. — М.: типография МВТУ, 1985, — 27 с.
6. *Фахрудинов И.Х., Котельников А. В.* Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для машиностроительных вузов / Котельников А. В. Фахрудинов И.Х. — М.: Машиностроение, 1987, — 328 с.
7. *Липанов А.М., Алиев А.В.* Проектирование ракетных двигателей твердого топлива: Учебник для студентов вузов. / Алиев А.В. Липанов А.М. — М.: Машиностроение, 1995, — 400 с.: ил.
8. *Ю.В., Скворцов.* Организационно-экономические вопросы в дипломном проектировании / Скворцов Ю.В. — М.: Студент, 2012, — 347 с.
9. *Н.Н., Савченко.* Планирование и технико-экономическое обоснование научно-исследовательских работ, включающих процессы моделирования / Савченко Н.Н. — М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1976, — 45 с.
10. *С.Г., Фалько.* Организация и планирование проведения НИОКР / Фалько С.Г. — М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008.

11. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. — М.: Издательство стандартов, 1989.
12. *Шапиро Я.М. Мазинг Г.Ю., Прудников Н.Е.* Основы проектирования ракет на твердом топливе. / Прудников Н.Е. Шапиро Я.М., Мазинг Г.Ю. — М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1968.
13. *Абуглов Д.И., Бобылев В.М.* Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. Учебник для машиностроительных вузов / Бобылев В.М. Абуглов Д.И. — М.: Машиностроение, 1987.
14. *Орлов, Б.В.* Проектирование ракетных и ствольных систем / Б.В. Орлов. — М.: Машиностроение, 1974.
15. *Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н.* Прикладные задачи теории оптимального управления движением беспилотных летательных аппаратов / Лысенко Л. Н. Дмитриевский А. А. — М.: Машиностроение, 1987.
16. *Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю.* Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе: Учеб. Пособие для вузов. / Мазинг Г.Ю. Орлов Б.В. — М.: Машиностроение, 1979. — 392 с., ил. 88.
17. *В.В. Ветров, В.П. Строгалев.* Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного, артиллерийского и ракетного оружия. Часть II. Физические основы устройства и функционирования ракетного оружия: Учебник для вузов / В.П. Строгалев В.В. Ветров. — Тула: Издательство ТулГУ, 2007. — 760 с.

ПРИЛОЖЕНИЕ А.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ БОЕВОЙ ЧАСТИ

Кумулятивная боевая часть

Исходные данные:

- Бронепробитие по нормали $L = 800$ мм,
- Плотность ВВ: $\rho_{\text{ВВ}} = 1850$ кг/м³
- Плотность материала облицовки (медь): $\rho_{\text{об}} = 8900$ кг/м³
- Плотность материала корпуса (алюминий): $\rho_{\text{к}} = 2700$ кг/м³

Анализируя боевые части существующих ракет с подобным бронепробитием, выбираем $k = 6,7$. Поэтому

$$D = \frac{L}{k} = \frac{800}{6,7} = 117,74 \text{ мм}$$

округляем до $D = 120$ мм

Длина БЧ:

$$h = 1,6 \cdot D = 1,6 \cdot 120 = 192 \text{ мм}$$

Схематично БЧ представлена на рисунке 5.1.

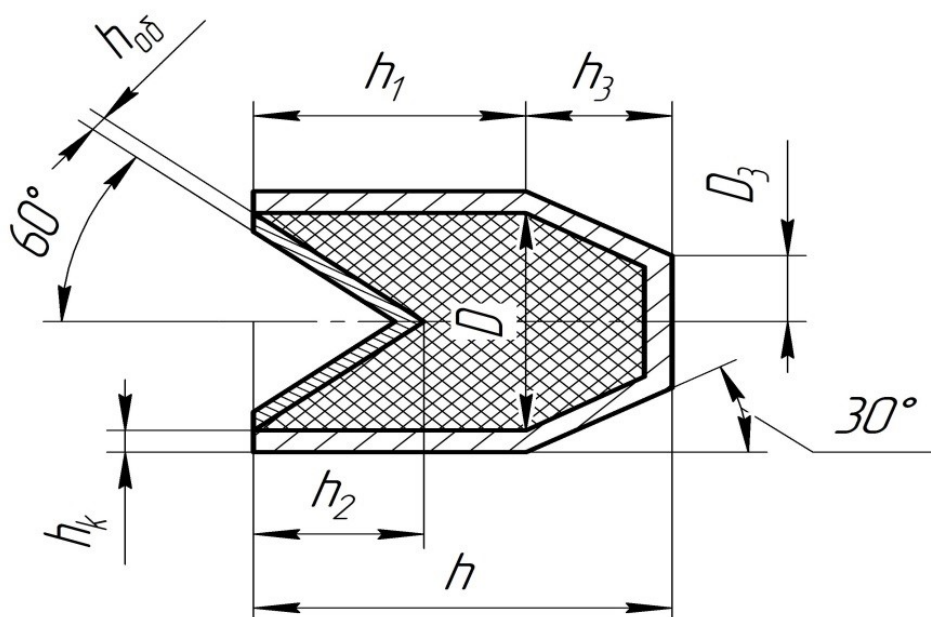


Рисунок 5.1

Условно поделим БЧ на 3 части:

- а) Цилиндрическая часть;
- б) Внутренний конус;
- в) Внешний конус.

Цилиндрическая часть:

- а) Длина: $h_1 = 1,1 \cdot D = 1,1 \cdot 125 = 132$ мм;
- б) Объем: $V_1 = \pi \cdot \frac{D^2}{4} \cdot h_1 = 3,14 \cdot \frac{120^2}{4} \cdot 132 = 1492128$ мм³;
- в) Масса: $m_1 = V_1 \cdot \rho_{\text{ВВ}} = 0,000629 \cdot 1850 = 2,76$.

Внутренний конус:

- а) Длина: $h_2 = D/2 \cdot \frac{1}{\sin 60^\circ} = 90/2 \cdot \frac{1}{\sin 60^\circ} = 69,28$ мм;
- б) Объем: $V_2 = \frac{1}{3} \cdot \pi \cdot \frac{D^2}{4} \cdot h_2 = \frac{1}{3} \cdot 3,14 \cdot \frac{120^2}{4} \cdot 69,28 = 110214$ мм³;
- в) Масса: $m_2 = V_2 \cdot \rho_{\text{ВВ}} = 0,0001102 \cdot 1850 = 0,48$.

Внешний конус:

- а) Длина: $h_3 = h - h_1 = 192 - 132 = 60$ мм;
- б) Малый диаметр усеченного конуса: $D_3 = D \cdot \tan 30^\circ = 50,7$ мм;
- в) Объем: $V_3 = \frac{1}{3} \cdot \pi \cdot \left(\frac{D^2}{4} + \frac{D}{2} \frac{D_2}{2} + \frac{D_2^2}{4} \right) \cdot h_3 = 151351$ мм³;
- г) Масса: $m_3 = V_3 \cdot \rho_{\text{ВВ}} = 0,000151 \cdot 1850 = 0,67$ кг.
- д) Масса ВВ: $m_{\text{ВВ}} = m_1 - m_2 + m_3 = 2,76 + 0,67 - 0,48 = 1,95$ кг.

Примем толщину кумулятивной воронки равной $h_{\text{об}} = 3$ мм.

Тогда, объем материала облицовки равен $V_{\text{об}} = 32186$ мм³.

Масса облицовки $m_{\text{об}} = V_{\text{об}} \cdot \rho_{\text{об}} = 0,0000321 \cdot 8900 = 0,52$ кг.

Толщину корпуса примем равной $h_{\text{к}} = 2$ мм.

Условно поделим корпус БЧ на 2 части:

Цилиндрическая часть

- а) Объем $V_1 = 13677$ мм³.
- б) Масса $m_1 = V_1 \cdot \rho_{\text{к}} = 24454 \cdot 10^{-9} \cdot 2700 = 0,066$ кг.

Внешний конус

а) Объем $V_2 = 46940 \text{ мм}^3$.

б) Масса $m_2 = V_2 \cdot \rho_k = 81652 \cdot 10^{-9} \cdot 2700 = 0,22 \text{ кг}$.

в) Масса корпуса: $m_k = m_1 + m_2 = 0,066 + 0,22 = 0.29 \text{ кг}$.

В кумулятивную БЧ устанавливается детонатор массой

$$m_{\text{дет}} = 0,20 \text{ кг}$$

Масса кумулятивной БЧ:

$$m_{\text{БЧ}} = m_{\text{ВВ}} + m_{\text{об}} + m_k + m_{\text{дет}} = 1.95 + 0.52 + 0.29 + 0.20 = 2.96 \text{ кг}.$$

ПРИЛОЖЕНИЕ Б.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ 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.

Исходные данные

1. Калибр: $D_n = 125$ мм
2. Полный импульс: $J_p = 3300$ Н·с
3. Время работы ДУ: 3.5 с
4. Материал корпуса ДУ:
 - 1) сплав СП-33
 - 2) $\rho_m = 7830$ кг/м³
 - 3) $\sigma_{вр} = 1650$ МПа
 - 4) $\sigma_{02} = 1350$ МПа
5. Характеристики топлива: смесевое на основе традиционных компонентов

Массовые доли и плотности компонентов топлива:

 - 1) Синтетический каучук полибутадиеновый (НТРВ)
 - $g_1 = 0,14$
 - $\delta_1 = 920$ кг/м³
 - 2) Перхлорат аммония (ПХА)
 - $g_2 = 0,68$
 - $\delta_2 = 1950$ кг/м³
 - 3) Алюминий (Al)
 - $g_3 = 0,18$

$$- \delta_3 = 2700 \text{ кг/м}^3$$

6. Постоянные в законе скорости горения:

$$- p_{ref} = 5 \text{ МПа};$$

$$- u_{ref} = 6,6 \text{ мм/с};$$

$$- \eta = 0,23$$

7. Зависимость от температуры $D_t = 0,003 \text{ 1/} (^\circ\text{C})$

Термодинамический расчёт энергетических характеристик

ТРТ

Условные химические формулы и энтальпии образования компонентов:

$$1. \text{ НТРВ: } C_{70.75}H_{106.5}O_{2.23}N_{0.63}\Delta H f_{298} = -580 \text{ кДж/кг};$$

$$2. \text{ Перхлорат аммония: } NH_4ClO_4\Delta H f_{298} = -2520 \text{ кДж/кг};$$

$$3. \text{ Алюминий: } Al\Delta H f_{298} = 0 \text{ кДж/кг}.$$

Энтальпия образования топлива:

$$\begin{aligned} \Delta H f_{298} &= C(\text{НТРВ}) \cdot \Delta H f_{298}(\text{НТРВ}) + \\ &+ C(\text{ПХА}) \cdot \Delta H f_{298}(\text{ПХА}) + \dots + C(Al) \cdot \Delta H f_{298}(Al) = \\ &= 0.14 \cdot (-580) + 0.68 \cdot (-2520) + \dots + 0.18 \cdot (0) = -1795 \text{ кДж/кг} \end{aligned}$$

Термодинамические свойства продуктов сгорания:

$$1. \text{ Температура продуктов сгорания (КС): } T_0 = 3367,5 \text{ К};$$

$$2. \text{ Уд. теплоёмкость при пост. давлении (КР): } c_p = 1,9105 \text{ кДж/кг} \cdot \text{К};$$

$$3. \text{ Показатель адиабаты (КР): } k = 1,1511;$$

$$4. \text{ Газовая постоянная газовой фазы (КР): } R_r = 436,52 \text{ кДж/кг} \cdot \text{К};$$

$$5. \text{ Массовая доля конденсированной фазы (КР): } Z = 0,32038;$$

$$6. \text{ Расходный комплекс: } \beta = 160,03 \text{ с}.$$

Параметры адиабатического расширения до $p_a = 0,1 \text{ МПа}$:

при равновесном расширении:

$$1. \text{ Относительная площадь выходного сечения: } F_{отн} = 6,9546;$$

$$2. \text{ Пустотный удельный импульс: } I_{удп} = 277,40;$$

3. Единичный импульс топлива:

$$I_{(40/1)} = (I_{удп} - \frac{p_a}{p} \cdot \beta \cdot F_{отн}) \cdot g = (277,4 - \frac{0,1}{4} \cdot 160,03 \cdot 6,9546) \cdot 9,81 = 2448,34$$

при «замороженном» расширении:

1. Относительная площадь выходного сечения: $F_{\text{отн}} = 6,4957$;
2. Пустотный удельный импульс: $I_{\text{удп}} = 272,50$ с;
3. Единичный импульс топлива:

$$I_{(40/1)} = (I_{\text{удп}} - \frac{p_a}{p} \cdot \beta \cdot F_{\text{отн}}) \cdot g = (272,50 - \frac{0,1}{4} \cdot 160,03 \cdot 6,4957) \cdot 9,81 = 2418$$

Определение теплового эффекта реакции горения

Камера сгорания:

№	Вещество		m моль/кг	dHf298-dH кал/моль	dH кал/моль	dHf298 кДж/моль	dHf298 кДж/кг
1	H2	1,18E+06	11,797	0	0	0,000	0,000
2	CO	9,64E+05	9,643	-28489,8	2073	-110,528	-1065,843
3	HCl	4,74E+05	4,738	-24127,7	2067	-92,302	-437,345
4	K*Al2O3	3,27E+05	3,272	-402896,0	2394	-1675,700	-5483,059
5	H2O	3,13E+05	3,126	-60163,1	2368	-241,815	-755,816
6	N2	2,80E+05	2,805	0,0	0	0,000	0,000
7	H	1,27E+05	1,272	50621,5	1481	217,997	277,379
8	Cl	3,41E+04	0,341	27492,9	1502	121,315	41,402
9	CO2	3,25E+04	0,325	-96289,5	2231	-393,541	-127,755
1	AlCl	2,72E+04	0,272	-14425,2	2225	-51,046	-13,906
1	OH	1,31E+04	0,131	7294,94	2109	39,346	5,135
1	AlCl2	8,95E+03	0,090	-72596,9	3049	-290,988	-26,056

dHf298(т) -1837,0 dHf298(пс) -7360,9 Q 5523,9

Критическое сечение

№	Вещество		m моль/кг	dHf298-dH кал/моль	dH кал/моль	dHf298 кДж/моль	dHf298 кДж/кг
1	H2	1,18E+06	11,797	0	0	0,000	0,000
2	C0	9,64E+05	9,643	-28489,8	2073	-110,528	-1065,843
3	HCl	4,74E+05	4,738	-24127,7	2067	-92,302	-437,345
4	K*Al2O3	3,27E+05	3,272	-402896,0	2394	-1675,700	-5483,059
5	H2O	3,13E+05	3,126	-60163,1	2368	-241,815	-755,816
6	N2	2,80E+05	2,805	0,0	0	0,000	0,000
7	H	1,27E+05	1,272	50621,5	1481	217,997	277,379
8	Cl	3,41E+04	0,341	27492,9	1502	121,315	41,402
9	CO2	3,25E+04	0,325	-96289,5	2231	-393,541	-127,755
1	AlCl	2,72E+04	0,272	-14425,2	2225	-51,046	-13,906
1	OH	1,31E+04	0,131	7294,94	2109	39,346	5,135
1	AlCl2	8,95E+03	0,090	-72596,9	3049	-290,988	-26,056

dHf298(τ)

-1837,0

dHf298(πс)

-7585,9

Q

5748,9

Выходное сечение

№	Вещество		m моль/кг	dHf298-dH кал/моль	dH кал/моль	dHf298 кДж/моль	dHf298 кДж/кг
1	H2	1,18E+06	11,797	0	0	0,000	0,000
2	C0	9,64E+05	9,643	-28489,8	2073	-110,528	-1065,843
3	HCl	4,74E+05	4,738	-24127,7	2067	-92,302	-437,345
4	K*Al2O3	3,27E+05	3,272	-402896,0	2394	-1675,700	-5483,059
5	H2O	3,13E+05	3,126	-60163,1	2368	-241,815	-755,816
6	N2	2,80E+05	2,805	0,0	0	0,000	0,000
7	H	1,27E+05	1,272	50621,5	1481	217,997	277,379
8	Cl	3,41E+04	0,341	27492,9	1502	121,315	41,402
9	CO2	3,25E+04	0,325	-96289,5	2231	-393,541	-127,755
1	AlCl	2,72E+04	0,272	-14425,2	2225	-51,046	-13,906
1	OH	1,31E+04	0,131	7294,94	2109	39,346	5,135
1	AlCl2	8,95E+03	0,090	-72596,9	3049	-290,988	-26,056

dHf298(τ)

-1837,0

dHf298(πс)

-8179,4

Q

6342,4

Расчёт геометрических параметров заряда РДТТ

Исходные данные для геометрического расчета:

- форма заряда: звездообразная;
- наружный диаметр: $D_n = 125$ мм;

- внутренний диаметр: $D_{\text{вн}} = 0,94 \cdot D_{\text{н}} = 117 \text{ мм}$;
- полный импульс: $J_p = 3300 \text{ Н} \cdot \text{с}$;
- единичный импульс топлива: $J_{40/1} = 2424,29 \text{ (Н} \cdot \text{с) / кг}$;
- требуемая масса топлива: $\omega = I_p / I_{40/1} = 1,36 \text{ кг}$.

Массовые доли и плотности компонентов топлива:

а) Синтетический каучук полибутадиеновый (НТРВ)

- $g_1 = 0,14$
- $\delta_1 = 920 \text{ кг/м}^3$

б) Перхлорат аммония (ПХА)

- $g_2 = 0,68$
- $\delta_2 = 1950 \text{ кг/м}^3$

в) Алюминий (Al)

- $g_3 = 0,18$
- $\delta_3 = 2700 \text{ кг/м}^3$

Плотность топлива: $\delta = \frac{1}{\sum_i \frac{g_i}{\delta_i}} = 1761,9 \text{ кг/м}^3$.

Требования к характеристикам заряда:

- коэффициент заполнения: $\epsilon \approx 0,75..0,9$;
- параметр Победоносцева: $\kappa < 150$;
- отклонение площади горения от среднего значения: $\Delta S_{\text{г}} < \pm 5 \%$.

Результаты расчета:

Выбранные параметры заряда на стартовом участке:

- толщина горящего свода: $l_1 = 23 \text{ мм}$;
- число лучей: $n = 7$;
- угол раствора луча 33° ;
- радиус скругления луча 3 мм .

Полученные характеристики заряда:

- длина заряда : $L = 0,110$ м ;
- средняя площадь поверхности горения: $S_{\text{ср}} = 0,030$ м²;
- коэффициент заполнения поперечного сечения ДУ: $\epsilon = 0,77$;
- Процент содержания дегрессивных остатков: $\chi_{\text{д}} = 9,61$ %;
- Максимальное отклонение от среднего значения: $\Delta S_{\text{ср}} = 4,95$ %

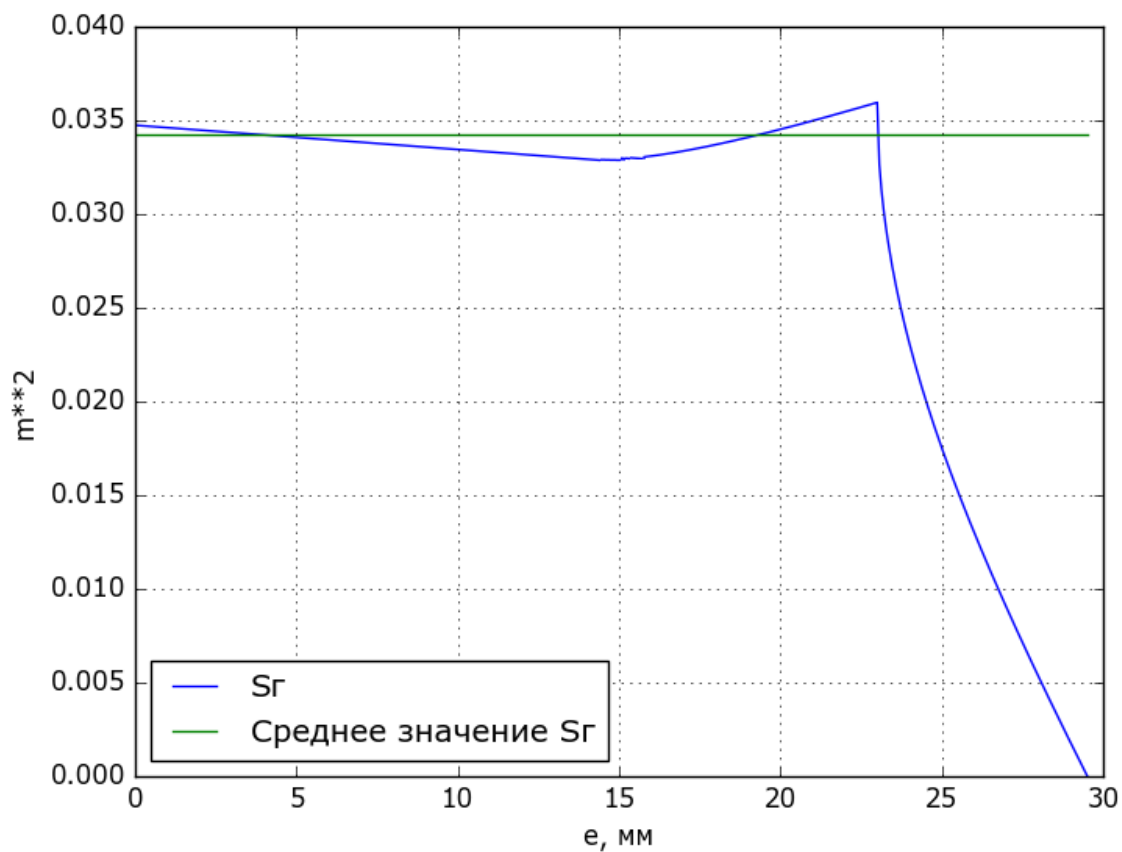


Рисунок 5.1 — Зависимость относительного изменения площади поверхности горения

Выбор проектных параметров ДУ минимальной массы

Постоянные

Характеристики ТЗП:

- а) Плотность $\rho_u = 1500 \text{ кг/м}^3$
- б) Толщина $\Delta_u = 2.5 \text{ мм}$
- в) Нормальная температура заряда $t_N = 18^\circ$
- г) Минимальная технологическая толщина стенки $\Delta_{min} = 1.5 \text{ мм}$
- д) Постоянная коэффициента теплоотдачи $\sigma_T = 160 \text{ (Вт}\cdot\text{м)/(кг}\cdot\text{К)}$
- е) Относительная разность температур газа и стенки $\nu_T = 0.7$

Алгоритм расчета

Задача решается путем варьирования давления в камере сгорания.

- а) Диапазон варьирования давления: 4 .. 16 МПа;
- б) Шаг варьирования: 1 МПа.
- в) В первом приближении принимаем $\omega = \omega_0$.

Определение габаритов камеры сгорания

Предварительные расчеты.

- а) Внутренний диаметр: $D_{вн} = 0.96 \cdot D_n$
- б) Площадь поперечного сечения: $F_0 = (\pi D_0^2)/4$
- в) Площадь горения: $S = \omega/(e_1 \cdot \delta)$
- г) Влияние начальной температуры заряда: $\phi(t_h) = e^{D_t(t_n - t_N)}$
- д) Влияние эрозионного горения: $\phi(\kappa) = 1 + A(\kappa - \kappa_{пор})$
- е) $A = 0.003$
- ж) $\kappa_{пор} = 100$ – пороговое значение параметра Победоносцева.

Определение расчетного давления и потребной толщины стенки.

Максимальное давление, реализуемое в камере сгорания:

$$p_{+50} = p \cdot \phi + 50^{1/(1-\nu)}$$

Рабочее давление:

$$p_p = \sigma_{вр}/\sigma_{0,2} K_{\delta} p \cdot K_p \cdot K_{\eta} \cdot p_{+50} \cdot \phi(\kappa)^{1/(1-\nu)}$$

$K_{\delta} p = 1.1$ – коэффициент, учитывающий всплеск давления при работе воспламенителя;

$K_p = 1.2$ – коэффициент, учитывающий разброс свойств топлива между партиями;

$K_\eta = 1.25$ – коэффициент запаса прочности;

$$B_{H0} = \sigma_{вр} / (\sigma_{вр} + p_p)$$

Толщина стенки: $\delta_0 = D_H / 2(1 - B_{H0})$;

Выбирается наибольшее значение из полученной толщины Δ_0 и минимальной толщины, которая может быть получены технологически Δ_{min}

$$\Delta = \max(\Delta_0; \Delta_{min})$$

$$B_H = 1 - 2\Delta / D_H$$

Внутренний диаметр обечайки: $D = D_H - 2\Delta$

$$B_K = 1 - (2\Delta_u) / D$$

Внутренний диаметр камеры: $D_{ВН} = D - 2\Delta_u$

$$F = (\pi D_{ВН}^2) / 4$$

Длина заряда: $L = (\omega \cdot (1 + \xi_d)) / (\delta \cdot F \cdot \epsilon)$

Расчет внутрибаллистических характеристик РДТТ

Оценка газоприхода Скорость горения: $u = u_1 \cdot p^\nu$

Газоприход: $G_\Pi = S \cdot u \cdot \Delta$;

Оценка потерь на теплоотдачу Площадь охлаждения: $F_{охл} = K_L \cdot \pi \cdot D_{ВН} \cdot L$

$K_L = 1.04$ – коэффициент, учитывающий отношение длины обечайки к длине заряда.

Коэффициент тепловых потерь:

$$\chi_T = 1 - (\sigma_T \cdot \nu_T \cdot F_{охл} \cdot p) / (R \cdot Q \cdot G_\Pi)$$

Температура продуктов сгорания: $T = \chi_T \cdot T_0$

Определение размеров критического сечения

$$\rho = p / (R \cdot T)$$

Расход через сопло: $G_p = G_\Pi \cdot (1 - \rho / \Delta)$

Площадь критического сечения: $F_{кр} = G_p \cdot \frac{\sqrt{R \cdot T}}{1 \cdot p}$

$$A_1 = \sqrt{k \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

Диаметр критического сечения: $d_{кр} = \sqrt{(4 \cdot F_{кр}) / \pi}$

Определение размеров выходного сечения

Диаметр выходного сечения: $D_{\text{вых0}} = K_{\text{Двых}} \cdot D_H$ $K_{\text{Двых}} = 0.8$ – коэффициент, учитывающий отношение диаметров выходного сечения к внешнему.

Площадь выходного сечения: $F_{\text{вых0}} = \pi/4 \cdot D_{\text{вых0}}^2$

Проверка из условия не достижения перерасширенного сопла:

$$q(\lambda) = \lambda \cdot \left(\frac{1 - (k-1)/(k+1) \cdot \lambda^2}{2/(k+1)} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

Находится значение $\lambda_{\text{в1}}$, удовлетворяющее условию:

$$q(\lambda) = F_{\text{кр}}/F_{\text{вых0}}$$

Находится значение: $\lambda_{\text{в2}} = \lambda_{\infty} \cdot \sqrt{1 - p_a/p}^{\frac{k-1}{k}}$

Расчет ведётся по минимальному значению: $\lambda_{\text{в}} = \min(\lambda_{\text{в1}}; \lambda_{\text{в2}})$

Уточняется значение площади выходного сечения:

$$F_{\text{вых}} = F_{\text{кр}}/(q(\lambda_{\text{в}}))$$

Расчет тяги и удельного импульса РДТТ

Теоретический коэффициент реактивности:

$$K_{\text{втеор}} = \frac{\lambda_{\text{в}} + \lambda_{\text{в}}^{-1}}{2}$$

Действительный коэффициент реактивности:

$$K_{\text{в}} = \chi_{\mu} \cdot (1 + \chi_{\theta} \cdot \chi_{\text{н}} \cdot (K_{\text{втеор}} - 1))$$

$\chi_{\mu} = 0.98$ – коэффициент, учитывающий потери от диссипации,

$\chi_{\theta} = 0.95$ – коэффициент, учитывающий потери от неоднородности,

$\chi_{\text{н}} = 1$ – коэффициент, учитывающий потери от нестационарности;

Предельное значение удельного импульса: $J_{\infty} = 2\sqrt{\chi_T \cdot Q_{\text{ж}}}$

Удельный импульс:

$$J_{\text{уд}} = J_{\infty} \cdot \frac{K_{\text{в}}}{K_{\infty}} \cdot \chi_{\text{кф}} - \frac{F_{\text{вых}} \cdot p_a}{G_p}$$

$\chi_{\text{кф}}$ - коэффициент учета потерь, связанных с многофазностью продуктов сгорания

$$\chi_{\text{кф}} = \frac{1 + \xi \cdot K_{\nu} \cdot \frac{\lambda_{\text{в}}}{\lambda_{\infty}} \cdot \frac{K_{\infty}}{K_{\text{в}}}}{\sqrt{(1 + \xi) \cdot (1 + \xi \cdot \overline{c_p})}},$$

где $K_{\nu} = 0.9$ и $\overline{c_p} = 0.8$

Требуемая масса топлива: $\omega' = \frac{J_p}{J_{\text{уд}}}$

Если условие $|1 - \frac{\omega'}{\omega}| \leq 0.1 \%$ не выполняется, то в качестве ω_0 назначается ω' и расчеты повторяются до тех пор, пока не будет выполняться данное условие.

Расчет массовых характеристик РДТТ

Масса конструкции ДУ будет складываться из масс переднего днища, цилиндрической обечайки и соплового блока. Масса обечайки:

$$m_{\text{тр}} = K_L \cdot \frac{\pi}{4} D_H^2 \cdot L \cdot ((1 - B_H^2) \cdot \rho_{\text{м}} + B_H^2 \cdot (1 - B_K^2) \cdot \rho_u)$$

Масса переднего днища:

$$m_{\text{дн}} = 1.14 \cdot D_H^3 (B_H + 0.2B_H^2 - B_H^3 - 0.2) \cdot \rho_{\text{м}} + 2.28 \cdot D_H^2 (B_H^2 - 0.6B_H) \Delta_u \cdot \rho_u$$

Масса соплового блока: $m_{\text{сб}} = 1.5 \cdot m_{\text{дн}}$

Масса конструкции ДУ:

$$m_{\text{кду}} = m_{\text{тр}} + m_{\text{дн}} + m_{\text{сб}} + m_{\text{в}}$$

Коэффициент массового совершенства ДУ: $\alpha_{\text{ду}} = \frac{m_{\text{кду}}}{\omega}$

Масса ДУ: $m_{\text{ду}} = (1 + \alpha_{\text{ду}}) \cdot \omega$

Результаты расчета

Таблица 5.1 — Результаты варьирования давления в КС РДТТ

p, МПа	ω	$\alpha_{\text{ду}}$	$m_{\text{ду}}$, кг	$J_{\text{уд}}$, м/с
5	1.4304	1.676	3.827	2307
6	1.4098	1.693	3.797	2341
7	1.3934	1.708	3.773	2368
8	1.38	1.72	3.753	2391
9	1.3687	1.73	3.737	2411
10	1.3589	1.739	3.722	2428
11	1.3505	1.747	3.71	2444
12	1.343	1.754	3.699	2457
13	1.3363	1.761	3.689	2470
14	1.3302	1.767	3.675	2481
15	1.3247	1.772	3.679	2491
16	1.3197	1.777	3.682	2501
17	1.3151	1.781	3.691	2509
18	1.3108	1.786	3.700	2518
19	1.3068	1.865	3.743	2525
20	1.3031	1.95	3.844	2532
21	1.2996	2.035	3.944	2539
22	1.2964	2.119	4.043	2546
23	1.2933	2.203	4.142	2552
24	1.2904	2.286	4.241	2557
25	1.2877	2.369	4.338	2563

Расчет воспламенителя

Для воспламенения смесового топлива используется пиротехнический состав, имеющий следующие характеристики:

- Теплота сгорания: $Q = 3000$ кДж/кг;
- Температура продуктов сгорания: $T_{0в} = 3600$ К;
- Газовая постоянная (с учётом конд. фазы): $R_{в} = 75$ Дж/кг · К;

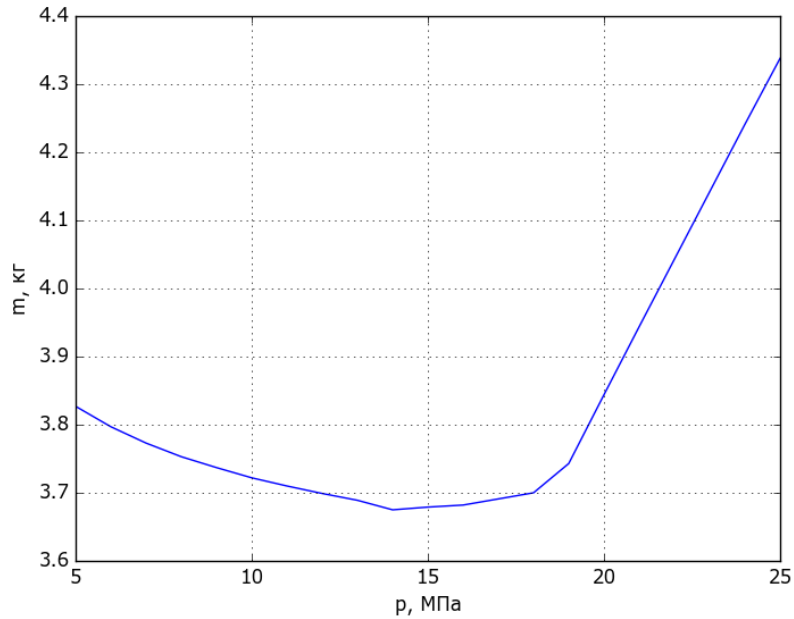


Рисунок 5.2 — Зависимость массы ДУ от внутреннего давления

— Средняя уд. теплоёмкость при постоянном давлении:

$$c_{pB} = \frac{Q_B}{T_0} = \frac{3 \cdot 10^6}{3600} = 833,3 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К};$$

— Среднее значение показателя адиабаты:

$$k_B = \frac{c_{pB}}{c_{pB} - R_B} = \frac{833,3}{833,3 - 75} = 1,099;$$

— Плотность: $\delta_B = 3000 \text{ кг/м}^3$;

— Скорость горения: $u_{TB} = 50 \text{ мм/с}$;

— Толщина зерна воспламенителя: $e_B = 0,15 \text{ мм}$;

— Время горения воспламенителя:

$$t_B = \frac{e_B}{u_{TB}} = 0,008 \text{ с};$$

— Показатель дегрессивности в законе изменения площади поверхности горения воспламенителя: $m = 2,735$.

— Удельная теплоёмкость смесового топлива: $c_T = 1250 \text{ кг/м}^3$.

— Температура вспышки смесового топлива: $T_s = 750 \text{ К}$.

Оценка давления вспышки в зависимости от начальной температуры заряда проводится по следующей формуле:

$$p_{\text{всп}} = \left[\frac{c_T \cdot u_1 \cdot R_{\text{в}} \cdot T_{0\text{в}} \cdot \delta \cdot (T_s - t_{\text{н}} - 273)}{\sigma_{\text{т зар}} \cdot (T_{0\text{в}} - T_s)} \right] \frac{1}{1 - \nu}$$

где величина $\alpha_{\text{Тзар}}$ служит коэффициентом согласования с опытными данными и подбирается из условия

$$p_{\text{всп}}(+15^\circ) \approx \frac{4}{9} \cdot p_{\text{ном}};$$

Принимается $\alpha_{\text{Тзар}} = 117000 \text{ Вт} \cdot \text{м/кг} \cdot \text{К}$. При этом

$$p_{\text{всп}}(+15^\circ) = 4,36 \text{ МПа};$$

$$p_{\text{всп}}(+50^\circ) = 4,05 \text{ МПа};$$

$$p_{\text{всп}}(-50^\circ) = 5,0 \text{ МПа}.$$

Максимальное давление при автономном горении воспламенителя принимается равным

$$p_{\text{в max}} = 1,1 \cdot p_{\text{всп}}(-50^\circ) = 5,5 \text{ МПа}.$$

Параметры теплоотдачи от продуктов сгорания к стенкам КС принимаются равными $\alpha_T = 160 \text{ Вт} \cdot \text{м/кг} \cdot \text{К}$; $\nu_T = 0,7$.

Параметры процесса воспламенения:

$$b_2 = 160,8 \text{ с}^{-1};$$

$$b_1 = 7,27 \cdot 10^9 \text{ Па/с}.$$

Время достижения максимального давления: $t_{\text{в max}} = 2,31 \cdot 10^{-9} \text{ с}$;

Начальная площадь поверхности горения воспламенителя:

$$S_{0\text{в}} = 0,0238 \text{ м}^2$$

Масса воспламенителя:

$$\omega_{\text{в}} = 0,118 \text{ кг}$$

Масса сгоревшего воспламенителя при достижении максимального давления: $\omega_{\text{в max}} = 0,104 \text{ кг}$;

$$\frac{\omega_{\text{в max}}}{\omega_{\text{в}}} = 0,881$$

Построение индикаторной кривой

Индикаторная кривая строится для трёх характерных значений начальной температуры заряда ($+15\text{ }^{\circ}\text{C}$, $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$, $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$) на основе решения системы дифференциальных уравнений внутренней баллистики РДТТ. Индикаторные кривые представлены на рисунках.

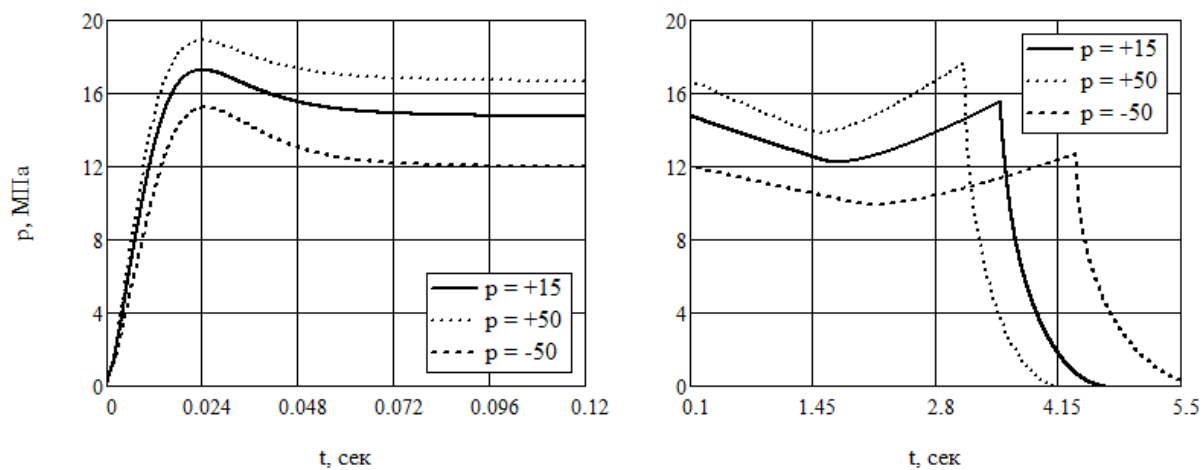


Рисунок 5.3 — Индикаторные диаграммы РДТТ

ПРИЛОЖЕНИЕ В.
МАРШРУТНАЯ КАРТА ПРОЦЕССА
ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ
«ДНИЩЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ»