

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ імені ІГОРЯ
СІКОРСЬКОГО»**

**Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра конструювання машин**

«На правах рукопису»

УДК _____

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО

«__» грудня 2021р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

**за освітньо-професійною програмою «Інструментальні системи інженерного
дизайну»**

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

**на тему: «Магнітно-абразивне оброблення головного обтікача
макету ракети»**

Виконав (-ла):

студент (-ка) VI курсу, групи МІ-01мп

Деберний Михайло Богданович _____

Науковий керівник:

Професор, доктор технічних наук

Майборода Віктор Станіславович _____

Рецензент: _____

Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних посилань.
Студент (-ка) _____

Київ – 2021 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут
імені Ігоря Сікорського»**

Інститут (факультет) Механіко-машинобудівний

Кафедра «Конструювання машин»

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність 131 Прикладна механіка

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувача кафедри

_____ **Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО**
(підпис)

«__» грудня 2021 р

**ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Деберний Михайло Богданович
(прізвище, ім'я, по батькові)**

1. Тема дисертації Магнітно-абразивне оброблення головного обтікача макету ракети

(комплексна магістерська дисертація),
науковий керівник дисертації Майборода В. С., д.т.н, професор,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)
затверджені наказом по університету від «1» листопада 2021 р. № 3611-с
2. Термін подання студентом дисертації _____
3. Об'єкт дослідження Головний обтікач малокаліберного боєприпасу

4. Предмет дослідження Параметри, форма та технологія виготовлення головного обтікача моделі ракети

5. Перелік завдань, які потрібно розробити Провести аналіз впливу форми на його аеродинамічні якості; розробити оптимальний технологічний процес виготовлення головного обтікача; створити модель головного обтікача та обробити поверхню вибраним способом; провести технологічно-економічний аналіз рентабельності проекту.
6. Орієнтовний перелік ілюстративного матеріалу Виготовлення макетів

головних обтікачів, підготовка презентації

7. Орієнтовний перелік публікацій

8. Консультанти розділів дисертації*

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Проведення аналізу впливу форми головного обтікача на його аеродинамічні властивості	6.09.2021	
2	Вибір форми обтікача та розрахунок параметрів оболонки	21.09.2021	
3	Технологічне забезпечення виготовленн	4.10.2021	
4	Технологічно-економічний аналіз рентабельності	2.11.2021	
5	Підготовка презентації, оформлення роботи	8.12.2021	

Студент

Михайло ДЕБЕРНИЙ

Науковий керівник

Віктор МАЙБОРОДА

* Консультантом не може бути зазначено наукового керівника магістерської дисертації.

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація на тему: «Магнітно-абразивне оброблення головного обтікача макету ракети» містить 90 сторінок пояснювальної записки, рисунків – 38, таблиць – 21, використаних джерел – 20, ілюстрацій, які включають 18 слайдів презентації, два макети виробу.

Актуальність теми

Використання безпілотних літальних апаратів у військовій сфері набуває все більше обертів з кожним днем. Тому постає питання знаходження дієвих способів боротьби з даною технологією розвідки та атаки. На даний момент активно використовують комплекси радіоелектронної боротьби з метою придушення частот БПЛА, але такий спосіб не завжди дієвий. Тому було запропоновано розробити малокаліберні боєприпаси з програмованим підривачем, а саме їх носову частину.

Мета роботи

Створити модель головного обтікача ракети, дослідити вплив форми та якості поверхні на його роботу.

Задачі роботи:

- 1.Вибрати форму головного обтікача ракети. Провести аналіз впливу форми на його аеродинамічні якості.
- 2.Розробити оптимальний технологічний процес виготовлення головного обтікача.
- 3.Створити модель головного обтікача та обробити поверхню вибраним способом.
- 4.Провести технологічно-економічний аналіз рентабельності проекту.

Об'єкт дослідження – Головний обтікач малокаліберного боєприпасу.

Предмет дослідження – параметри, форма та технологія виготовлення головного обтікача моделі ракети.

Методи дослідження

Аналіз запропонованих рішень, системний аналіз та вибір кращого з представлених рішень, моделювання різних процесів виготовлення та пошук оптимального за його критеріями потужностей, використання систем автоматизованого проектування та моделювання, а саме Autodesk Inventor, Ansys, Autodesk AutoCAD. Також було задіяно мову програмування Python 3.8.

Наукова новизна чи інноваційна ідея отриманих результатів

Суть ідеї полягає в тому, щоб створити проект виготовлення програмованих боєприпасів, які значної мірою покращать ситуацію на прикордонних територіях країни. Також важливу роль у створенні відіграє дослідження впливу форми та якості поверхні носової частини на її стабільність та аеродинамічні якості.

Ключові слова: носова частина, головний обтікач, малокаліберні боєприпаси, магнітно-абразивне оброблення.

АНОТАЦІЯ

Деберний М.Б. Магнітно-абразивне оброблення головного обтікача макету ракети

Дисертація на здобуття наукового ступеня магістра за спеціальністю 131 – Прикладна механіка. Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського». – Київ, 2021.

На основі аналізу питання недостатнього захисту від безпілотних літальних апаратів з допомогою комплексів радіоелектронної боротьби, визначено, що в багатьох країнах використовують малокаліберні боєприпаси з програмованим підривачем.

В процесі створення проекту було розроблено модель головного обтікача ракети, проаналізовано та спроектовано форму поверхні обтікача, а також оброблено носову частину спеціальним методом.

Виготовлено макет головного обтікача ракети необхідної форми.

Ключові слова: носова частина, головний обтікач, малокаліберні боєприпаси, магнітно-абразивне оброблення.

ANNOTATION

Debernij M.B. Magnetic-abrasive treatment of the main fairing of the rocket model

The dissertation for obtaining a master's degree in specialty 131 – Applied Mechanics (engineering design). National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute". - Kiev, 2019.

Based on the analysis of the issue of insufficient protection against unmanned aerial vehicles with the help of electronic warfare systems, it was determined that in many countries small-caliber munitions with a programmable detonator are used.

In the process of creating the project, a model of the main fairing of the rocket was developed, the shape of the fairing surface was analyzed and designed, and the bow was processed by a special method.

A model of the main fairing of the rocket of the required shape has been made.

Key words: nose part, main fairing, small-caliber ammunition, magnetic-abrasive treatment.

ЗМІСТ

ВСТУП	5
1 СТАН ПИТАННЯ ТА ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ	6
1.1 Огляд та аналіз існуючих боєприпасів даного типу	6
1.2 Огляд та переваги можливих форм головних обтікачів	12
2 ВИБІР ФОРМИ ТА ОПИС ОСНОВНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ	31
2.1 Вибір форми макету головного обтікача ракети	31
2.2 Розрахунок властивостей головного обтікача	32
2.3 Розрахунок внутрішніх напружень та стійкості головного обтікача	38
3 СПОСОБИ ОБРОБЛЕННЯ. ОПТИМАЛЬНА ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ	45
3.1 Способи оброблення поверхні головного обтікача	45
3.2 Знаходження оптимального технологічного процесу	48
Узагальнений граф	53
Діаграма потужностей виробництва	58
4 ПРОЦЕС МАГНІТНО-АБРАЗИВНОГО ОБРОБЛЕННЯ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА.	59
4.1 Процес магнітно-абразивного оброблення обтікача	59
4.2 Технологічне забезпечення та умови оброблення	62
4.3 Результати магнітно-абразивного оброблення обтікача	67

5 ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ СТВОРЕННЯ ТА ЗАПУСКУ ПРОЕКТУ	70
5.1 Опис ідеї та технічний аудит проекту	70
5.2 Аналіз ринкових можливостей	72
5.3 Маркетингова програма проекту	76
ВИСНОВКИ	78
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	79
ДОДАТКИ	82

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

РЕБ – радіоелектронна боротьба

БПЛА – безпілотні літальні апарати

CAD - Computer-aided design (Система автоматизованого проектування)

ЧПК – числово-програмне керування

МАО – магнітно-абразивне оброблення

МАП – магнітно-абразивний порошок

ВСТУП

В даний період часу розвиток технологій в військовій промисловості в значній мірі не стоїть на місці. З метою збереження особового складу все частіше використовуються безпілотні системи, тому постає питання боротьби з такими. Безпілотні літальні апарати все частіше використовують з метою розвідки та повітряних атак і не завжди вдається перешкодити їм з використанням РЕБ.

Передові країни Світу використовують малокаліберні боєприпаси повітряного підриву з програмуючим підривачем. Даний тип озброєння значно підвищив ефективність боротьби з малогабаритними БПЛА, літаками, гелікоптерами а також протикорабельними ракетами.

Наразі в Україні використовують РЕБ типу «Нота», які дають змогу визначення та знешкодження БПЛА. Як доповнення до таких комплексів було запропоновано розробити та впровадити такого типу боєприпаси. Компанія «Трител» забезпечує систему пошуку цілей, яка зможе знаходити та визначати координати для програмованих ракет.

Для створення боєприпасів даного типу важливо розробити та створити головний обтікач такої форми, яка буде задовільняти та покращувати його аеродинамічні якості. Також необхідно розробити технологічний процес, який забезпечить високу якість поверхні обтікача та зменшить його силу опору.

1 СТАН ПИТАННЯ ТА ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ

1.1 Огляд та аналіз існуючих боєприпасів даного типу.

Головний обтікач – передня частина ракети або літака, яка має форму забезпечуючу найменший аеродинамічний супротив. Зазвичай обтікачі моделюються у вигляді конусоподібного тіла обертання. В зв'язку з проблемою аеродинамічного проектування носової конусної частини будь-якого тіла, призначеного для руху через текуче середовище (наприклад, ракети, літака або кулі), важливою проблемою є визначення геометричної форми носового конуса для досягнення оптимальних характеристик. Для вирішення багатьох завдань вимагає визначення форми твердого тіла обертання, яке відчуває мінімальний опір при швидкому русі через текуче середовище.

За основну мету роботи прийнято провести дослідження впливу магнітно-абразивної обробки на поверхневі якості головного обтікача ракети. Також проведемо конструкторську складову роботи, а саме розрахунок тонкостінної оболонки головного обтікача.

Розглянемо приклади готових бойових ракет, з метою донести суть питання. Новий розвиток малокаліберної артилерії почався з появи так званих розумних снарядів повітряного підриву АВМ (Air Burst Munition). З «інтелектуальною системою дистанційного підриву» у калібрі 20, 30, 35, 40 та 57 мм були створені артилерійські снаряди. Свій початок утворення взяли в Європі, а згодом в США.

Це суттєво підвищило ефективність ураження повітряних, наземних та надводних цілей. Доречним було їх застосування для боротьби з малогабаритними безпілотними літальними апаратами (БПЛА), літаками, гелікоптерами, протикорабельними ракетами, а також із малорозмірними швидкохідними суднами та піхотою.

Розглянемо, як основні, 35-мм боєприпаси АНЕАД. Швейцарська компанія Oerlikon Contraves AG була одна з перших, що почала займатися

розробкою подібних снарядів. Автоматичні гармати калібру 20...35 мм, набули широкого поширення по всьому світу. Саме компанія Oerlikon була їх розробником. Компанією було створено боєприпаси повітряного підриву ANEAD (Advanced Hit Efficiency And Destruction — «підвищена ефективність потрапляння та руйнування»)[19] для своїх 35 і 30 мм гармат, а також 40 мм автоматичних гранатометів. Замість вибухової речовини боєприпаси містять готові вражаючі елементи, невеликий заряд і програмований електронний тимчасовий підривник. В результаті відбувається повітряний підрив снаряда через заданий політ до мети, розрахований системою управління вогнем.

Поразка мети забезпечується за рахунок кінетичної енергії готових вражаючих елементів, яку вони набувають разом зі снарядом після пострілу плюс невелика добавка за рахунок підриву вишибного заряду. У зв'язку з чим ці боєприпаси отримали назву KETF (Kinetic Energy Timed Fuze)[19] — боєприпаси «кінетичної енергії з тимчасовим підривником» і часто позначаються як ANEAD/KETF або ABM/KETF.

Також було розроблено кілька варіантів 35-мм боєприпасів ANEAD з різною кількістю елементів, що вражають. Перший варіант під індексом PMD062 має довжину разом із гільзою 387 мм, масу 1,77 кг. Маса снаряда — 0,75 кг. Дульна швидкість снаряда — 1050 м/с. Снаряд містить 152 готові вражаючі елементи циліндричної форми масою 3,3 г, діаметром 5,85 мм, виконаних з карбіду вольфраму (рис. 1.1).

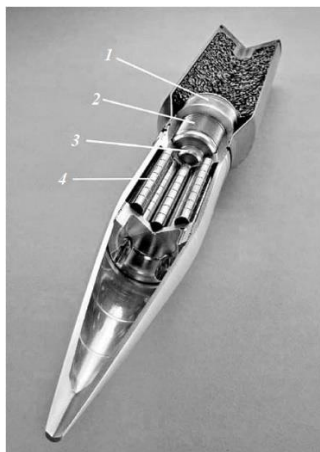


Рисунок 1.1 - Компоненти боєприпасу ANEAD PMD062[1].

Отже, вражаючі елементи масою 3,3 г. елементів є найбільш прийнятими для ураження повітряних цілей. Мова йде про протикорабельні ракети, літаки і вертольоти. Існує певний спосіб введення даних про час підриву снаряда.

Спочатку характеристики руху мети визначаються за допомогою радіолокатора або лазерним далекоміром і передаються в ЕОМ системи керування вогнем, де розраховується дальність до мети, в нашому випадку, роль детектора відіграє устаткування під назвою «НОТА». Дана установка дозволя визначити координати цілі та відстань, яку необхідно подолати снаряду. Пізніше дані про мету надходять до блоку електроніки установки підричника, куди також передається дульна швидкість снаряда.

За допомогою двох індукційних котушок 1 (рис. 1.2), розташованих на відстані 100мм один від одного визначається дульна швидкість. Таймер запускається при проходженні першої котушки, при проходженні другої таймер зупиняється. В результаті ми отримуємо відстань між котушками та час прольоту снарядом вимірювальної бази. Тому наступним кроком є обчислення фактичної швидкості снаряда.

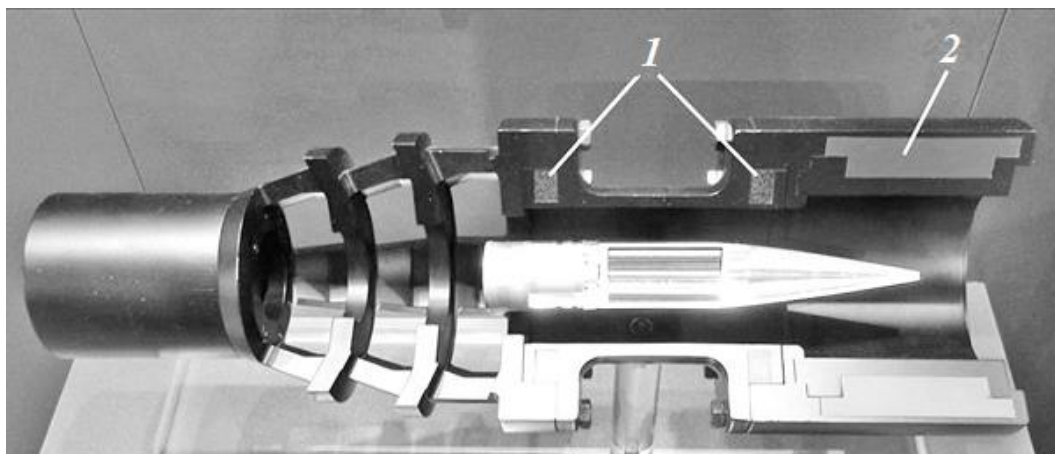


Рисунок 1.2 - Дульна насадка з програматором[1]

Ці дані надходять до комп'ютера системи управління вогнем. Він обчислює час зустрічі снаряда з метою з урахуванням конкретного типу мети та за допомогою програматора 2 (рис. 2) передає його на снаряд.

На котушку індуктивності подаються кодовані імпульси часу підриву підривника. Вона є складовою програматора 2. Приймальна котушка 1 знаходиться у хвостовій частині снаряда, для прийому даних про час підриву (рис. 1.2).

Перебіг вимірювання дульної швидкості, обчислення та програмування снаряда, при дульній швидкості снаряда близько 1050 м/с, - займає менше 0,002 секунд. Після того, дані з приймальної котушки всередині снаряда передаються на програмований електронний підривник 2 (рис. 1), що містить високоточний електронний таймер. В процесі стрільби за точковою метою варто здобути максимальну щільність осколкового поля. Щоб досягнути даного результату, потрібно щоб в заданій точці простору вибухнули всі снаряди. Втім, через технологічні пропуски, від пострілу до пострілу, нагрівання ствола та інших факторів є наявним розкид у дульній швидкості снаряда і внаслідок чого відбувається розкид точок підриву. Наведемо приклад: при стрільбі 35-мм снарядами ANEAD із системи Millennium на дальність 1600 м при встановленні підривника на один і той же час підриву без урахування зміни дульної швидкості снарядів від пострілу до пострілу розкид дальності точок підриву восьми снарядів склав 20 м[19] (рис. 1.3).

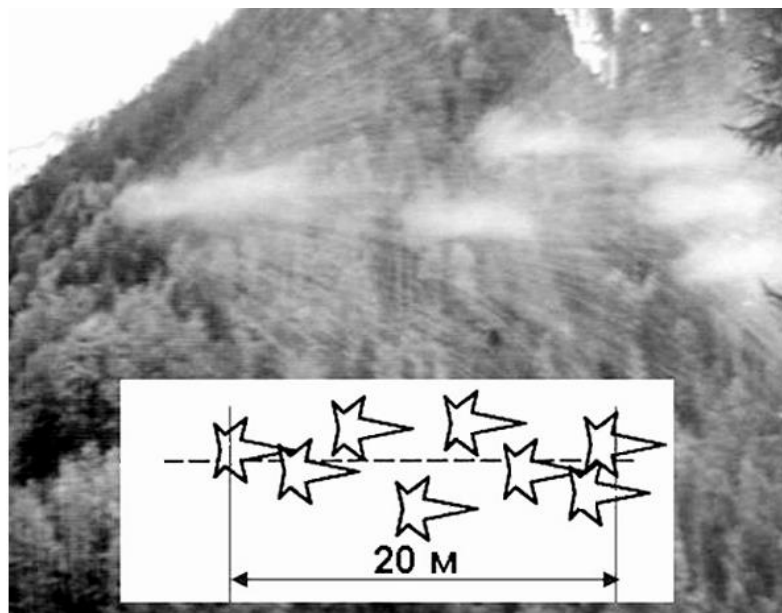


Рисунок 1.3 - Розкид точок підриву снаряду[19]

Варіювати часом підриву дозволяє вимірювання дульної швидкості. Зокрема, так, щоб снаряди з різною початковою швидкістю пролетіли ідентичну відстань і одночасно вибухнули в заданій точці простору.

Розкид по дальності при стрільбі 35-мм снарядами на ту ж дистанцію, в результаті врахування зміни дульної швидкості, скоротився в 4 рази - з 20 до 5 м. А це, зауважимо, в кілька разів збільшує щільність осколкового поля (рис. 1.4). Дане явище має особливе значення при стрільбі по повітряних малорозмірних цілях, таких як БПЛА і ракети.

Також виробник пропонує варіант оборони в режимі «Нитка перлів», коли снаряди підриваються на заданій відстані один від одного одночасно, це дозволяє відбутися обрахунок зміни дульної швидкості кожного снаряда та наявність програмованого електронного підривника. Такий режим представлений на рис. 4 «Нитка перлів»[19] з одночасним підривом десяти 35-мм снарядів ANHEAD/KETF.



Рисунок 1.4 - Режим стрільби "Нитка перлів"[19]

Темп пострілів - 550 постр./хв. Підрив першого снаряда стався на дальності 1200 м, останнього — на дальності 300 м. Відстань між снарядами 100 м. Даний спосіб буде результативний при стрільбі з флангів уздовж лінії окоп або вздовж прямування колони неброньованої техніки. А також, коли відстань до залеглого супротивника або окопа точно визначити неможливо (рис. 1.4).

Розглянемо можливості 30мм боєприпаса AHEAD. Компанія Rheinmetall, поряд з 35-мм боєприпасами AHEAD, розробила аналогічні боєприпаси в калібрі 30 мм (30 x 173 мм) RMC308, що відповідають стандарту НАТО (рис. 1.5). Використання 30-мм боєприпасів у ряді випадків проявляється найкращим. Адже в даному випадку відбувається економія об'єму, який, у свою чергу, займає боєкомплект гармати, на 50% у порівнянні з боєприпасами калібру 35 мм, а в порівнянні з боєприпасами калібру 40 мм - на 75% .

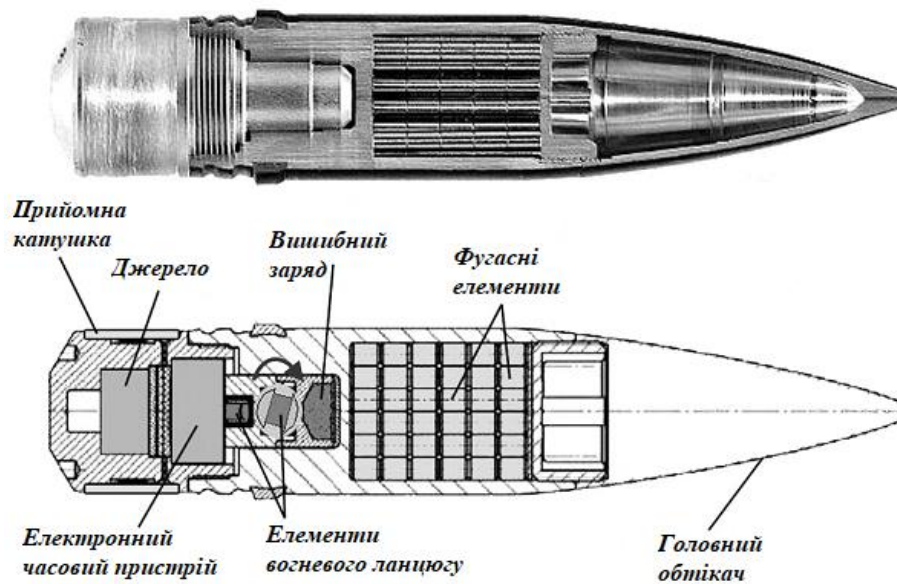


Рисунок 1.5 - Компоненти 30-мм снаряду[1]

Для стрільби з гармат компанії Rheinmetall MK30-2/ABM1 та нової 30-мм автоматичної гармати Wotan, також вживаються боєприпаси калібру 30 мм. У них в дульній частині знаходиться індукційний установник підричника. Однак, ці снаряди можуть використовуватись і для стрільби з американської 30-мм автоматичної гармати Mk44 Bushmaster II компанії Orbital ATK.

Конструктивно 30-мм снаряд боєприпасу RMC308 включає в себе наступні необхідні частини: приймальної катушки, донного підричника із запобіжно-виконавчим механізмом (ПІМ), вишибного заряду та готових фугасних елементів (рис. 1.5). В процесі виникнення 30-мм боєприпасу розробники застосовували вражаючі елементи масою 1,24 г діаметром 4,65 мм. Довжина снаряду - 173 мм, маса - 360 г, маса готових вражаючих елементів - 201 г.

Снаряд поміщений у залізну гільзу. Його швидкість - 1100 м/с. Час програмування снаряда становить 0,002. Час самоліквідації - 8,2 с, що відповідає дальності польоту снаряда близько 4 км.

Донний підричник, компоненти якого ідентичні для 35 та 30 мм снарядів. Він містить в собі приймальні котушки неконтактного програматора (рис. 1.5), електронного тимчасового пристрою з джерелом енергії, електрозапалу, запобіжно-виконавчого механізму з детонатором та вишибного заряду, що містить 0,5 г ВВ. Хоча джерело живлення, електронний тимчасовий пристрій та електрозапал об'єднані в один блок діаметром трохи більше 1 цента (19 мм).

Блок є універсальним для 30 та 35-мм боєприпасів ANEAD/KETF та 40-мм гранат. Генератор, який активується при перевантаженні пострілу, використовується, як джерело живлення. Це означає, що збільшується термін зберігання боєприпасу, оскільки у підривнику відсутня батарея.

Електронний ступінь запобігання унеможливорює процес програмування боєприпасу на час підриву менш ніж 64 мс. За цей час при швидкості 1100 м/с снаряд відлетить на 70 м, що дозволить уникнути підриву боєприпасу в безпосередній близькості до зброї. Усі біти інформації, що надходить на приймальну котушку снаряда, програмуються подвійним імпульсом, що сприяє підвищенню його захищеності. Якщо програмування підривника не відбувається, то снаряд самоліквідується через 8,2 с. Стріляти через куші та гілки дерев без підриву боєприпасу дозволяє відсутність у підривнику пристрою контактного підриву.

1.2 Огляд та переваги можливих форм головних обтікачів

Зовнішні форми передніх обтікачів вагомо впливають на аеродинаміку всієї ракетниці вцілому. При проектуванні носової частини потрібно враховувати і той фактор, що форма впливає на величину аеродинамічних сил і моментів та її аеродинамічні властивості також будуть впливати й на інші елементи корпусу. Крім того, обводи передньої частини повинні забезпечувати таке обтікання газовим потоком, при якому реалізується

мінімальне число зон з вихровими течіями. Такі течії є не лише джерелом динамічного навантаження, але й джерелом акустичних коливань, які можуть негативно впливати на працездатність. Через можливість виникнення таких проблем виникає необхідність створювання аеродинамічних моделей для здійснення їх досліджень та продування в аеродинамічних трубах. Також до моделей головних обтікачів висуваються підвищені вимоги щодо якості поверхонь, тому їх виготовлення традиційними методами вимагає значних затрат часу, коштів, трудомісткості та високої кваліфікації фахівців.

Враховуючи велике різноманіття головних обтікачів, існує галузевий стандарт на «Моделі літальних апаратів для аеродинамічних випробувань. Загальні вимоги до контролюючих параметрів та розмірів» - ОСТ 1 02608-87 [1].

Даний стандарт встановлює вимоги до:

- граничних відхилення контролюючих параметрів моделі;
- Відхилення розмірів розсташування місць кріплення моделей;
- Шорсткість поверхні моделі.

Враховуючи те, що даний стандарт відноситься до літальних апаратів типу літак та вертоліт, при розробці моделей головного обтікача ракет приймемо наступні вимоги:

- Аеродинамічна модель повинна бути виготовлена з максимальним відхиленням зовнішніх контурів по 8 квалітету;
- Коефіцієнт запасу розрахункових елементів конструкції вибираються виходячи з умов експлуатації, але не менше 3;
- Шорсткість поверхонь повинна бути не більше $Ra=1.25 \text{ мкм}$, якщо немає особливих вимог до цього параметру;

- Зовнішні поверхні, на яким не передбачено спеціальні види покриттів чи обробки повинні бути покриті антикором і їх середня твердість повинна характеризуватись в проміжку $HRC=25\div 42$.

При підготовці моделі до випробувань в аеродинамічній трубі, важливо також дотриматись таких вимог:

- На моделі необхідно розсташувати отвори діаметром 0.5-0.8мм. Кожен отвір повинен з'єднуватись герметичним каналом з датчиком дренажної трубки з міді або нержавіючої сталі. Дана система повинна витримувати необхідну продувку стиснутим повітрям з тиском 3-4 кгс/см² з метою видалення стружки та бруду після механічної обробки. Також необхідно після попередньої операцію всю модель обробити спиртом або обезжирювачем.
- Кожен дренажний канал необхідно перевірити на герметичність тиском, який дорівнює розрахунковому перепаду тиску. Люба можливість негерметичності системи повинна бути виправлена.

Наступним кроком в написанні дисертації буде обґрунтування та вибір правильної та необхідної нам форми головного обтікача ракети. Адже геометрична форма відіграє важливу роль в формуванні повітряних потоків та вагомо впливає на метод виготовлення та обробки поверхні деталі.

Вибір форми носової частини будемо здійснювати залежно від аеродинамічних можливостей кожної з форм. Опираючись на дані, взяті з «Аеродинаміка елементів літальних апаратів» [2], аеродинамічний опір фюзеляжу залежить від геометричних якостей деталі. Зустрічається велика кількість форм, але найбільш поширені саме тіла, симетричні відносно осі.

Логічно, що найбільші сили супротиву можна спостерігати при формі носової частини у вигляді плоского торця. В цьому випадку основну долю супротиву буде відігравати опір тиску, а опір тертя буде складати значно меншу частину в порівнянні з попередньою силою. Змінивши форму носової частини

від плоскої до сфероподібної можна значно змінити опір в сторону зменшення. Величина аеродинамічного опору залежить від значень чисел Re і M_∞ , де Re – число Рейнольдса, яке характеризує обтікання рідиною перешкод та підкоряється закону подібності, згідно з яким подібні системи з однаковими числами Рейнольдса ведуть себе однаконо. M_∞ - число Маха, яке характеризує ступінь стиснення повітря і характер пов'язаних з цим змін в обтіканні тіла зустрічним потоком.

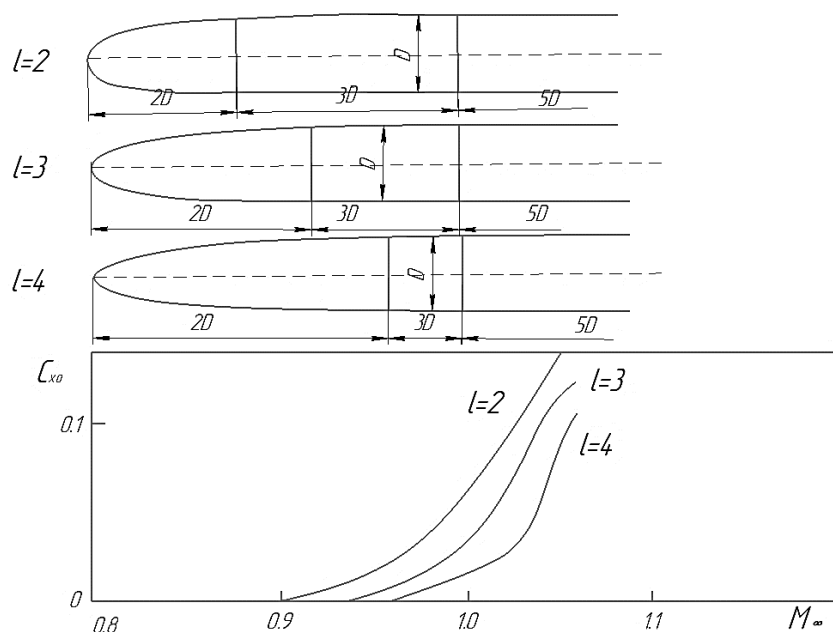


Рисунок 1.6 - Залежність коефіцієнт хвильового опору носової частини з різними подовженнями від числа M_∞

При числі $M_\infty \sim 0.7$, тіла з напівсферичною формою спостерігається збільшення коефіцієнту лобового опору. Початок створення надзвукової зони, із збільшенням степеня затуплення проводиться зміщенням в менші швидкості (залежність $c_{x0} = f(M_\infty)$). Таким чином зовнішня оболонка літальних апаратів створює обтікаючу форму. Опір тертя при дозвукових швидкостях цієї форми складається із 3/4 опору тертя і 1/4 опору тиску. Величина опору тиску для тіл обертання, якими являються носові частини літаків, складає 5-10 % від загальних сил, які діють на фюзеляж. Решту сил складає опір тертя.

У тіл з овальною формою носової частини великого подовження виникає хвильовий опір. Це відбувається при виникненні великих дозвукових швидкостей ($M_\infty > 0.9$). Його наростання обходиться повільніше.

Резюмуючи, можна сказати, що вирішальний вплив на величину $M_{кр}$, тобто, на хвильовий опір фюзеляжу, здійснює форма подовження носової частини. Найменша величина розрідження, при подовженні носової частини, а отже, і найвище значення $M_{кр}$, визначає для контуру рівняння.

$$\vec{r} = \frac{2r}{D} \left[4 \frac{x}{2l_n} \left(1 - \frac{x}{2l_n} \right) \right]^m \quad (1.1)$$

При $m = 0.4$, тобто більше повного, ніж еліпс.

В даному випадку:

l_n - довжина носової частини;

D – максимальний діаметр носової частини, рівний діаметру циліндричної частини;

x - поточна координата уздовж поздовжньої осі від носової частини;

r - радіус поперечного перерізу носової частини при координаті x .

Результати експериментальних досліджень коефіцієнтів лобового опору (тиску і тертя) загострених носових частин конічної і овальної форми при нульовому куті атаки зображені на рис. 2. Дослідження при дозвукових і надзвукових швидкостях були проведені в діапазоні чисел Re от $Re_d = 6.65 \cdot 10^6$ при $M_\infty = 0,6$ до $Re = 19.5 \cdot 10^6$ при $M_\infty = 4,0$. За лобовим опором носових частин була присутня циліндрична частина з подовженням В якості порівняння, на графіку показано залежності для напівсферичних носових частин, триманих в під час досліджень.

Оскільки подовження конічних і овальних носових частин були вибрані співпадаючими (за виключенням півсфери), - контури конусів цілком вписувались в контури овалів.

Отже, опір носових частин суттєво залежить від величини їх подовження, а при заданому подовженні – від форми контуру.

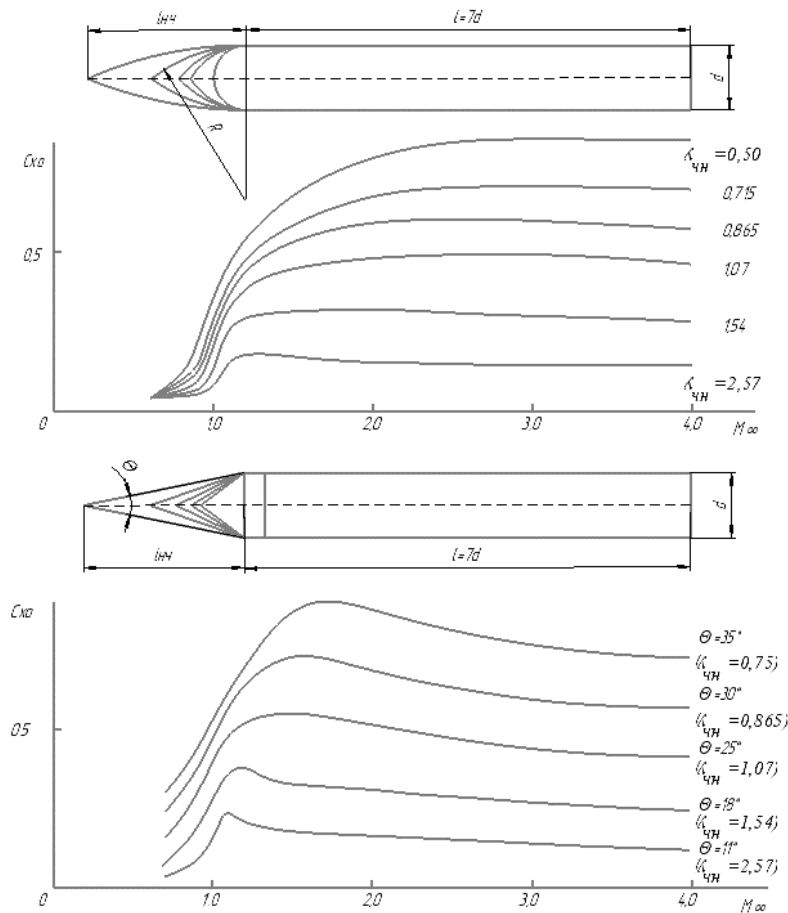


Рисунок 1.7 - Вплив форми і подовження носової частини тіла обертання на її коефіцієнт лобового опору в залежності від числа M_{∞}

З попереднього рисунку можна зробити висновок, що при однаковій величині подовження носових частин конічній формі належить менший кут при вершині, ніж в овальній. Тому, значення числа M_{∞} збільшується до надзвукової області. Величина опору овальної носової частини виявляється меншою, ніж в конічній. Особливо велику різницю можна спостерігати у носових частини з досить малою величиною подовження. При малих подовженнях та в області трансзвукових значень M_{∞} , особливо проявляється перевага опору при використанні овальної форми. Значно менший торцевий опір овальних носових частин пов'язаний з тим, що високі значення тиску, який прикладається на кінчику носової частини, розповсюджується на меншу площу, а менше значення тиску, прикладене на решту контуру овала (з меншим місцевим кутом нахилу), розповсюджені на більшу площу. При

трансзвукових та малих надзвукових швидкостях в районі кінчика знаходиться зона високого тиску з подальшим його зменшенням по решті частини контуру. По мірі збільшення швидкості потоку кут нахилу головної хвилі зменшується та високий тиск за ним в області кінчика розподіляється на більшу частину овального контуру. При $M_\infty \sim 4,0$ тиск вздовж контуру носової частини досягає значення, яке оприділяється інтегралом тиску спокійного потоку по частинах контуру з відповідними кутами нахилу. При великих значеннях числа Маха опір конічних і овальних форм наближається до однакових значень та різниця буде залежити лише від форми овальної частини. Висновко з попереднього тезису можна зазначити, що оптимальною стосовно опору буде носова частина з поступовою овальною формою.

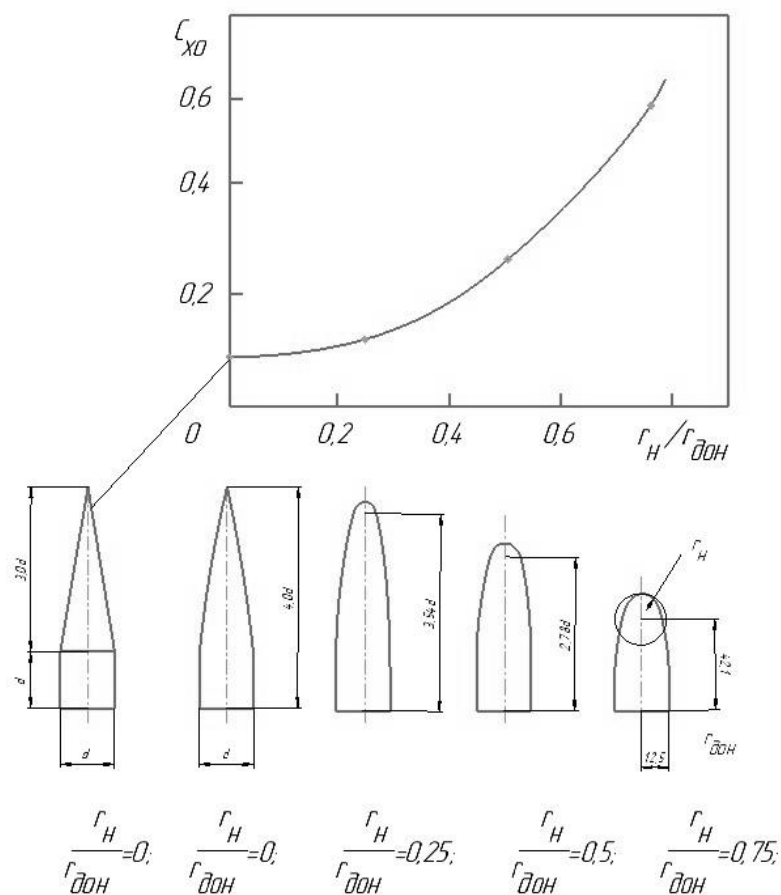


Рисунок 1.8 - Залежність коефіцієнта лобового опору ($\alpha = 0$) при $M_\infty = 2,72$ від величини притуплення носової частини.

На рис. 1.8 зображено залежність коефіцієнтів лобового опору носових частин овальної і конічної форм при надзвукових швидкостях. Лобовий

супротив представляє собою суму сил тиску і сил тертя на лобову частину, дана величина тиску не входить в величину опору. Заданій моделі закругленої форми притаманний контур, який відповідає мінімальному хвильовому опору для заданої товщини. Рівняння, яке описує задану форму має вигляд:

$$y^2 = \frac{r_{\text{дон}}^2}{\pi} \left[t\sqrt{1-t^2} + \arccos(-t) \right] \quad (1.2)$$

де, $t = 2(x_i/l)$; $r_{\text{дон}}$ – радіус циліндричної частини; x_i – відстань від основи до кінчика моделі; l – довжина даної моделі.

Вершина заданих моделей притуплялась за відповідними радіусами, які зображено на рисунку. З моделями овальної форми порівнювалась модель, яка поєднує в собі комбінацію конуса та циліндру наближеного приблизно до того ж об'єму, як і у моделі овальної форми з гострим кінчиком. Якщо радіус зглаженої частини менший чотирьох радіусів дна, опір збільшується поступово та незначно (рис. 3). Але при подальшому збільшенні радіуса – воно зростає більше. Можна підмітити, що опір деталі з притупленням

$r_n/r_{\text{дон}} = 0,25$ майже таке ж, як і в конічно заточеній моделі. Опір конічної форми при надзвукових швидкостях незначно перевищує опір тіла мінімального опору, це як правило, використовується на безпілотних літальних апаратах. Як конструктивно, так і технологічно конічна затуплена форма є більш простою.

Якщо корпус надзвукового літального апарата буде мати найменший опір носової частини, тоді він досягне найбільших надзвукових швидкостей або найбільшої дальності польоту. Оскільки оптимальними по опору є ступеневі форми носових частин, в даному випадку буде доцільним їх використання. Однією з таких форм є оживало Кармана, контур якого задається в такому вигляді:

$$r = \sqrt{\frac{2}{\pi} \left[\arcsin \sqrt{x} - (1 - 2x) \sqrt{x(1 - x)} \right]}, \quad (1.3)$$

де $r = r/r_{\text{дон}}$; $x = x_i/l$.

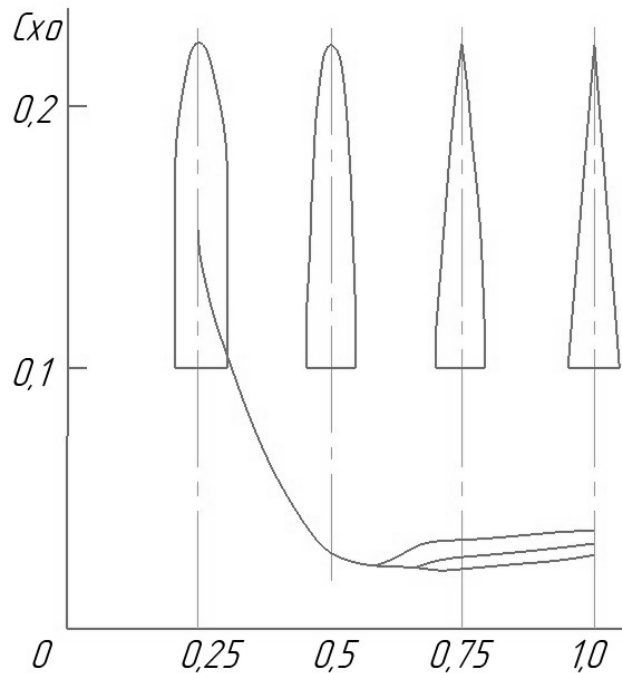


Рисунок 1.9 - Залежність коефіцієнта лобового опору при $M_{\infty} = 6$ від форми носової частини.

Ступенева форма тіла з об'ємом, більшим об'єма конуса цього ж подовження, в 1,2 рази володіє меншим лобовим опром в діапазоні чисел M_{∞} від 1,75 до 3,0 в порівнянні з іншими аналогічними тілами Використання для фюзеляжів оптимально затуплених форм носових частин (замість параболічних) дозволяє знизити коефіцієнт опору фюзеляжа на 10 – 12 %.

На рис.4 наведено залежності, де на величину опору тіла обертання ступеневої форми впливає величина степеня n . За цих умов ілюструються результати досліджень, отримані для тіл обертання з подовженням $\lambda = 6,63$ при $M_{\infty} = 0,6$ в діапазоні чисел Re від $4,37 \cdot 10^6$ до $9,5 \cdot 10^6$. Різке зменшення опору тіла ступеневої форми, може супроводжуватись збільшенням показника степеня до $n = 0,5$. Тоді при $n > 0,5$ величина опору не змінюється, хоча об'єм тіла при цьому зменшується (мінімальним об'ємом володіє конус $n = 1$). В

деяких випадках носові частини конічної або овальної форми виконуються не гострими, а з притуплюванням, найчастіше сферичним. Допускаючи, що розподіл тиску за притупленням такий, як на вихідному (незатупленому) контурі, а на сферичному притупленні - такий, як на півсфері з розташованим за нею циліндром, можна виконати опір носової частини.

При такому допущенні проводиться підсумок опору півсфери з опором частини конуса або овалу відповідно до розмірів притуплення. При надзвукових числах для конічних носових частин, це створює непогані результати. Щодо овальних частин, а особливо для трансзвукових чисел через мінливість тиску по контуру носової частини овальної форми, - такого констатувати не можна.

Для наближеної оцінки приросту хвильового опору (при надзвукових швидкостях) тіла обертання в залежності від величини сферичного затуплення носика можна користуватись формулою:

$$\Delta c_{x \text{ хв}} = 2c_{po} r_n^2, \quad (1.4)$$

де c_{po} - стале число, взяте з додатків; $r = r_n/l$ - співвідношення радіуса сферичного затуплення до довжини тіла.

Для подальшого розвитку теми та коректного вибору оптимального варіанту носової частини ракети, розглянемо кілька патентів відчизняних та закордонних винахідників, які працюють на тему покращення аеродинамічних якостей літальних апаратів, а саме носових частин.

В першу чергу розглянемо патент №2620455C1 [1]. Конкретизуючи даний винахід, який є частиною області авіаційної техніки, варто зазначити, що він відноситься до елементів дозвукових літальних апаратів, а отже, може бути використаний при розробці та створенні осесиметричних носових частин корпусу літального апарата. Конструктивні зміни, направлені на збільшення

швидкості польоту і зменшення аеродинамічного опору виділяються в якості основних в області підвищення ефективності дозвукових літальних апаратів.

Найбільший внесок в аеродинамічний опір, для умов крейсерського польоту, вносить опір поверхневого тертя. Пов'язаний з внутрішнім об'ємом хвильовий опір і індуктивний опір, обумовлені створенням підйомної сили. Технічне рішення направлено на зменшення аеродинамічного опору. Воно пов'язане з обсягом корпус літального апарата і залежить від форми його носової частини. Зміна цієї складової хвильового опору по числу Маха безпосереднім чином впливає на швидкісні характеристики літального апарату.

Нагадаю, від розподілу площі поперечного перерізу в поздовжньому напрямку залежать аеродинамічні характеристики фюзеляжу. За висновками припущень теорії тіла, найменший хвильовий опір серед носових частин однакового подовження

$$\lambda = \frac{L}{D} \quad (1.5)$$

де L та D - довжина і діаметр носової частини та має означало Кармана.

Подальше зменшення хвильового опору досягається затупленням носової частини по торцю[4]. Підкреслюючи відомі технічні рішення, носова частина є найбільш близькою до них. Вона зображується твірною Рябушинського та спеціальним чином забезпечує сталість газодинамічних функцій на поверхні.

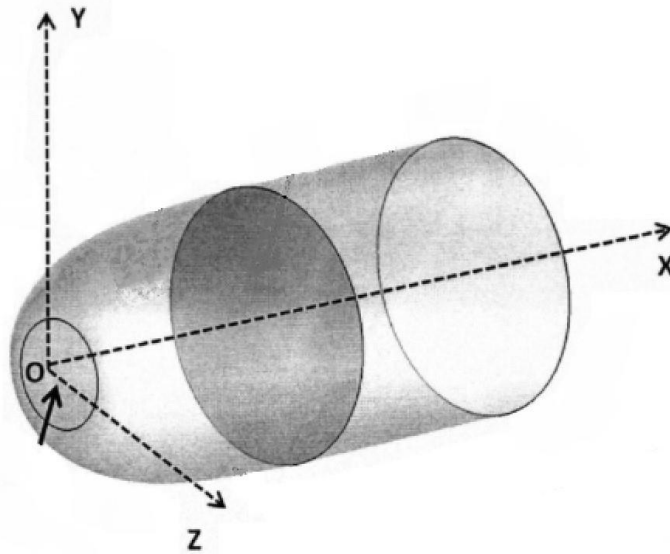


Рисунок 1.10 - Носова частина в вигляді напівкаверни Рябушинського.

Серед технічних рішень, прийнятої за прототип, носова частина, зі створюючої Рябушинського є найбільш близькою. Її метою є забезпечення сталості газодинамічних функцій на поверхні (Вишинський В.В., Кузнецов О.М. Дослідження обтікання носових частин тіл обертання з котра утворює Рябушинського // Праці ЦАГІ. 1995. Вип. 2571.), (Барінов В.А., Болсуновський А.Л., Бузовєря Н.П., Кузнецов О.М., Скоморохов С.І., Чернишов І.Л.

Дослідження обтікання навколосвуковим потоком газу моделі літака з носовою частиною фюзеляжу у вигляді полукаверни Рябушинського // Доповіді Академії наук. Механіка. 2007. Т. 416. №4).

Ознаками прототипу є осесиметрична форма, виконана з плоским переднім торцем. Бокова поверхня гладко зістикована з переднім торцем і з центральною частиною корпус летательного апарата. Таке явище пускає в хід дозвуковий діапазон швидкостей. Вимозі збільшення критичного числа Маха відповідає умова сталості коефіцієнта тиску на поверхні носової частини. Коли застосовуються носові частини фюзеляжу у вигляді полукаверни Рябушинського, в діапазон великих швидкостей польоту зміщується утворення хвильового опору.

Втім, це утворення містить у собі звужування. Оскільки з ростом відносної товщини тіла або зі зменшенням подовження носової частини, критичне число Маха зменшується. Технічне рішення ґрунтується на застосуванні теорії нестисливої рідини. При числах Маха воно не враховує зростання аеродинамічного опору.

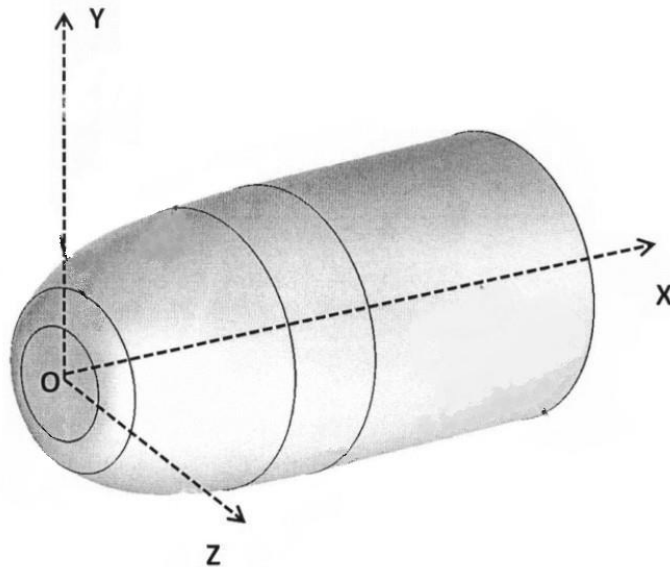


Рисунок 1.11 - Носова частина, представлена в патенті.

Даний винахід містить у собі завдання і технічні результати. Зокрема, розробку осесиметричної носової частини фюзеляжу літального апарату зі зменшеним аеродинамічним опором в діапазоні великих дозвукових швидкостей польоту. Носова частина, затуплена по торцю і обмежена площинами переднього плоского торця, стикування з центральною частиною фюзеляжу, опукла бокова поверхня виконана з трьох гладко зістикованих елементів - і є рішення завдання і технічний результат.

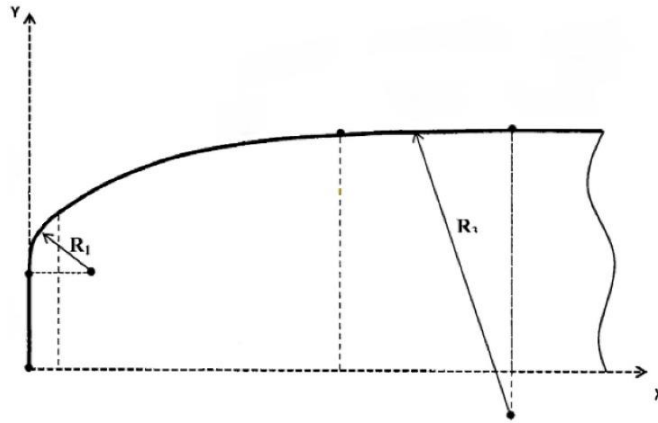


Рисунок 1.12 - Носова частина і основні геометричні параметри в перерізі.

Перший і третій елементи мають утворене у вигляді дуг кіл з радіусами R_1 і R_3 , рис. 1.12. Тому перший елемент гладко зістикований з переднім торцем, а третій - з центральною частиною фюзеляжу. Утворення другого елементу бічної поверхні математично виражено у вигляді залежності радіуса r - відстані до осі симетрії, від поздовжньої координати x - відстані до переднього торця, де n - показник ступеня, x_c і r_c - координати, що визначають точку стикування другого і третього елементів, A - параметр, що визначає відносний розмір переднього торця.

$$r = r_c \left[\frac{x}{x_c} + A \left(1 - \frac{x}{x_c} \right)^n \right] \quad (1.6)$$

З умови мінімізації лобового опору в діапазоні великих дозвукових швидкостей польоту, вибрані значення геометричних параметрів. Також залежно від подовження λ носової частини фюзеляжу, встановлено відповідні діапазони зміни геометричних параметрів носової частини фюзеляжу у $0.2 \leq A \leq 0.8$, $0.12 \leq n \leq 0.25$.

Серед практичних елементів носової частини фюзеляжу є бокова поверхня, передній торець і плоскі стиковки з центральною частиною фюзеляжу (рис. 1.10 і 1.11). Геометричні параметри цього утворення задаються в циліндричній системі координат (рис. 1.12). Початок координат знаходиться в площині переднього торця, вісь X спрямована уздовж осі симетрії вниз по потоку.

Відомо, що носова частина корпусу летального апарату має бічну поверхню. Один із трьох елементів (рис. 1.11) носової частини фюзеляжу з утвореною у вигляді дуги кола радіусом R_1 гладко примикає до переднього торця. Третій елемент носової частини фюзеляжу має творчу у вигляді дуги кола з радіусом R_3 і гладко примикає до центральної частини фюзеляжу. Утворюючи другого елементу бічній поверхні носової частини фюзеляжу математично виражена у вигляді залежності радіуса r - відстані до осі симетрії, від поздовжньої координати x - відстані до переднього торця.

Наслідком є покращення розподілу аеродинамічного навантаження по поверхні носової частини корпусу летального апарату. Сполучене з об'ємом фюзеляжу зменшення опору здійснено за допомогою збільшення тиску в околиці переднього торця і його зменшенням на значній за площею частині поверхні, що становить до 50% від довжини носової частини. Проте в порівнянні з прототипом, обсяг носової частини збільшений (рис. 1.13).

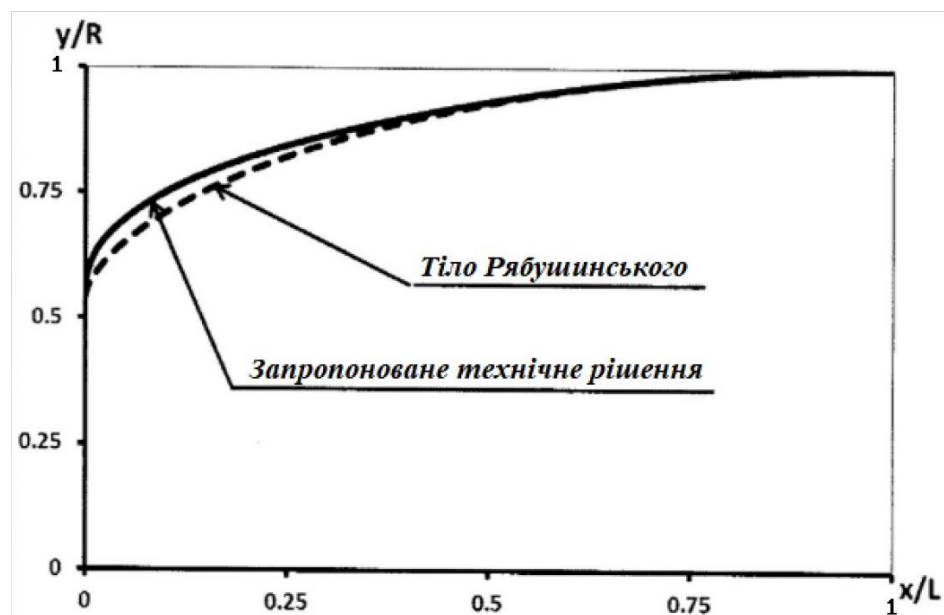


Рисунок 1.13 - Співставлення профілю носових частин.

Аналізуючи характеристики носової частини корпусу літального апарата, можна зробити висновки, що основний факт, який впливає на конструкцію носової частини це - лобовий опір. Він складається з опору поверхневого тертя і хвильового опору, пов'язаного з об'ємом носової частини фюзеляжу. Зміна коефіцієнта лобового опору C_x носової частини фюзеляжу з подовженням $X = 0\%$ в залежності від числа Маха показує, що різке збільшення опору носової частини фюзеляжу з утворюючої Рябушинського починається при $M = 0.86$. Також зростання опору може зміщуватись в бік більших значень числа Маха. Зокрема, для носової частини фюзеляжу з бічною поверхнею. Носові частини фюзеляжу мають практично однакові характеристики по аеродинамічному опору в масштабі помірних швидкостей польоту ($M \leq 0.8$).

Отже, констатуючи вищезазначені факти, можна дійти висновку, що завдяки існуванню відповідних ознак пропонованого технічного рішення, досягається технічний результат зменшення аеродинамічного опору в діапазоні великих дозвукових швидкостей польоту.

Як зазначалося вище, характерні ознаки технічного рішення полягають в тому, що бокова поверхня носової частини фюзеляжу включає в себе три, спрофільовані певним способом, елементи.

Наступним пунктом роботи буде розгляд та аналіз моделі головного обтікача, взятого із статті «Національного Журналу Новітніх Відкриттів в Науці, Інженерії та Технологіях»[5].

У цьому документі представлений детальний огляд роботи над аеродинамічним дослідженням PLF S. Irish Angelin, S. Senthilkumar. [4]. Це дослідження охоплює CFD -аналіз потоку в трансзвуковій області. Перевірка була здійснена за допомогою проведення дослідження конвергенції сітки. Конфігурація носової частини повинна бути такою, щоб вона містила максимально можливе корисне навантаження та зберігала аеродинамічну форму з можливістю утримувати навантаження ракети-носія значно нижче

розрахункового навантаження. Ця стаття спрямована на вивчення та зменшення нестационарних рівнів тиску, а отже, і аеродинамічні навантаження в трансзвуковій області, тобто при числі Маха від 0,7 до 1,2. Стандартна форма носової частини - це конусно-циліндрова комбінація. В даному дослідженні проводились досліди форми обтікача, який зображено на рис. 1.14, досліджено порівняння параметрів з використанням різних чисел Маха від 0,7 до 1,2 з кроками 0,05. Отримані результати такі:

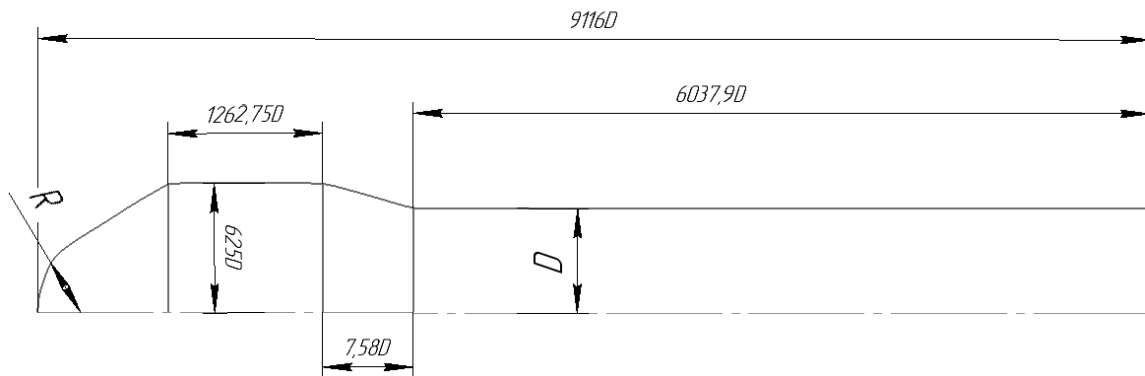


Рисунок 1.14 - Двовимірний вигляд обтікача

Існує розрив у кривизні поверхні на різних місцях з'єднання центральною частиною ракети. Цей розрив впливає на розподіл тиску. Число Маха на підході до кришки носа знаходиться в дозвуковій області. Як тільки потік наближається до кришки носа, утворюється точка застою. Швидкість у цій точці застою дорівнює нулю. Після цього моменту, потік прискорюється, коли

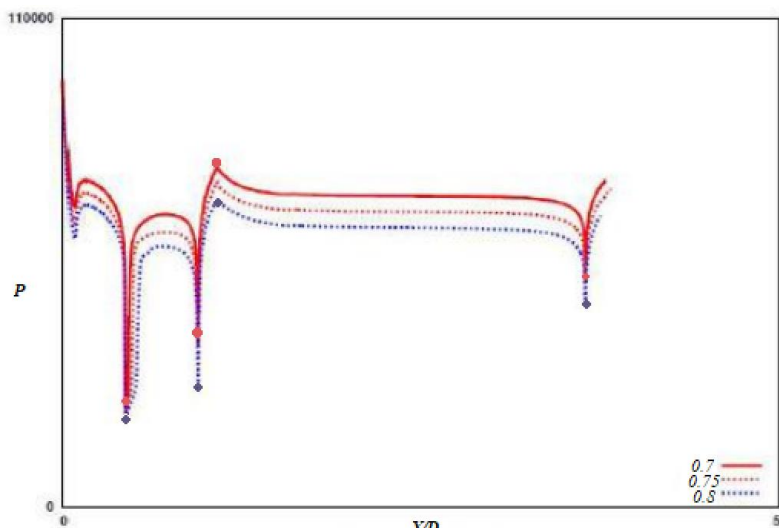


Рисунок 1.15 - Різниця тисків при $M = 0,7-0,8$.

він протікає вздовж носового конусу і з часом стає дозвуковим, поки не досягне з'єднання з циліндром. Потік намагається повернути властивості вільного потоку, коли він тече вздовж циліндра. На рис.

1.15-1.17 показано зміну тиску з нерозмірною довжиною X/D для чисел Маха від 0.7 до 0.8, від 0.85 до 1.0 та відповідно від 1.05 до 1.2.

На рис. 1.15 можна спостерігати, що пікове значення тиску знаходиться в точці застою. У міру подальшого розширення потоку стає очевидним падіння тиску. Потік розширюється вздовж сферичної носової кришки. У кришці носа змінилася геометрія з'єднання і тиск збільшується за рахунок позитивного градієнта. Далі тиск залишається майже постійним у конусній області або дещо зменшується.

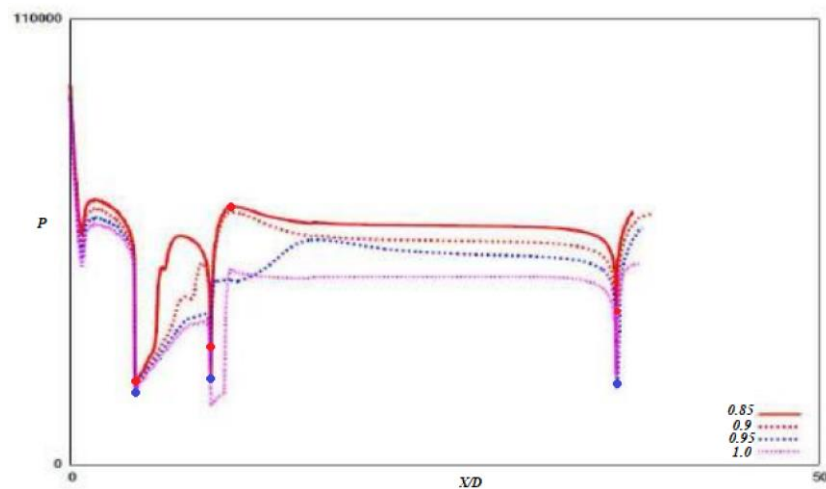


Рисунок 1.16 - Різниця тисків при $M = 0,85-1,0$.

З рис. 1.15-1.16 можна підмітити, що зі збільшенням числа Маха в місці контакту рухається в напрямку хвостової області ракети. На рис. 1.17 видно, що ударна хвиля зменшується числами Маха від 1,05 до 1,2. Зі збільшенням числа Маха розширення потоку зростає.

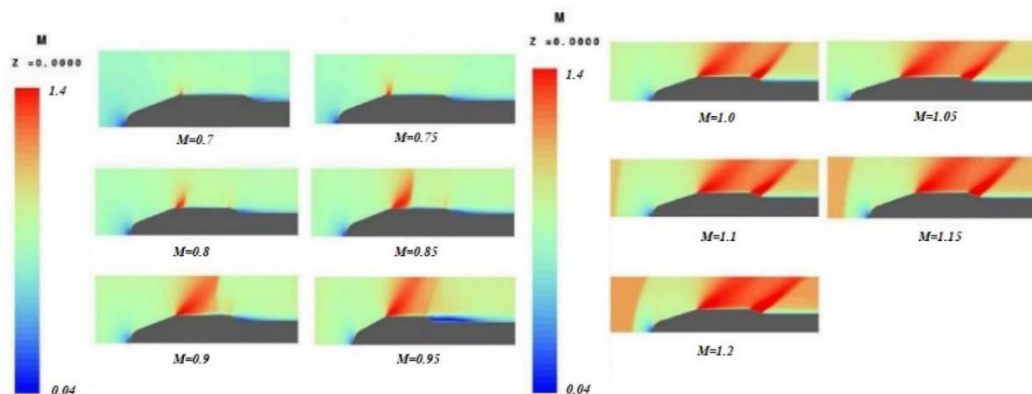


Рисунок 1.17 - Розподіл числа Маха по носовій частині.

Поділ потоку не відбувається при малих числах Маха в трансзвуковому режимі, і відбувається короткий поділ потоку для чисел Маха в діапазоні від 0,85 до 0,9. На рис. 1.17 видно, що поділ потоку не відбувається, коли число Маха знаходиться в діапазоні від 1,0 до 1,2.

Висновок: вивчаючи конкретні приклади, можна побачити, що зі збільшенням числа Маха удар відбувається наближено до кормового корпусу циліндра. Біля області конусного циліндра утворюються хвилі розширення і вони збільшуються із збільшенням числа Маха. Також спостерігається, що при збільшенні числа Маха від 0,7 до 0,95 відбувається повітряний удар, отже, сила ударних хвиль також змінюється залежно від числа Маха.

2 ВИБІР ФОРМИ ТА ОПИС ОСНОВНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ

2.1 Вибір форми макету головного обтікача ракети

В цьому розділі проекту проаналізуємо та виберемо форму головного обтікача. Також проведемо розрахунки функції, яка описує форму нашого тіла та розрахуємо обтічність нашого загостреного конусу.

Проаналізувавши сказане у попередній частині роботи та виділивши основні порядки проектування головного обтікача ракети, можемо зробити власні висновки та вибрати кінцеву форму. В теоретичній аеродинаміці разом з точними розроблено ряд стандартних рішень, що в свою чергу дозволяє значно спростити розрахунки форми. За основне джерело інформації та аналізу оберемо патент №2243489C1 [6]. В патенті сказано, що функція, яка описує носову частину являє собою монотонно зростаючу у напрямку до циліндричної частини гладку, яка не має точок перегину функцію і складається з двох елементів, перший з яких виконаний по дузі кола з центром на осі обтічника, а другий елемент виконаний по кривій статичної функції, відповідно до винаходу, форма утворююча носову частину обтічника додатково забезпечена третім елементом, виконаним по дузі кола з центром на лінії, перпендикулярній поздовжній осі обтічника і лежить в площині стику носової і циліндричної частин.

На рис. 2.3 зображено носову частину, яка складається з трьох основних частин: частина №1 представлена дугою, радіусом 3.8мм центр якої розташований на осі симетрії головного обтікача, частина №2 являє собою параболу, яка описується функцією:

$$\begin{cases} x(t) = 2 + 2t^2 \\ y(t) = 3t \\ 1 \leq t \leq 3 \end{cases} \quad (2.0)$$

Третя частина отриманого обтікача описується дугою, дотичною до попередньої частини.

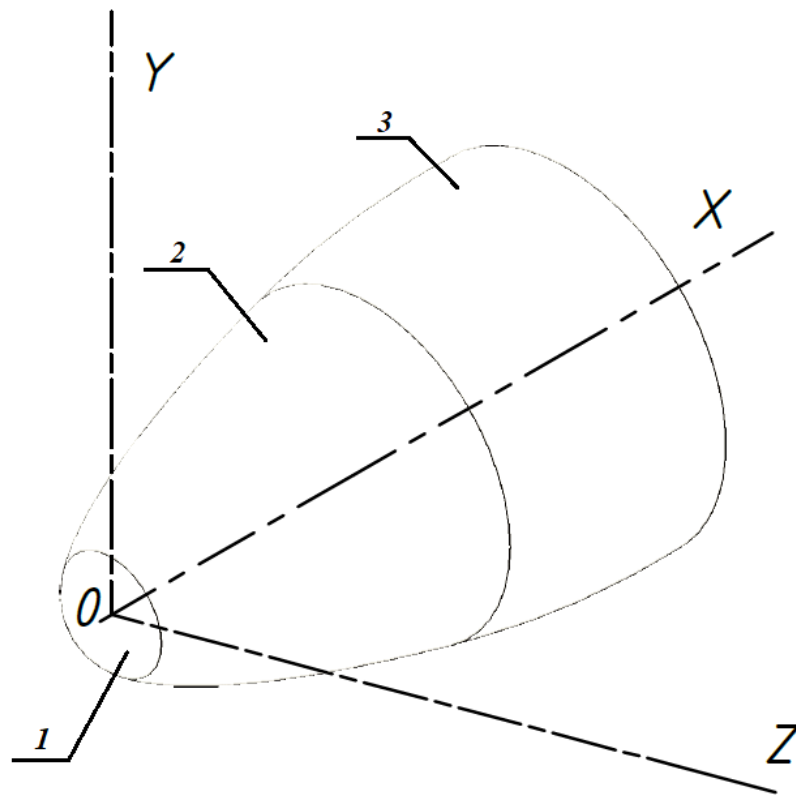


Рисунок 2.1 - Зображення спроектованого обтікача.

Теоретично, дана форма обтікача дозволяє зменшити кути зустрічі набігаючого потоку на частинах №1 та №2, які вносять основний вклад в коефіцієнт лобового супротиву, а також зберігає всі позитивні якості, притаманні для обтікача.

2.2 Розрахунок властивостей головного обтікача

Проведемо розрахунок коефіцієнту тертя носової частини літального апарату. Для подальшого аналізу дії МАО на аеродинамічні якості носової частини літального апарату, саме коефіцієнт тертя допоможе визначити нам зміни динамічних якостей обробленої деталі.

Коефіцієнт тертя корпусу вичисляють за формулою:

$$C_{X \text{ тр.корп.}} = \frac{2C_{f M=0}}{2} \eta_M \frac{F_{\text{корп}}}{S_{\text{м корп}}} \quad (2.1)$$

де $F_{\text{корп}}$ – площа поверхні корпусу (без площі дна);

$2C_{f M=0}$ – подвоєний коефіцієнт тертя в незжитаємому потоці;

η_M – коефіцієнт, який враховує вплив зжимаємості на опір тертя.

При розрахунку $C_{X \text{ тр.корп.}}$ для носової частини, на відміну від плоских форм, в ній необхідно враховувати, що при однакових умовах коефіцієнт тертя конуса більше терт плоскої пластини з хордою, яка рівна довжині площини конуса в 1.73 рази для ламінарного і в 1.17 рази для турбулентного граничного слою.

Так, як провести експеримент з урахуванням впливу шорсткості поверхні на аеродинамічні якості, то подвоєний коефіцієнт тертя порахуємо, як для змішаного граничного слою:

$$2C_{f M=0} = \frac{0,91}{(\lg R_e)^{2.38}} \left(1 - \overrightarrow{x_t} + \frac{40\overrightarrow{x_t}^{0.625}}{R_e^{0.375}} \right)^{0.8} \quad (2.2)$$

Число Рейнольдса знаходять відносно довжини корпусу:

$$R_e = \frac{a_{\infty} M_{\infty} L_{\text{корп}}}{\mu} \quad (2.3)$$

де M_{∞} - число Маха для набігаючого потоку;

$L_{\text{корп}}$ – довжина корпусу;

μ – коефіцієнт кінематичної в'язкості;

a_{∞} - швидкість звуку на заданій висоті.

Відносні координати точки переходу $\overrightarrow{x_t}$ знаходять по формулі:

$$\vec{x}_t = \min \left\{ \frac{10^n}{R_e}; \frac{L_H}{L_{\text{корп}}} \right\} \quad (2.4)$$

$$n = 5 + [1.3 + 0.6M_\infty(1 - 0.25M_\infty)] \left\{ 1 - \left(\frac{\lg(\frac{h_W}{L_{\text{корп}}} R_e - 1)}{\frac{2.2 + 0.7664M_\infty^2}{1 + 0.312M_\infty^2}} \right)^2 \right\}^{0.5} \quad (2.5)$$

де

h_W – середня висота бугорків шорсткості поверхні;

L_H – довжина носової частини.

Коефіцієнт η_M , який враховує вплив числа Маха на опір тертя знаходять за формулою:

$$\eta_M = (1 + 0,1M_\infty^2)^{-0,125} \quad (2.6)$$

Для нашого випадку оберемо значення числа Маха $M_\infty = 4,5$.

Звідси

$$\eta_M = (1 + 0,1 * 4,5^2)^{-0,125} = 0.870$$

Розрахуємо решту формул, необхідних для знаходження коефіцієнту тертя:

В першу чергу, для початку розрахунків необхідно визначити число Рейнольдса, значення коефіцієнта кінематичної в'язкості та швидкості звуку на заданій висоті було взято з додатків [10].

$$R_e = \frac{332,52 * 4,5 * 0,03}{1,71 * 10^{-5}} = 2625;$$

Значення степеня, який використовується в розрахунку координати точки переходу:

$$n = 5 + [1.3 + 0.6 * 4.5(1 - 0.25 * 4.5)] \left\{ 1 - \left(\frac{\lg(\frac{1.6 * 10^{-6}}{0.03} Re - 1)}{\frac{2.2 + 0.7664 * 4.5^2}{1 + 0.312 * 4.5^2}} \right)^2 \right\}^{0.5} = 5.495$$

Відносна координата точки переходу:

$$\overrightarrow{x_t} = \min \left\{ \frac{10^{5.495}}{2625}; \frac{28}{30} \right\} = \min\{119.08; 0.93\};$$

Подвоєний коефіцієнт тертя:

$$2C_{f M=0} = \frac{0.91}{(\lg 2625)^{2.38}} \left(1 - 0.93 + \frac{40 * \overline{0.93^{0.625}}}{2625^{0.375}} \right)^{0.8} = 0.0858$$

Отже, розрахунковий коефіцієнт тертя для нашого обтікача рівний:

$$C_{X \text{ тр.корп.}} = \frac{0.0858}{2} * 0.870 * \frac{0.001478}{0.000452} = 0.279$$

де $F_{\text{корп}} = 1478,8 \text{ мм}^2$ – площа поверхні обтікача; $S_{\text{м корп}} = 452,16 \text{ мм}^2$ – площа Міделевого перерізу, тобто найбільша площа перерізу фюзеляжу площиною, яка перпендикулярна осі обтікача.

Також, розрахуємо коефіцієнт опору тиску носової частини. Сила опору носових частин залежить від їх подовження та контуру. Значення $C_{x \text{ д.н}}$ зростає від числа M_∞ , відповідного приєднання головного скачка ущільнення. При подальшому збільшенні числа M_∞ значення опору поступово зменшується у зв'язку з збільшенням кута нахилу приєданого стрибка і зменшенням втрат енергії в ньому. На рисунках 14-15 зображено коефіцієнти опору конічних і оживальних носових частин різного подовження.

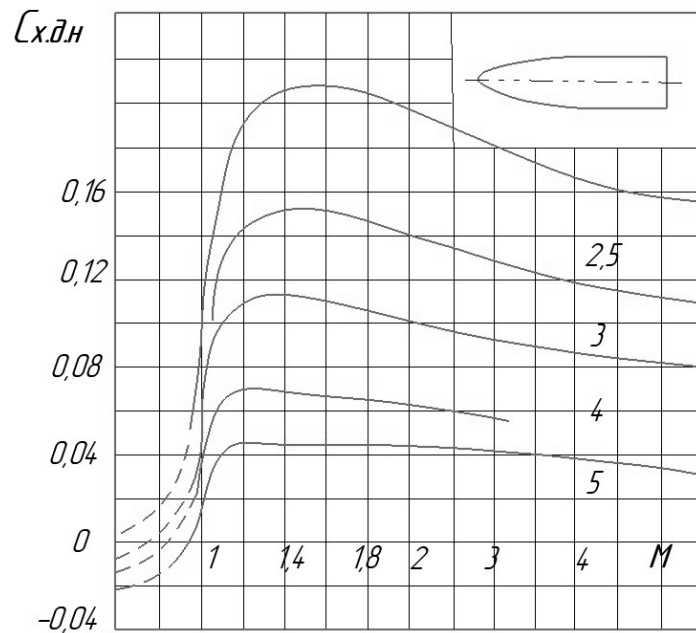


Рисунок 2.2 - Коефіцієнти опору носових частин оживальної форми.

При однаковій величині подовження носових частин кінцева форма має кут при вершині менший, ніж у оживальна. Тому у оживальної носової частини приєднання головного стрибка відбувається при великих значеннях M_∞ . Менший лобовий опір оживальних носових частин пов'язаний з тим, що великі значення тиску, прикладеного на початковій ділянці носика, поширюються на меншу площу.

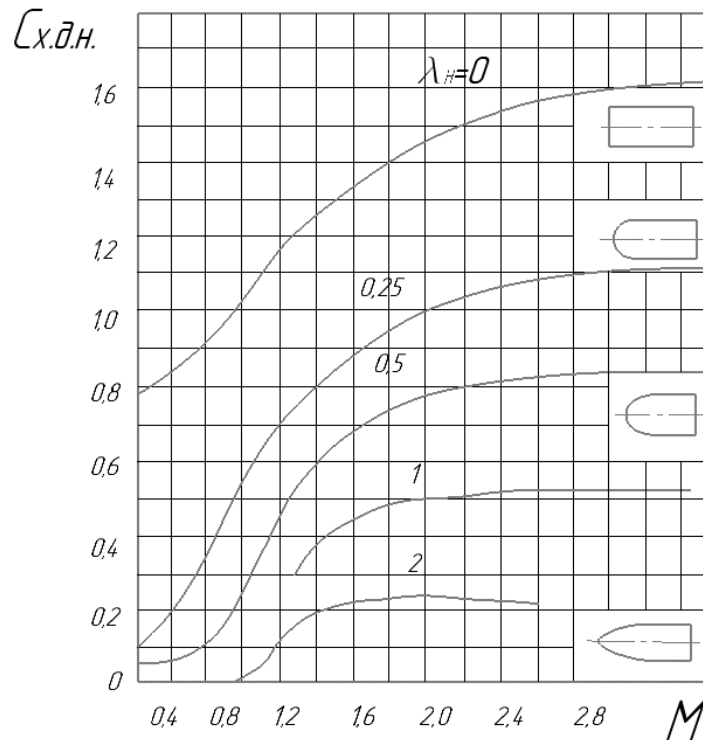


Рисунок 2.3 - Коефіцієнт опору носових частин різної форми.

У нашому випадку, якщо носова частина має параболічні обводи зі сферичним затупленням, розрахунок ведеться за формулою:

$$C_{x,д.н} = C'_{x,д.н} \left[1 - \vec{r}^2 \cos \theta (3,1 - 1,4 \vec{r} \cos \theta - 0,7 \vec{r}^2 \cos \theta) \right] \quad (2.7)$$

де $C'_{x,д.н}$ - коефіцієнт носового опору добудованої (незатупленої) носової частини, величина якого знаходиться згідно рисунку 14.

Кут θ знаходять по формулі:

$$\theta = \arctg \left(\frac{1 - \vec{r}}{\lambda_{н.ож} - 0,5 \vec{r}} \right) \quad (2.8)$$

$\lambda_{н.ож}$ — фактичне подовження затупленої носової частини, яке знаходиться, як відношення довжини носової частини до її діаметру основи.

$$\lambda_{\text{н.ож}} = \frac{L_{\text{н}}}{D} = \frac{30}{20} = 1.5;$$

Відносний радіус затуплення \vec{r} знаходиться, як відношення r до радіусу циліндричної частини R . Тобто

$$\vec{r} = \frac{3,84}{10} = 0,384;$$

Знаючи необхідні невідомі знайдемо кут піврозтвору конуса:

$$\theta = \arctg\left(\frac{1 - 0,384}{1,5 - 0,5 * 0,384}\right) = \arctg\frac{0,616}{1,308} = \arctg 0.470 = 0.439 \sim 24^\circ$$

Розрахуємо коефіцієнт опору тиску носової частини:

$$C_{\text{х,д.н}} = 0,12[1 - (0,384)^2 \cos 24^\circ (3,1 - 1,4 * 0,384 * \cos 24^\circ - 0,7 * (0,384)^2 * \cos 24^\circ)] = 0.08$$

2.3 Розрахунок внутрішніх напружень та стійкості головного обтікача

Як правило, головні обтікачі мають форму тонкостінної оболонки. Такими їх роблять з метою полегшення та реалізації додаткового корисного простору всередині. В нашому випадку логічно буде використати цей простір, заповнивши його готовими фугасно-осколочними елементами. Методику розрахунків було взято з «Міцність і стійкість тонкостінних конструкцій: навчальний посібник»[18]. Для розрахунку напружень розглянемо частину обтікача, яка виконана у вигляді оболонки конічної форми. Перед початком розрахунку приймемо певні умови для спрощення та зведення розрахунків до примітивних: 1) наповнення обтікача поводить себе, як рідина та тиск всередині нього можна оприділяти по барометричній формулі;

2) аеродинамічним тертям по відношенню до тиску можна знехтувати.

Розрахунок оболонки корпусу проведемо по безмоментній теорії. Криві напруження виникатимуть на коротких ділянках, які дотичні до головного наконечника і в даних розрахунках враховуватись не будуть.

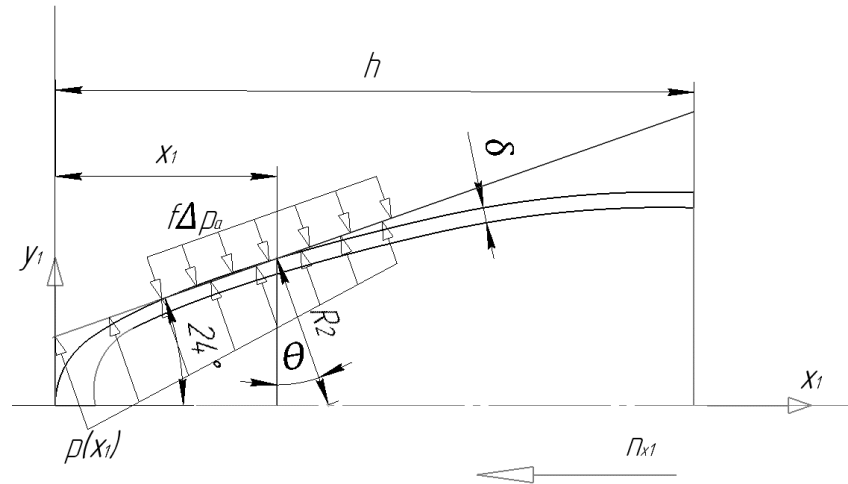


Рисунок 2.4 - Схема навантаження головного обтікача.

З рівняння Лапласа тангенціальне рівняння буде рівним:

$$\sigma_1/R_1 + \sigma_2/R_2 = p_p/\delta, \quad (2.9)$$

де R_1, R_2 – перший та другий радіус кривизни обтікача. Для нашого обтікача приймемо $R_1 = \infty$, $R_2 = r/\cos\theta$ (θ – кут напівроствору конуса) формула 2.8.

Запишемо формули розрахункового та барометричного тиску:

$$\begin{aligned} p_p &= f * (p(x_1) - \Delta p_a), \\ p(x_1) &= \gamma_0 n_{x1} * (h - x_1), \end{aligned} \quad (2.10)$$

де Δp_a – надлишковий зовнішній тиск, який при нульовому куті атаки рівний $const$. γ_0 – питома вага наповнювача, тоді з рівняння (2.9) отримаємо:

$$\sigma_2 = f \frac{(\gamma_0 n_{x1} * (h - x_1) - \Delta p_a) * x_1 * \tan\theta}{\delta * \cos\theta}. \quad (2.11)$$

Визначимо осьові перевантаження обтікача:

$$n_{x1} = \frac{C_{x1} * \rho * V^2 S_m}{2G_0}; \quad (2.12)$$

де C_{X_1} – коефіцієнт сили лобового опору; ρ – щільність повітря; V – швидкість центру мас головного обтікача; S_m – площа міделя; G_0 – маса головного обтікача.

Підставимо значення в формулу:

$$n_{x_1} = \frac{0,08 * 1,3 * (340)^2 * 4,521 \cdot 10^4}{2 * 0,82} = \frac{5,43}{1,64} = 3,31$$

Проглядаючи характер залежності σ_2 від x_1 отримаємо, що при $x_1 = 0$, $\sigma_2 = 0$; Тобто при $\sigma_2 = 0$ получится $\gamma_0 n_{x_1} * (h - x_1) = \Delta p_a$, звідки

$$x_1 = h - \frac{\Delta p_a}{\gamma_0 n_{x_1}}. \quad (2.13)$$

Припустимо, що надлишковий зовнішній тиск рівний:

$$\Delta p_a = \rho g h = 1,38g * 1000 = 13,5 \cdot 10^3$$

Для визначення точки максимального тангенсiального напруження, візьмемо похідну від σ_2 по x_1 у виразі (2.12) та прирівняємо її до нуля:

$$\frac{d\sigma_2}{dx_1} = \frac{ftg\theta}{\delta * \cos\theta} [\gamma_0 n_{x_1} (h - 2x_1) - \Delta p_a] = 0,$$

Звідти:

$$x_m = \frac{1}{2} \left[h - \frac{\Delta p_a}{\gamma_0 n_{x_1}} \right]. \quad (2.14)$$

$$x_m = \frac{1}{2} \left[0,03 - \frac{13,5 \cdot 10^3}{7874 * 3,31} \right] = 0,024 \text{ м}$$

Максимальне тангенсiальне напруження в точці з осьовою координатою, яка знаходиться за формулою (2.13), рівне:

$$\max \sigma_2 = \frac{\gamma_0 n_{x_1} x_m^2 * tg\theta}{\delta \cos\theta}.$$

$$\max \sigma_2 = \frac{7874 * 3,31 * (0,024)^2 * 0,445}{0,913\delta}.$$

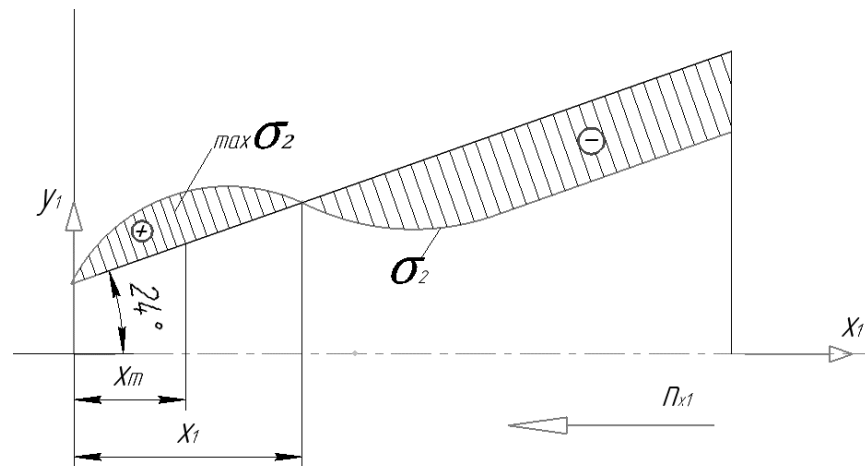


Рисунок 2.5 - Схематичне зображення епюри тангенціальних напружень.

Тепер визначимо меридіальне напруження в оболонці головного обтікача. Для цього необхідно прописати умову рівноваги для частини обтікача між носовою частиною та перерізом, який віддалений від неї на відстань x_1 (рис.2.6). Спроектуємо всі сили, які діють на тіло у виділеній частина та прирівняємо нулю:

$$2\pi * r \delta \cos\theta * \sigma_1 + f(N_a(x_1) - G_H n_{x1} - N_m(x_1) - p(x_1) \pi r^2) = 0,$$

Звідки

$$\sigma_1 = f \frac{[G_H n_{x1} - N_m(x_1) - p(x_1) \pi r^2 - N_a(x_1)]}{2\pi * r \delta \cos\theta}, \quad (2.15)$$

де G_H – вага фугасно-осколочних елементів в вибраній частині; $N_m(x_1)$ – масове навантаження частини головного обтікача, $N_a(x_1)$ – лобовий опір вибраної частини.

Опираючись на попередні розрахунки, запишемо:

$$G_H = \frac{1}{3} \pi r^2 x_1 \gamma_0 = \frac{1}{3} \pi x_1^3 \operatorname{tg}^2 \theta \gamma_0; \quad (2.16)$$

$$N_m(x_1) = \gamma_m n_{x1} \pi r \frac{x_1}{\cos\theta} \delta = \gamma_m n_{x1} \pi * x_1^2 \delta \frac{\operatorname{tg}\theta}{\cos\theta},$$

де $\gamma_m = p_m g$ – ідеальна вага корпусу.

$$N_a(x_1) = qS_m \int_0^{x_1} \frac{\partial c_x}{\partial x} dx,$$

$$\text{де } \frac{\partial c_x}{\partial x} = \frac{r(x_1)}{qS_m} \int_0^{2\pi} \Delta p_a t g \theta * d\theta = \frac{2\pi * \Delta p_a t g \theta}{qS_m} r(x_1),$$

Звідси

$$N_a(x_1) = 2\pi \int_0^{x_1} \Delta p_a x t g^2 \theta * dx = \Delta p_a \pi x_1^2 t g^2 \theta \quad (2.17)$$

Підставивши рівняння (2.15), (2.16), (2.10) в рівняння (2.14) отримаємо:

$$\sigma_1 = f \frac{[\gamma_0 n_{x1} \left(h - \frac{2}{3} x_1\right) + \gamma_m n_{x1} \delta \frac{1}{\sin \theta} - \Delta p_a] x_1 t g \theta}{2\delta * r \cos \theta}. \quad (2.18)$$

З отриманого виразу видно, що:

- 1) $\sigma_1 = 0$, при $x_1 = 0$;
- 2) $\sigma_1 = 0$, при $\gamma_0 n_{x1} \left(h - \frac{2}{3} x_1\right) + \gamma_m n_{x1} \delta \frac{1}{\sin \theta} - \Delta p_a = 0$,

Звідки

$$x_1 = \frac{3}{2} \left[h + \frac{\gamma_m}{\gamma_0} \frac{\delta}{\sin \theta} - \frac{\Delta p_a}{\gamma_0 n_{x1}} \right].$$

Розглянувши вираз (2.17), отримаємо, що максимальне меридіальне напруження виникає на відстані від носової частини, яка рівна:

$$x_1 = \frac{3}{4} \left[h + \frac{\gamma_H}{\gamma_0} \frac{\delta}{\sin \theta} - \frac{\Delta p_a}{\gamma_0 n_{x1}} \right].$$

Епюра меридіальних напружень для оптикача буде виглядати наступним чином:

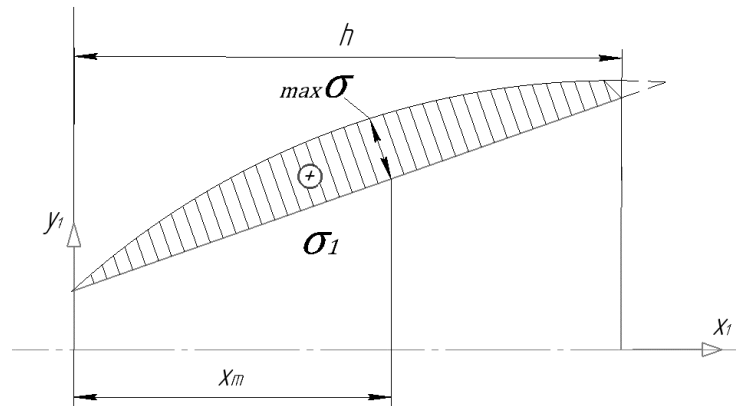


Рисунок 2.6 - Схематичне зображення епюри меридіальних напружень.

Проводячи перевірочний розрахунок на міцність, використовують заздалегідь відому товщину оболонки. Потрібно визначити коефіцієнт запасу міцності та стійкості. Оцінювання можливостей головного обтікача проводять по III теорії міцності [19]. Таким чином, еквівалентні напруження виражаються таким чином:

$$\sigma_e = \max(|\sigma_1|; |\sigma_2|), \text{ якщо } \sigma_1 = \sigma_2;$$

$$\sigma = |\sigma_1| + |\sigma_2|, \text{ якщо } \sigma_1 \neq \sigma_2.$$

$$\text{Коефіцієнт запасу міцності } \eta = \sigma_{1,2}/\sigma_e \geq 1.$$

З епюри еквівалентних напружень (рис. 2.7) можна підмітити, що напруження зростає в сторону стику носової частини та циліндричного корпусу ракети. Також головний обтікач необхідно перевірити на стійкість до зовнішнього тиску.

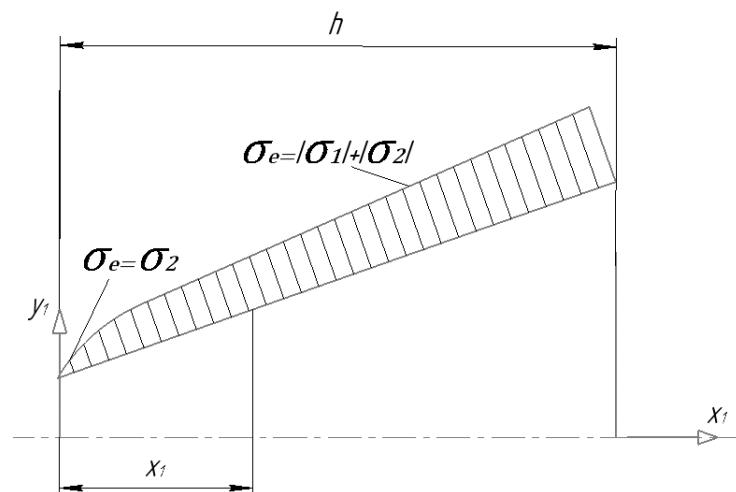


Рисунок 2.7 - Епюра еквівалентних напружень.

Для носових частин, в яких $\theta \leq 25^\circ$, розрахунок критичних тисків проводиться так само, як для циліндрів, але замість його довжини та радіуса необхідно прийняти довжину твірної конуса l і другий головний радіус кривизни R_2 , біля його основи відповідно. Критичний тиск залежить від довжини оболонки на яку діє. Для такого типу оболонок можна використати формулу П.Ф. Папковича [19]:

$$p_{кр} = 0,92 \frac{R_2}{l} \left(\frac{\delta}{R_2} \right)^{5/2} \quad (2.19)$$

тоді коефіцієнт запасу стійкості до зовнішнього тиску буде рівний:

$$\eta_1 = \frac{p_{кр}}{f * \Delta p_a} \geq 1.$$

При проведенні проектувального розрахунку з метою знаходження товщини стінки, то для початку приймається, що попередні запаси міцності і стійкості рівні одиниці, а вже після розрахунку підбираються стандартні значення товщини листа металу.

Знайдемо товщину стінки обтікача:

$$p_{кр} = 1 * f * \Delta p_a = 1 * 1.5 * 13,5 \cdot 10^3 = 20,3 \cdot 10^3$$

Підставивши в формулу 2.18 отримане значення знайдемо товщину стінки обтікача:

$$20,3 \cdot 10^3 = 0,92 \frac{49,1 \cdot 10^3}{33,766 \cdot 10^3} \left(\frac{\delta}{49,1 \cdot 10^3} \right)^{5/2};$$

$$20,3 \cdot 10^3 = 0,92 \frac{49,1 \cdot 10^3}{33,766 \cdot 10^3} \left(\frac{\delta}{49,1 \cdot 10^3} \right)^{5/2}$$

$$\delta = 3,79 \text{ мм}$$

Висновок: в даному розділі проводились розрахунки оптимальної форми головного обтікача. Отримані результати дозволяють провести проектування головного обтікача, який в кінцевому результаті задовільнить всі необхідні критерії та вимоги.

3 СПОСОБИ ОБРОБЛЕННЯ. ОПТИМАЛЬНА ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ

3.1 Способи оброблення поверхні головного обтікача

Одна з основних ідей та цілей наукового проекту це виконати модель головного обтікача з високим класом якості поверхні, що в свою чергу забезпечить низький коефіцієнт тертя при проходженні ракети через щільні шари атмосфери. В цьому розділі буде проведено аналіз можливих технологій фінішного оброблення з метою знаходження методу отримання поверхні з шорсткість $Ra \approx 0.6 - 0.5$ мкм.

Полірування металу представляє собою фінішний етап виготовлення деталей та зразків із металу та його сплавів, який заключається в знятті з поверхні деталі максимально тонкого шару матеріалу. Існує достатня кількість способів фінішного оброблення, які використовуються в промислових виробництвах, а саме:

- Механічний спосіб оброблення;
- Хімічне полірування металу;
- Електрохімічне полірування;
- Полірування з допомогою плазми;
- Лазерне полірування;
- Ультразвукове полірування металу.

Основним результатом полірування поверхні вважається зведення до мінімуму наявність різного роду дефектів, царапин, борозд, слідів корозії та інше. Вимоги та критерії полірування описуються в ГОСТ 9.301-86. Існує поняття класу полірування, яке встановлюється рівнем шорсткості поверхні, виміряне мікроскопом і профілографом. В нашому випадку необхідно досягти 10-11 класу полірування, який описується шорсткістю 0,8-0,4 мкм та гладкою поверхнею з характерним зеркальним блиском.

Детальніше розглянемо відомі способи фінішного оброблення поверхні. Одним із найбільш поширених та універсальних способів **механічного**

оброблення металу вважають метод шліфування виробів з допомогою полірувальної машинки. Для полірування механічним методом використовують шліфувальні станки, які обладнені еластичними войлочними і матер'яними кругами з нанесенням на них спеціальних полірувальних паст, які включають в себе мікропорошок, зв'язки та добавки абразивних частин, які діють на оброблювану поверхню металу. Типова полірувальна паста містить в собі ~70% абразиву та 30-40% зв'язуючих речовин.

До переваг даного методу можна віднести його простоту, універсальність та дешевизну. Механічна обробка металу забезпечує середню по кількості продуктивність важкість оброблення та потребує високої кваліфікації працівників. Основним недоліком даного методу можна вважати вимушене використання ручної праці на етапі полірування виробів, механічне очищення не дозволяє налагодити безперебійну роботу промислових автоматизованих ліній.

Суть **хімічного способу** оброблення металу полягає в тому, що всю роботу на поверхні деталі виконує спеціальний розчин, в склад якого входять хімічні реагенти та кислоти. Розчин необхідно нагріти до певної температури, яка залежить від складових металевого сплаву, після чого виріб із металу занурюється в розчин з допомогою спеціальних державок на кілька хвилин. Між металом та хімічним розчином відбувається реакція, внаслідок якої руйнується дефектний шар виробу.

В даному методі немає необхідності використовувати ручну працю. Обробка металу в розчині відбувається рівномірно по всій поверхні деталі, але після процедури поверхня деталі набуває матових властивостей. В порівнянні з механічним методом необхідно також підмітити значно меншу трудоемкість процесу, але в хімічному обробленні притаманні наступні недоліки: технологічна складність, високий відсоток браку, токсичність процесу та висока вартість утилізації відходів виробництва.

Електрохімічне полірування металу на перший погляд відбувається так само ж, як і хімічна. Деталь за принципом попереднього методу необхідно занурити в рідину, але також потрібно забезпечити прохідність електричного току через виріб. Для того, аби виріб набув ідеальної гладкості, необхідно щоб струм прискорив процес руйнування оксидного шару, утворюючи ледь помітні заглиблення та тріщення на поверхні металу, що в свою чергу руйнує поверхневий шар. До недоліків даного методу відносять необхідність регулярної зміни хімічного розчину та надмірно великі витрати електричного струму.

Процес **полірування металу за допомогою плазми** виконується у наступний спосіб. Виріб занурюється в хімічний розчин з подальшим проведенням через нього електричного розряду. Даний метод можна порівняти з електрохімічним способом очищення. Електролітно-плазмовий спосіб має на увазі використання нешкідливого розчину, що отримується із солей амонію. Як результат електроплазмового полірування є не лише дзеркальний блиск та ідеальна гладкість, але й додатковий захист від корозії.

Перевагою процедури **полірування металу лазерною установкою** є те, що немає необхідності додатково використовувати різного роду поліролі, розчинники та абразивні частинки. За допомогою подачі імпульсів світла, лазерний пристрій впливає на поверхню металевих виробів. Виріб не можливо пошкодити, оскільки в імпульса світла недостатньо довжини. Але може відбутись розщеплення пошкоджених частинок металу. Враховуючи це, якщо виріб вимагає глибокого чищення, на ту саму ділянку поверхні металу доведеться обробляти кілька разів.

Полірування металу з допомогою **ультразвукового оброблення** відбувається за умови утворення сколів та тріщин на поверхні деталей, що забезпечує відшарування поверхневого шару металу. Такий метод є особливо дієвим у тому випадку, якщо матеріал не є провідником електричного струму і не може виступити як анод при електрохімічному очищенні.

До уваги варто прийняти метод фінішного оброблення, який ґрунтується на магнітно-абразивній обробці (МАО) поверхні деталі. Цей метод реалізується при русі заготовки і абразивних зерен відносно один одного в магнітному полі. Унікальність МАО полягає у застосуванні магнітно-абразивних порошкових композиційних матеріалів з певними властивостями у слабких магнітних полях. Також до особливостей можна віднести особливу кінематику руху інструментів, що обробляються. Технічними пріоритетами є наявність шорсткості поверхостей складної форми з $Ra < 0,1-0,2$ мкм для різного класу та типу матеріалів. Також до технічних переваг слід віднести формування поверхневого шару з підвищеною твердістю, залишковою напругою, градієнтною структурою та родуктивність. Продуктивність даного методу у 4-5 разів вище, ніж у традиційних методів шліфування і полірування. Бонусом даного методу в нашому випадку можна вважати рівномірне зміцнення поверхонь, що обробляються. Існують і економічні переваги. До них належать усунення непродуктивної ручної праці, автоматизація полірувального процесу та фінішної обробки.

3.2 Знаходження оптимального технологічного процесу.

Розібравшись з методами фінішного оброблення головного обтікача ракети, перейдемо до вирішення питання виготовлення деталі, а саме вибір та написання технологічного процесу виготовлення. З метою підвищення якості проектної роботи проведемо роботу над аналізом можливих процесів виготовлення та методами реалізації моделі обтікача.

Першочергово наведемо основні вимоги до виготовлення деталі. Покажемо необхідні показники (технологічні, експлуатаційні, економічні), які є логічними вимогами до виготовлення оболонки обтікача.

Основні логічні вимоги для виготовлення головної частини ракети:

A1.Осьове биття конусу;

A2. Шорсткість поверхонь;

- A3. Точність виготовлення;
- A4. Геометричні відхилення профілю;
- A5. Твердість поверхні;
- A6. Шорсткість носової частини обтікача;
- A7. Стійкість корпусу;
- A8. Надійність кріплення;
- A9. Низька собівартість;
- A10. Економія матеріалу;
- A11. Зниження собівартості;
- A12. Підвищення техніки безпеки та охорони праці;
- A13. Підвищення екологічної безпеки;
- A14. Підвищення коефіцієнту використання матеріалу;
- A15. Корозійна стійкість;
- A16. Вібростійкість;
- A17. Виготовлення працівниками низької кваліфікації;
- A18. Товарний вигляд;
- A19. Зменшення вартості обладнання;
- A20. Зменшення енерговитрат.

Систематизуємо за групами дані критерії виготовлення і поділимо на технологічні, експлуатаційні та економічні. Заносимо дані в таблицю:

Таблиця 3.1 - Надання критерій.

№	Група показників	Позначення логічних умов
1	Технологічні	A1, A2, A3, A4, A5, A6, A7
2	Експлуатаційні	A8, A15, A16, A18,
3	Економічні	A9, A10, A11, A12, A13, A14, A17, A19, A20.

Проведемо аналіз існуючих технологічних процесів. Користуючись довідниковою літературою виконаємо пошук технологічних процесів, які визначимо, як базові. Для спрощення процесу синтезу виключимо деякі

технологічні операції (контрольні), а для деяких – схожі за характером або суттю процесу об'єднаємо між собою (наприклад, чорнове та чистове шліфування об'єднуємо в один пункт технологічних операцій – шліфування).

Базові маршрути виготовлення деталей типу оболонка головного обтікача:

M1 – технологічний процес на основі токарних робіт.

M2 – технологічний процес на основі штампування заготовок.

M3 – технологічний процес на основі відливання заготовок в металеві форми.

M4 – технологічний процес на основі відлиття по моделям, які випаляються.

Визначення узагальненого маршруту.

Наступним етапом синтезу технологічного маршруту є створення узагальненого технологічного маршруту, що містить в собі всі можливі варіанти для виробництва.

Заготівельні операції:

A₃₁ – Відрізання заготовки;

A₃₂ – Торцювання заготовки;

A₃₃ – Свердління та розточування отвору;

A₃₄ – Точіння заглиблень;

A₃₅ – Чорнове проточування зовнішнього профілю;

A₃₆ – Чистове проточування зовнішнього профілю;

A₃₇ – Штампування заготовки;

A₃₈ – Відпалювання заготовки;

A₃₉ – Залиття металу в кокіль;

A₃₁₀ – Виготовлення разових моделей;

A₃₁₁ – Приготувальні роботи для лиття;

A₃₁₂ – Прокалювання моделі після лиття;

Основні механічні та фінішні операції:

A_{M1} – Механічне шліфування;

A_{M2} – Хімічне полірування;

A_{M3} – Електрохімічне полірування;

A_{M4} – Магнітно-абразивне оброблення;

A_{M5} – Ультразвукове полірування;

A_{M6} – Безцентрове шліфування;

A_{M7} – Гарт в маслі;

A_{M8} – Безцентрове шліфування;

Операції підвищення зносостійкості, маркування, пакування:

$A_{П1}$ – Маркування лазерним гравером;

$A_{П2}$ – Нанесення зносостійкого покриття;

$A_{П3}$ – Очищення в ультразвуковій ванні;

$A_{П4}$ – Маркування методом витравлювання;

$A_{П5}$ – Пакування.

На базі отриманих послідовностей було побудовано граф узагальненого технологічного маршруту, який представлено нижче:

Побудова узагальненого маршруту виготовлення:

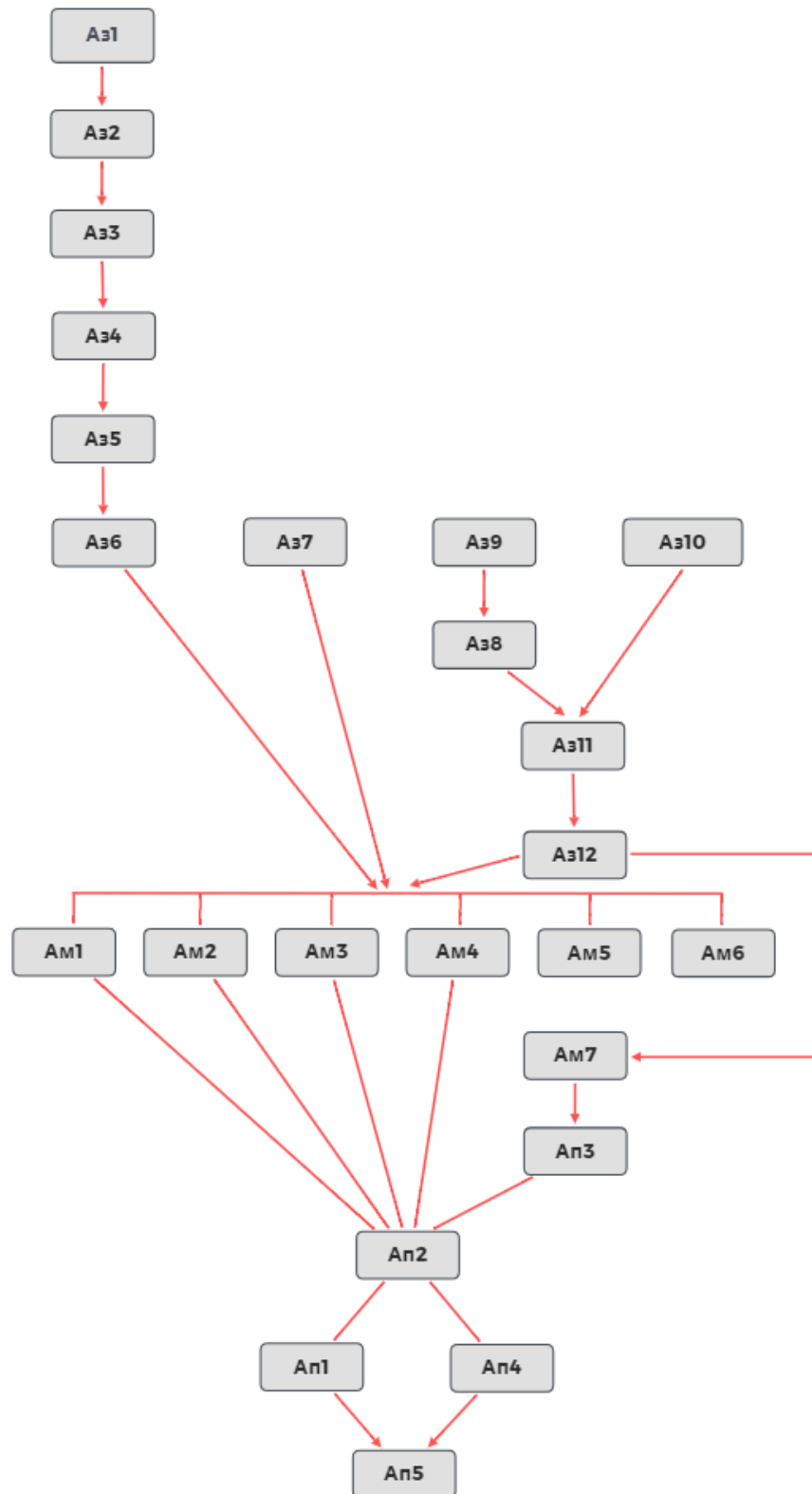
Таблиця 3.2 - Загальний маршрут.

Виробничі цикли	Кодування операції	M1	M2	M3	M4	Узагальнений маршрут
Заготівельний	A_{31}	+	-	-	-	
	A_{32}	+	-	-	-	
	A_{33}	+	-	-	-	
	A_{34}	+	-	-	-	
	A_{35}	+	-	-	-	

	A_{36}	+	-	-	-	
	A_{37}	-	+	-	-	
	A_{38}	-	-	+	+	
	A_{39}	-	-	+	-	
	A_{310}	-	-	-	+	
	A_{311}	-	-	+	+	
	A_{312}	-	-	-	+	
	A_{313}					
Основні механічні та фінішні	A_{M1}	+	+	+	+	
	A_{M2}	+	+	+	+	
	A_{M3}	+	+	+	+	
	A_{M4}	+	+	+	+	
	A_{M5}	+	+	+	+	
	A_{M6}	+	+	+	+	
	A_{M7}	-	-	+	+	
	A_{M8}	-	-	+	+	
	A_{M9}	-	-	-	-	
Підвищення стійкості та пакування	$A_{П1}$	+	-	-	-	
	$A_{П2}$	-	+	+	+	
	$A_{П3}$	-	-	+	+	
	$A_{П4}$	+	+	+	+	
	$A_{П5}$	+	+	+	+	

Побудова узагальненого графа.

Таблиця 3.3 - Граф технологічних маршрутів.



Оцінка технологічних маршрутів виготовлення оболонки носового обтікача.

Таблиця 3.4 - Оцінка технологічних маршрутів.

Виробничі цикли	Кодування операції	Зміст операції	Узагальнений маршрут
Заготівельний	A ₃₁	Відрізання заготовки	A1,A4,A9,A11,A17,A19
	A ₃₂	Торцювання заготовки	A1,A9,A11,A17,A19
	A ₃₃	Свердління та розточування	A1,A4,A9,A11,A16,A17
	A ₃₄	Точіння заглиблень	A1,A4,A9,A11,A16,A19
	A ₃₅	Чорнове проточування зовнішнього профілю	A1,A3,A4,A9,A11,A16
	A ₃₆	Чистове проточування зовнішнього профілю	A1,A2,A3,A4,A6,A16,A18,A19
	A ₃₇	Штампування заготовки	A2,A4,A10,A12,A14,A17
	A ₃₈	Відпалювання заготовки	A2,A5,A7,A15
	A ₃₉	Залиття металу в кокіль	A2,A10,A14,A20
	A ₃₁₀	Виготовлення разових моделей	A9,A10,A11,A14,A19
	A ₃₁₁	Приготувальні роботи для лиття	A3,A9,A10,A12,A14,A17
	A ₃₁₂	Прокалювання моделі після лиття	A2,A5,A15,A18
Основні механічні та фінішні	A _{M1}	Механічне шліфування	A9,A11,A17,A19
	A _{M2}	Хімічне полірування	A2,A3,A4,A9,A15
	A _{M3}	Електрохімічне полірування	A2,A3,A4,A14
	A _{M4}	Магнітно-абразивне оброблення	A1,A2,A3,A4,A5,A6,A13,A15,A16

	A _{М5}	Ультразвукове полірування	A2,A9,A10,A14
	A _{М6}	Безцентрове шліфування	A2,A9,A10,A14,
	A _{М7}	Гарт в маслі	A2,A9,A10,A14
	A _{М8}	Безцентрове шліфування	A6,A9
Підвищення стійкості та пакування	A _{П1}	Маркування лазерним гравером	A10,A11,A13
	A _{П2}	Нанесення зносостійкого покриття	A2,A7,A9,A11,A15
	A _{П3}	Очищення в ультразвуковій ванні	A7,A9,A12,A13,A17,A18
	A _{П4}	Маркування методом витравлювання	A4,A6A9,A11,A17,A18

Оптимізація технологічних маршрутів виготовлення.

Таблиця 3.5 - Оптимізація маршруту.

Код операції	Технологічна група				Експлуатаційна група				Економічна група			
	M1	M2	M3	M4	M1	M2	M3	M4	M1	M2	M3	M4
A ₃₁	2	-	-	-	0	-	-	-	4	-	-	-
A ₃₂	1	-	-	-	0	-	-	-	4	-	-	-
A ₃₃	2	-	-	-	1	-	-	-	4	-	-	-
A ₃₄	2	-	-	-	1	-	-	-	3	-	-	-
A ₃₅	3	-	-	-	1	-	-	-	2	-	-	-
A ₃₆	5	-	-	-	2	-	-	-	1	-	-	-
A ₃₇	-	2	-	-	-	0	-	-	-	4	-	-
A ₃₈	-	-	3	3	-	-	1	1	-	-	0	0
A ₃₉	-	-	1	-	-	-	0	-	-	-	3	-
A ₃₁₀	-	-	-	0	-	-	-	0	-	-	-	5
A ₃₁₁	-	-	1	1	-	-	0	0	-	-	5	5
A ₃₁₂	-	-	2	2	-	-	2	2	-	-	0	0
A _{М1}	-	-	-	0	-	-	-	0	-	-	-	4
A _{М2}	-	-	3	-	-	-	0	-	-	-	1	-
A _{М3}	-	3	-	-	-	0	-	-	-	1	-	-
A _{М4}	6	-	-	-	2	-	-	-	1	-	-	-

A_{M5}	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
A_{M6}	-	-	-	1	-	-	-	0	-	-	-	3
A_{M7}	-	-	1	1	-	-	0	0	-	-	3	3
A_{M8}	-	1	-	-	-	0	-	-	-	1	-	-
$A_{П1}$	0	-	-	-	0	-	-	-	3	-	-	-
$A_{П2}$	-	2	2	-	-	1	1	-	-	2	2	-
$A_{П3}$	-	1	1	1	-	1	1	1	-	4	4	4
$A_{П4}$	2	2	2	2	1	1	1	1	3	3	3	3
$A_{П5}$	0	0	0	0	1	1	1	1	3	3	3	3
ΣC_{ij}	23	11	16	11	9	4	7	6	28	18	22	30
ΣA_{ij}	10	6	10	10	10	7	10	10	10	7	10	10
N_i	2,3	1,83	1,6	1,1	0,9	0,58	0,7	0,6	2,8	2,6	2,2	3

Визначення загальних потужностей технологічних процесів.

Таблиця 3.6 - Визначення потужностей процесів.

	M1	M2	M3	M4	Мопт
A_{31}	2	-	-	-	-
A_{32}	3	-	-	-	-
A_{33}	7	-	-	-	-
A_{34}	6	-	-	-	-
A_{35}	6	-	-	-	-
A_{36}	8	-	-	-	-
A_{37}	-	6	-	-	-
A_{38}	-	-	8	8	8
A_{39}	-	-	4	-	-
A_{310}	-	-	-	5	-
A_{311}	-	-	12	12	12
A_{312}	-	-	8	8	8
A_{M1}	-	3	-	-	-
A_{M2}	-	-	3	-	-
A_{M3}	-	3	-	-	-
A_{M4}	3	-	-	-	-
A_{M5}	-	-	-	-	-
A_{M6}	-	-	-	3	-
A_{M7}	-	-	6	6	6

A_{M8}	-	3	-	-	-
$A_{П1}$	3	-	-	-	-
$A_{П2}$	-	6	6	-	6
$A_{П3}$	-	9	9	9	9
$A_{П4}$	12	12	12	12	12
$A_{П5}$	12	12	12	12	12
ΣC_{ij}	62	54	80	75	73
ΣA_{ij}	10	8	10	9	8
N_i	6,2	6,75	8	8,3	9,2

За основу вибору оптимального технологічного маршруту виступає досягнення максимальної потужності отриманого технологічного процесу. Потужність процесу визначається, як відношення кількості проведених операцій до суми їх технологічних критеріїв. Існує багато способів спростити визначення маршруту та обійти граф. Аналіз узагальненого графу (табл. 3.3) та синтез оптимального маршруту було проведено за алгоритмом надання критерій у вигляді потужності шляху. Даний алгоритм реалізовано на базі мови програмування Python. Критерії вибору вершин полягає в пошуку оптимального шляху в глибину на скільки це можливо. Сам алгоритм представлено в Додатку А.

Результати синтезу:

$$A_{31} \rightarrow A_{32} \rightarrow A_{33} \rightarrow A_{34} \rightarrow A_{35} \rightarrow A_{36} \rightarrow A_{M4} \rightarrow A_{П1} \rightarrow A_{П4} \rightarrow A_{П5}$$

Дані представлені на рис. 3.1 враховують в собі отримані результати прямим синтезом та синтезом з допомогою написаного алгоритму.

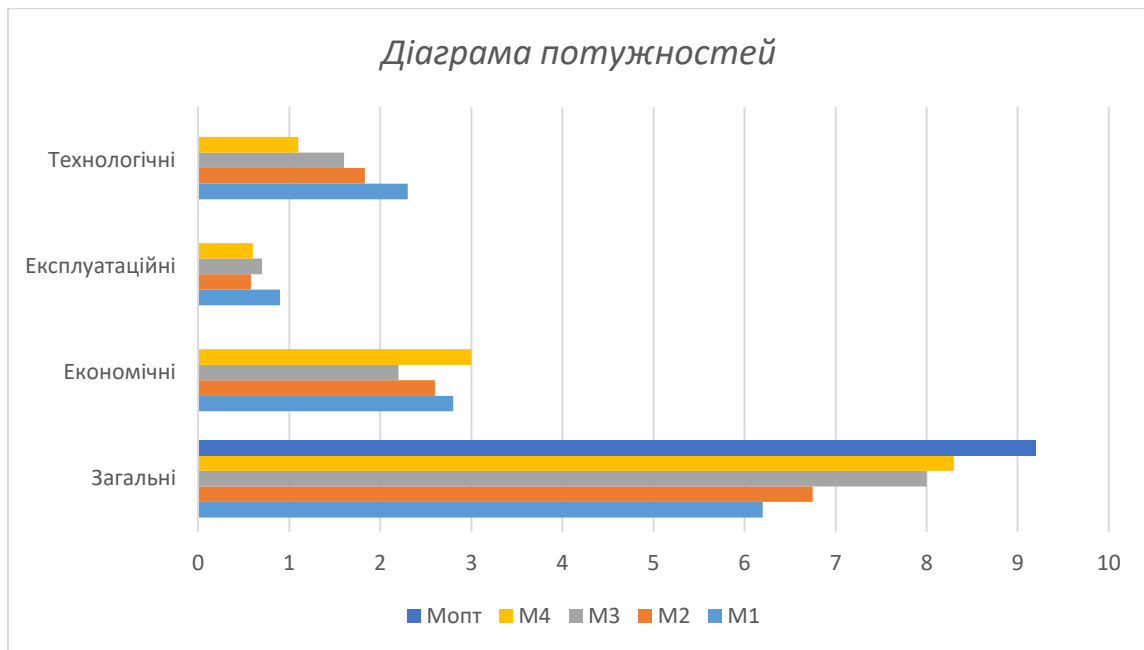


Рисунок 3.1 - Діаграма потужностей виробництва.

Результативно та обґрунтовано вибрано базовий технологічний процес, який ґрунтується на токарній обробці деталі.

Висновок: в даному розділі наукового проекту було досліджено відомі способи фінішного оброблення поверхонь деталей та обрано найкращий з них, який задовільняє наші вимоги. Також було проведено аналіз та вибрано оптимальний технологічний процес для виготовлення оболонки головного обтікача моделі ракети. Методом побудування графу було надано певні критерії відбору та структуровано визначено процес, який задовільняє потреби для виготовлення моделі.

4 МАГНІТНО-АБРАЗИВНЕ ОБРОБЛЕННЯ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА.

4.1 Процес магнітно-абразивного оброблення обтікача

Основним питанням даного проекту постає виявлення впливу методів магнітно-абразивного оброблення на стан поверхні та її характеристики. За мету вважається дослідження впливу на шорсткість та твердість поверхні деталі. За об'єкт дослідження вибрано модель обтікача, розробленого в попередніх частинах роботи. Основним приладом для обробки деталі приймемо експериментальний верстат для МАО деталей складної форми типу кільцевої ванни з великим робочим зазором. Дана установка застосовується для обробки різнотипного різального інструменту (PI), лопаток ВМД та інших циліндричних та складнопрофільних деталей. Зазначену схему реалізовано на дослідно-промисловому вертикально фрезерному верстаті типу ОЦ – Іжевськ.

Надбудова до вертикально-фрезерного верстата (рис. 4.1) складається з магнітної системи (1), встановленої на нерухомому горизонтальному робочому столі та універсальній головці (4), яка кріпиться до шпинделя верстата, який має можливість рухатися у вертикальному напрямку. Вісь шпинделя збігається з вертикальною віссю магнітної системи. Магнітна система складається з розгалуженого, симетричного магнітопроводу з коаксіально розташованими полюсними наконечниками (9), які утворюють між полюсами кільцеву робочу зону (2), яка заповнюється МАП, який під дією магнітного поля формується в процесі обробки МАІ (10). Середній діаметр кільцевої робочої зони дорівнює 200 мм, її висота – 30 мм, ширина – 35 мм. Така конструкція дає можливість обробляти деталі різної просторової форми та в широких межах їх розмірів. Магнітна індукція у вільному від МАП міжполюсному просторі може регульовано змінюватись у межах 0,02 – 0,5 Тл, що достатньо для використовуваної схеми МАО. Верстат забезпечує можливість обертання шпинделя з реверсом діапазон частот обертання 0 – 800 об/хв при плавному її регулюванні. Характеристики верстату взято з

«Магнітно-абразивна обробка деталей складної форми»[11]. Дані характеристики верстату чудово підходять для оброблення нашої деталі та саме тому, на торцевій частині обтікача знаходиться кріпильна частина діаметром 8 мм.

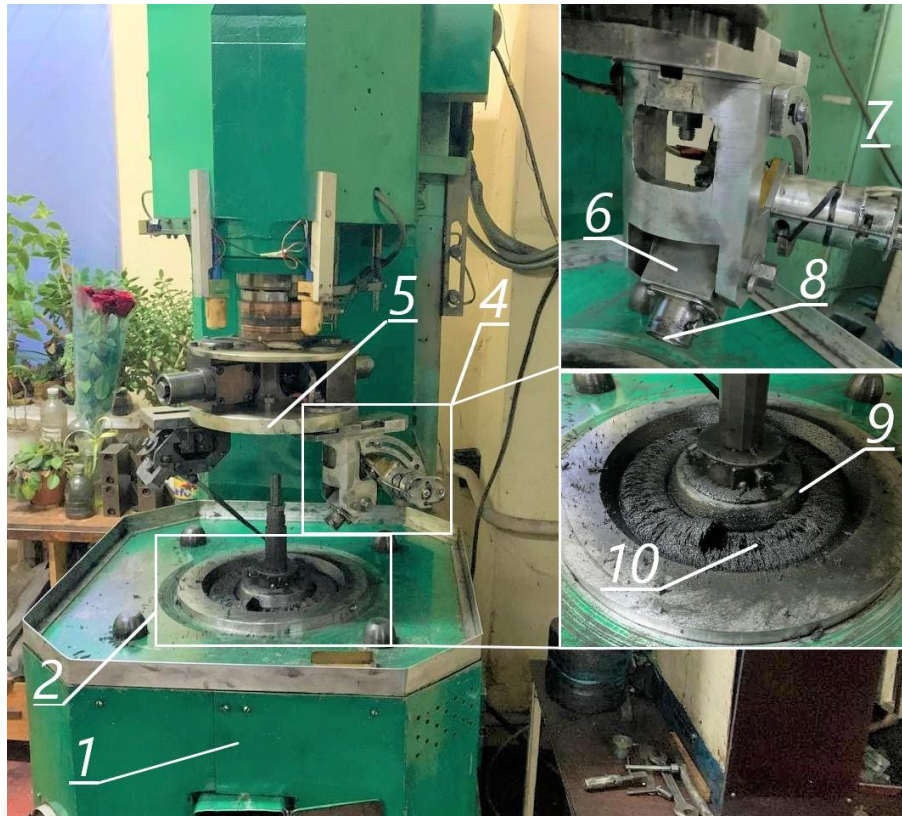


Рисунок 4.1 - Експериментальний стенд для МАО з кільцевим розположенням робочої зони.

Для обробки дослідних зразків використовується універсальна головка, яка встановлюється в шпинделі верстата таким чином, щоб її вертикальна вісь збігалася з віссю магнітної системи і шпинделя верстата, і є базовою плитою (5) на якій з одного боку закріплюється з можливістю повороту навколо вертикальної осі в діапазоні кутів $q = 0 - 90^\circ$ пристрій з мінішпинделем (6), у якому встановлено оправлення з деталлю (8). Оправлення з деталлю може вільно обертатися навколо власної осі та осі мінішпинделя. Мінішпиндель з'єднаний з двигуном постійного струму (7) через редуктор, що забезпечує можливість обертання деталі з реверсом навколо власної осі з регульованою кутовою швидкістю в діапазоні $0 - 800$ об/хв. При МАО оброблювана деталь, закріплена на оправці, може обертатися навколо осі кільцевої ванни разом із

універсальною головкою та навколо власної осі. Обробку можна виконувати за різних режимів – в умовах «натікання» та «стікання» феромагнітного середовища з поверхонь деталей [11].

Окрім аеродинамічних якостей головного обтікача, на його роботопридатність суттєво впливає фізико-механічні властивості поверхневих шарів. Тому для підвищення роботопридатності носової частини важливим вважається формування підвищеної твердості і міцності поверхневих шарів деталі. Використання МАО дозволяє позитивно впливати на вказані властивості, тому його доцільно виконувати після шліфування, як заключна операція механічної обробки.

В процесі реалізації МАО основна робота з диспергування та зміцнення поверхонь виконується за рахунок динамічних сил, тому для деталей просторово складної геометричної форми найбільший вплив на якість обробки мають умови їх базування та переміщення в робочій зоні верстата. Розглянемо вплив різних параметрів МАО формування необхідних властивостей поверхневих шарів. Найбільш ефективна і рівномірна МАО реалізується за похилого їх розташування в кільцевих робочих зонах по відношенню до основного вектора руху – обертання навколо осі кільцевої ванни – під кутами $20^\circ - 40^\circ$ [16].

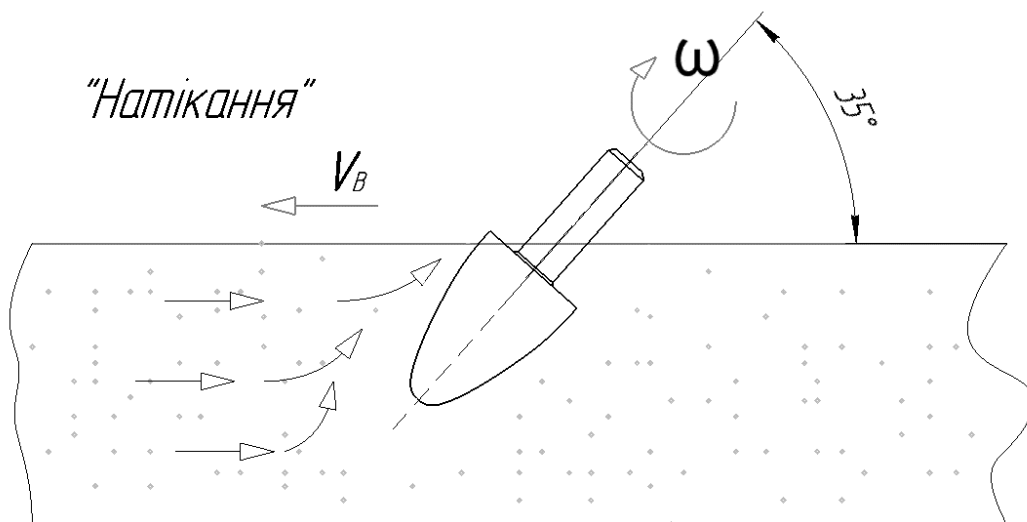


Рисунок 4.2 - Схема МАО моделі обтікача.

4.2 Технологічне забезпечення та умови оброблення

При використанні методу МАО для обробки та формування необхідно прогнозувати можливості викривлення інших робочих розмірів деталей. Тобто, необхідно враховувати той факт, що оброблення таким методом може вплинути на форму профілю обтікача. Встановлено, що тривала обробка в кільцевій робочій зоні призводить до нерівномірного зняття матеріалу з деталі по висоті робочих зон. В результаті цього можливе відбракування деталей.

Опираючись на результати дослідження інтенсивності зняття матеріалу в умовах схожих на наші та наведених в літературних збірниках [16, 17], протягом 3–3,5 хвилин МАО виконується активне формування кромки на зразках. Характерною ознакою початку другої стадії є активне зняття матеріалу, особливо в зоні оброблюваної кромки. При $B=0,5-0,6$ Тл зменшення товщини зразків досягає 0,1–0,2 мм, що у 2 – 3 рази перевищує зміну профілю першої стадії формування. На третій стадії оптимальний профіль і форма зразка вже сформовані, і тому процес обробки найменш інтенсивний. Тому, при обробці деталі обтікача було вирішено притримуватись значення магнітної індикції близько 0,2 Тл.

Можливість отримання високих класів шорсткості поверхні ($Ra < 0,2$ мкм) зі значною продуктивністю без зміни геометрії деталей робить метод МАО максимально привабливим при використанні його на фінішних операціях виготовлення деталей. Підкреслю, що обробка деталей на магнітно-абразивному верстаті з кільцевим розташуванням магнітів дозволяє поєднувати в собі переваги двох методів обробки - безпосередньо МАО і струменевих методів, які забезпечують ефективне зміцнення поверхневого шару деталей, що обробляються. Однак відомі результати не дозволяють достатньою мірою визначити особливості впливу даного виду обробки на стан фізико-механічних характеристик поверхневого шару.

Рациональне використання МАО, як зміцнювально-поліруючої операції в технологічному процесі виготовлення обтікачів неможливе без інформації

про стан поверхні, поверхневого шару деталей та їх експлуатаційних характеристик. Існуючі технологічні ланцюжки виготовлення схожих за формою деталей складаються з:

- 1) Слюсарно-токарної роботи. Яка включає в себе токарний процес на верстаті з ЧПК. Після даного процесу якість поверхні досягає значення $Ra=3.2$ мкм.
- 2) Шліфування поверхні обтікача з допомогою тороїдального віброполірувального верстату.

Заміна процесу обробки на верстатах ВП методом МАО пояснюється недоліками, які притаманні методу віброполірування. Для даного типу деталей доцільно виконувати МАО порошком Феромап з розміром частинок 630/400 мкм протягом 300 секунд при швидкості переміщення вздовж кільцевої ванни 4,5 м/с та магнітної індукції в робочому зазорі 0,2 Тл. Після МАО бажано отримати загальну шорсткість поверхні з $Ra = 0,5-0,7$ мкм.

Також важливу роль в обробленні деталей способом магнітно-абразивної обробки відіграє ступінь заповнення робочої зони МАП. Даний критерій забезпечує рівномірне МАО на довжині всього профілю, продуктивність, ефективність та стабільність оброблення.

Опираючись на дослідження впливу ступеня заповнення робочої зони магнітно-абразивного порошку на рівномірність магнітно-абразивного оброблення повздовжніх тіл обертання взятих із «Магнітно-абразивна обробка деталей складної форми» [11]. Дослідження в даному примірнику проводили над зразками з нержавіючої сталі Х18 та шорсткістю $Ra = 0,7$ мкм. Коефіцієнт заповнення зони МАП риний приблизно $K_z = 0,5-0,25$.

Коефіцієнт заповнення знаходять за формулою:

$$K_z = \frac{m}{\rho_{\text{нас}} * V_B}, \quad (4.1)$$

де $\rho_{\text{нас}}$ – розсипна щільність МАП, m – маса МАП, г; V_B – об'єм робочої зони.

МАО для даного дослідження виконували на установці, зображеній на рис. 4.1 при наступних умовах: Частота обертання зразків по колу ванни – 300 об/хв, час оброблення – 300с, з них 150с в односторонньому режимі, порошок Феромап зернистістю 630/400 мкм, оброблення виконувалось в режимі натікання МАП на зразок.

Опираючись на аналіз залежностей зміни шорсткості поверхні поздовж осі деталі, розташованої при МАО під різними кутами та при фіксованому заповненні ванни K_Z [11]. Було обрано найбільш підходящі умови базування, які забезпечують найкращі результати полірування, а саме $K_Z=0,8$. Вибір ґрунтується на тому, що при цій умові меншою мірою відбувається витіснення МАП в зоні оброблення. Кут базування та входу деталі в МАП було обрано рівний $\sim 35^\circ$.

Всього для дослідження даного методу було виготовлено дві повністю ідентичні деталі (Додаток Б). Щоб досягти максимального повторення моделей обтікачів, токарні роботи проводились на токарному верстаті з ЧПК. Як результат було виготовлено два зразки, які показано на рис. 4.3.



Рисунок 4.3 - Моделі головних обтікачів ракети.

Так, як для наглядного прикладу оброблення достатньо провести експеримент лише з однієї сторони деталі, то токарними роботами по внутрішньому контуру та створення оболонки обтікача було знехтувано. Для простоти фіксації моделей у мінішпинделі верстату, на моделі присутній хвостовик, діаметром 8мм.

Процес МАО для однієї деталі було проведено за такими режимами:

Таблиця 4.7 - Режими МАО.

Критерій	Значення
Порошок та зернистість	Феромап, 630/400
Частота обертання у кільцевій ванні	300 об/хв.
Частота обертання навколо осі	600 об/хв.
Магнітна індукція в робочому зазорі	0,244 Тл
Час оброблення	300 с

Негативною та неприємною особливістю МАО, з якою ми стикнулись – це недостатня ефективність оброблення в нижній точці моделі обтікача (рис. 4.4). На рисунку видно, що в центрі деталі, на самому кінчику обтікача спостерігається зона, на яку МАО практично не повпливала. Це зумовлено обертанням заготовки навколо своєї осі, при цьому МАП обходить кінчик деталі.



Рисунок 4.4 - Недолік оброблення циліндричних деталей.

Шорсткість поверхні деталі мірялась до та після оброблення методом оцупування на профілограф-профілометрі 252 (рис 4.5). В процесі виконання досліджень контролювалась величина шорсткості Ra у двох точках деталі по перерізу деталі. Під-час вимірювань деталей було закріплено на координатному столі, з допомогою якого було здійснено переміщення деталі. Шорсткість робочої поверхні вимірялась у двох точках, які вказані на схемі (рис. 4.6).



Рисунок 4.5 - Вимірювання шорсткості поверхні

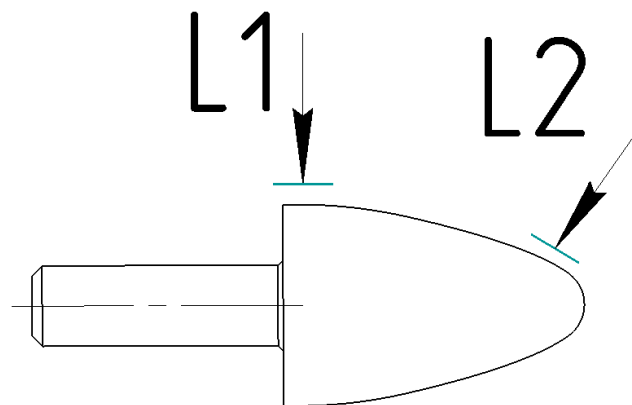


Рисунок 4.6 - Точки вимірювання шорсткості

Переглянемо та проведемо аналіз отриманих профілограм для визначення шорсткості поверхні.

Шорсткість поверхні - сукупність нерівностей поверхні з відносно малими кроками, зображеними відхиленнями за допомогою базової довжини. Збільшене зображення реального профілю, отримане під час вимірювання

шорсткості, називають профілограмою. Профілограму розглядають на базовій довжині. В нашому випадку базова лінія зображена товстою прямою, яка перетинає графік профілограми. Саме відносно базової лінії проводять оцінювання шорсткості поверхні та її параметри. Шорсткість оцінюється за нерівностями реального профілю. За результат аналізу приймемо значення шорсткості Ra – середнє арифметичне відхилення профілю.

4.3 Результати магнітно-абразивного оброблення обтікача

Характер змін параметра Ra перпендикулярно осі деталі, яка оброблялась до та після МАО зазначена в табл. 4.2 - 4.3 нижче.

Також в Додатку В наведемо профілограми, отримані при знаходженні значень шорсткості поверхні до та після магнітно-абразивного оброблення.

Таблиця 4.1 - Значення до МАО

	Точка	1	2	3	4	5
До МАО	L1	1.537	1.219	1.457	1.226	1.275
	L2	1.067	1.284	1.223	1.125	1.173

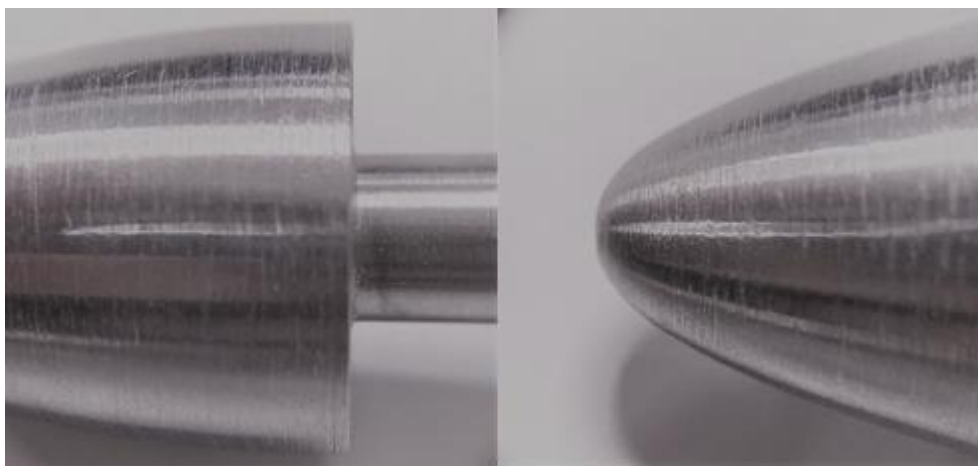


Рисунок 4.7 - Поверхня до МАО

Таблиця 4.2 - Значення після МАО

	Точка	1	2	3	4	5
Після МАО	L1	0.640	0.652	0.637	0.503	0.628
	L2	0.498	0.563	0.515	0.572	0.488

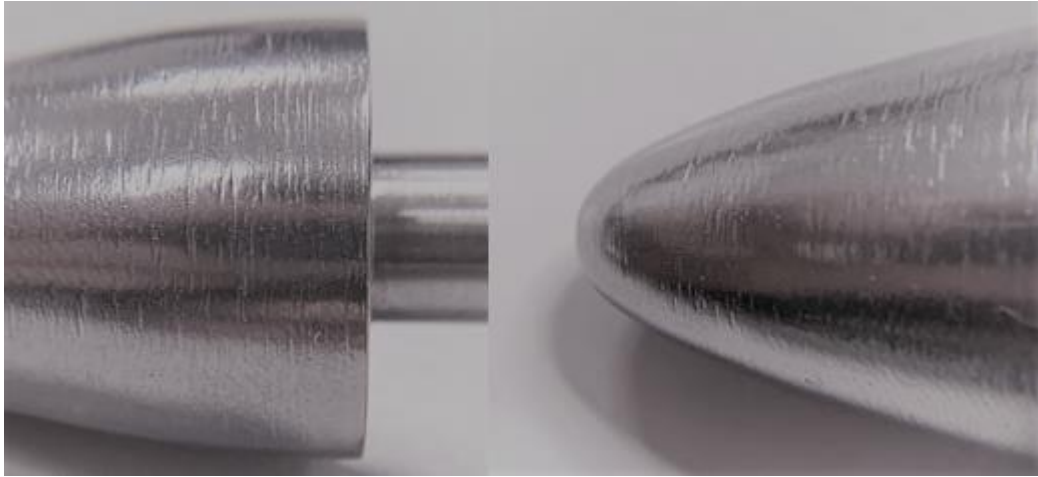


Рисунок 4.8 - Поверхня після МАО

Середнє арифметичне відхилення профілю Ra – це середнє арифметичне абсолютних значень відхилень профілю в межах базової довжини:

$$Ra = \frac{1}{l} * \int_0^1 |y(x)| dx \quad (4.1)$$

або дискретним способом оцінювання

$$Ra \approx \frac{1}{n} * \sum_{i=1}^n |y_i|, \quad (4.2)$$

де y – відхилення профілю, а саме відстань будь-якої точки профілю до середньої лінії, яка виміряна по нормалі, проведеної до середньої лінії через цю ж точку профілю; y_i – відхилення профілю у вибраній точці; n – кількість дискретних відхилень профілю; l – базова довжина.

Для наглядного порівняння отриманих результатів, а саме до виконання МАО та після накладемо отримані профілограми одну на одну в кожній точці вимірювання відповідно. Для коректного відображення графіку (рис. 4.9) присвоємо умовні позначення вимірів для результатів до МАО – $L1$ та $L2$, $L3$ та $L4$ – після МАО відповідно.

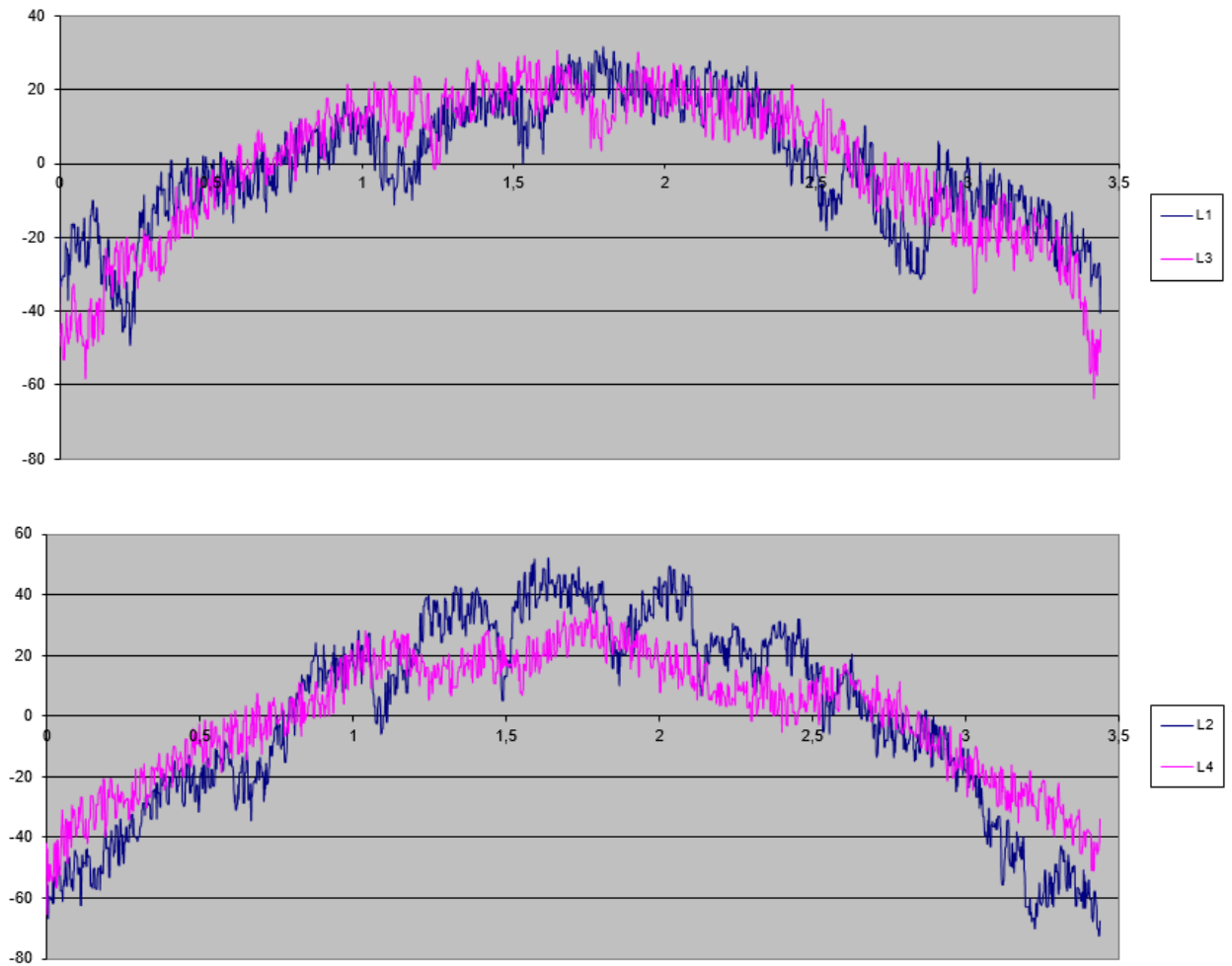


Рисунок 4.9 – Порівняльні профілограми

Висновок: в даній частині проекту було проведено оброблення головної поверхні обтікача ракети з використанням магнітно-абразивного оброблення. Даний метод оброблення деталі показав чудові результати із зменшенням шоркості поверхні практично у два рази. Результати проведеної роботи прикладено як у вигляді фото, так і у вигляді порівняльних таблиць та графіків.

5 ТЕХНІКО-ЕКОНОМІЧНЕ ОБҐРУНТУВАННЯ СТВОРЕННЯ ТА ЗАПУСКУ ПРОЕКТУ

5.1 Опис ідеї проекту

В даному розділі наукового проекту буде проведено маркетинговий аналіз створення та виготовлення малокаліберних снарядів повітряного підриву з програмованим підривним елементом. Розділ присвячено визначенню принципових можливостей ринкового впровадження та можливих напрямків реалізації даного проекту.

Таблиця 5.1 - Опис ідеї проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Корінна ідея проекту полягає у створенні та виготовленні на території України малокаліберних боєприпасів з програмованим підривним елементом.	1. Застосування при вияві та знешкодженні повітряних цілей методом підриву осколкового снаряду на висоті.	Виконання та виготовлення з урахуванням призначення та способів використання даного снаряддя за бажанням замовника. Доступність на території України.
	2. Застосування при знешкодженні цілей, які знаходяться за фізичною перешкодою (стіни, дерева, кущі).	

На даний період часу виготовлення боєприпасів даного типу займається не велика кількість компаній, серед яких швейцарська компанія Oerlikon Contraves AG [19], яка виготовляє серійно свій продукт, призначений лише для однотипних бойових машин *МК30-2/АВМ*.

Проведемо аналіз потенційних техніко-економічних переваг ідеї в порівнянні з пропозиціями конкурентів.

Таблиця 5.2 - Визначення характеристик проекту

	Техніко-економічні характеристики ідеї	Малокаліберні снаряди повітряного підриву відчизняного виробництва	Oerlikon Contraves AG	W	N	S
1	Універсальність	Основну ідею та концепцію можна корегувати під відчизняного користувача.	Даний продукт виготовляється лише під конкретний вид озброєння	+		
2	Вартість продукту	На відчизняному ринку вартість праці та виготовлення значно нижче.	Висока собівартість продукту. При купівлі сплачується велика кількість податків на ввезення в країну.	+		
3	Безпека	Наразі не проведено жодних тестів та випробувань.	Даний продукт використовується на озброєнні 5-ти країн Світу.			+
4	Економіка	Кінцева вартість невідома, але з метою скласти конкуренцію існуючим продуктам	Оскільки конкуренція практично відсутня, вартість кінцевого продукту не регульована.	+		

Проведемо аудит технології, а саме розглянемо варіанти технологій виготовлення продукту та оберемо один, найбільш раціональний, ґрунтовний метод.

Таблиця 5.3 - Технологічна здійсненність ідеї проекту.

№	Ідея проекту	Технології реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Виготовлення прототипу токарним методом на верстаті з ЧПК	Токарне оброблення	Наявні	Так
		Магнітно-абразивне оброблення	Наявні	Так

2	Виготовлення обтікача методом лиття у металічні форми	Лиття	Наявні	Так (висока вартість виготовлення форми, поки не планується масове виготовлення)
		Полірування з допомогою плазми	Наявні	Так
3	Виготовлення методом лиття по одноразовим моделям	Лиття	Наявні	Так
		Електрохімічне полірування	Наявні	Так
Обрана технологія реалізації ідеї проєкту: виготовлення токарним методом на верстаті з ЧПК, фінішне оброблення МАО.				

З результатами аналізу було вибрано технологічний процес на базі токарних робіт з використанням верстату з ЧПК, а також фінішні операції у вигляді магнітно-абразивного оброблення. Основним критерієм відбору була доступність даного способу.

5.2 Аналіз ринкових можливостей

Наступним кроком проведемо аналіз попиту, проаналізуємо його наявність, обсяг та динаміку ринку.

Таблиця 5.4 -Характеристика потенційного ринку

№	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	1
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	(інформація невідома)
3	Динаміка ринку	Зростає
4	Наявність обмежень для входу	Обмеження в процесі сертифікації, великої кількості випробувань, наявність спеціально призначених приміщень.
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Боеприпаси повинні бути сертифіковані згідно зі стандартами ISO та відповідати вимогам технічного регламенту законодавства України щодо виготовлення та зберігання озброєння.
6	Середня норма рентабельностей галузі, %	~10%

Маючи за мету створити виріб, визначимо потенційних клієнтів, їх характеристики та орієнтовний перелік вимог до товару для кожної групи (табл. 5.5).

Таблиця 5.5 - Характеристика потенційних клієнтів проекту

№	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
1.	Бойові дії на Сході країни	Військові структури країни	-	Створення боєприпасів, які забезпечать безвідмовне та своєчасне реагування на зовнішні загрози
2.	Все більше використання безпілотних літальних апаратів		-	

Проведемо попередній аналіз загроз з метою уникнення можливих складнощів під-час виконання проекту. Передбачивши попередні ризики можна уникнути або скоротити витрати на вирішення проблемних питань.

Таблиця 5.6 - Фактори загроз

№	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Виготовлення двигунів	Наразі в Україні жодна компанія не займається виготовлення ракетних двигунів.	Пошук та співпраця з інтузіастами.
2	Проблеми сертифікації	Необхідність пройти сертифікацію на відповідність всім стандартам.	Вивчення всіх регламентів та відповідність їм.
3	Важкість виходу на ринок	Через специфіку виробув буде досить важко про себе заявити.	Участь в міжнародних виставках.

Таблиця 5.7 - Фактори можливостей

№	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Відсутність аналогів в Україні	Унікальна пропозиція на відчизняному ринку.	Використання попиту та низької пропозиції.
2	Створення нових технологій та рішень	Можливість покращення характеристик.	Паралельно з виробництвом проводити випробування з метою розвитку технологій.
3	Міжнародний ринок	Зацікавленість міжнародного споживача	Вихід на міжнародний рівень продажу.

Проведемо ступеневий аналіз конкуренції на ринку, а саме проаналізуємо особливості конкурентного середовища та її вплив на діяльність підприємства.

Таблиця 5.8 - Аналіз конкуренції на ринку.

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства
Монополія	Проявляється в глобальному впливі однією компанією	Відсутні конкуренти на території України. Створення не популярного продукту в даній сфері.
Глобальний	Міжнаціональний. Найближчі за сферою конкуренти знаходяться за кордоном.	Основний ринок збуту – Україна. Але можливий експорт за кордон.
Внутрішньогалузева	Виріб використовується лише у військових цілях.	Покращення технологічних якостей
Конкуренція за видами товарів: Товарно-видова	Конкуренція переважно між товарами одного виду.	Тонкий підхід до споживача.
Цінова	Основною перевагою вважається цінова політика.	Створення допустимої та конкурентноспроможної вартості.

Проведемо аналіз конкуренції в галузі за М.Портером.

Таблиця 5.9 - Аналіз конкурентів за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти	Потенційні конкуренти	Клієнти	Товари-замінники
	Швейцарська компанія Oerlikon Contraves AG	ДКБ "Луч" КБ "Південне"	ЗСУ	Відсутні.
Висновки	На основному ринку збуту конкурети відсутні.	Поки немає заявок про вихід на ринок із схожим продуктом.	Клієнти не диктують умов.	Обмежень немає.

На основі аналізу конкуренції, характеристик ідеї проекту, факторів загроз та можливостей потрібно визначити і обґрунтувати перелік факторів конкурентоспроможності.

Таблиця 5.10 - Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Вартість	Ціну знижено за рахунок скорочення додаткових витрат.
2	Універсальність	Основну ідею та концепцію можна корегувати під відчизняного користувача.
3	Безпека	Наразі не проведено жодних тестів та випробувань.
4	Інновація на території України	На сьогоднішній день в Україні жодна компанія не виробляє озброєння такого типу.

Наступним етапом аналізу рентабельності проекту буде складання SWOT-аналізу(табл. 5.11). На базі SWOT-аналізу буде розроблено альтернативи ринкової поведінки для початку впровадження проекту та підраховується орієнтовний час старту проекту.

Таблиця 5.11 - SWOT-аналіз проекту

Сильні сторони: <ul style="list-style-type: none"> • Іновація на території України • Універсальність • Вартість 	Слабкі сторони: <ul style="list-style-type: none"> • Безпека • Відсутність уніфікації • Довготривалі випробування та сертифікація
Можливості: <ul style="list-style-type: none"> • Вихід на міжнародний ринок; • Вдосконалення за рахунок покращення працездатності • Вихід на міжнародні ринки 	Загрози: <ul style="list-style-type: none"> • Проблеми з сертифікацією • Недостатнє фінансування • Відсутність підтримки зі сторони держави • Впровадження серійного виробництва

Стратегію поведінки на ринку збуту передбачає опис цільових груп споживачів. В моєму випадку цю нішу повністю займають Збройні Сили України, а також підрозділи інших країн Світу. Тому пропоную розглянути їх, як один підтип користувачів. Готовність споживачів сприйняти продукт залежить лише від навчання спеціалістів, тобто людей, які пройшли спеціальні курси та навчання і повністю готові працювати з даним типом озброєння. Інтенсивність конкуренції в даному сегменті характеризується як незначна на території України.

5.3 Маркетингова програма проекту

Проведемо формування маркетингового концепту товару, який отримає споживач. Підсумуємо результати аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 5.12 - Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Захист кордонів країни.	Знешкодження БПЛА та інших літальних апаратів.	Вартість. Універсальність використання.
2	Захист приватної території та підприємств особливого призначення.	Запобігання проникнення дронів на територію приватного значення.	Навчання персоналу. Служба підтримки.

Розробимо трирівневу маркетингову модель товару, а також потрібно визначитись чим проект буде захищено від копіювання. Уточнимо кінцеву ідею проекту, його технічні та фізичні можливості.

Таблиця 5.13 - Опис трьох рівнів моделі товару

Рівні товару	Сутність та складові
I. Товар за задумом	Протидія БПЛА. Виготовлення малокаліберних боєприпасів повітряного підриву з програмуючим підривачем.
II. Товар у реальному виконанні	Властивості/характеристики
	<ol style="list-style-type: none"> 1. Економічні – нижча вартість, ніж у конкурентів. 2. Технологічні – оптимізація виготовлення. 3. Доступність.
	Якість: сертифікація, технологічний регламент щодо виготовлення та використання боєприпасів.
	Марка: ТОВ «Трител», Малокаліберні боєприпаси з програмованим підривачем.
III. Товар із підкріпленням	До продажу необхідно реалізувати повний цикл виготовлення та вирішення проблем, які виникли в ході старту проекту.
	Після продажу забезпечити службу підтримки та гарантійного ремонту обладнання.

Після завершення реалізації даного проекту його захищення відбудеться поєднанням властивостей і характеристик, які вписані на третьому та другому рівнях моделі товару.

Висновок: при виконанні аналізу продукту та ринку його реалізації було встановлено, що на відчизняному ринку немає жодних причин для переживань стосовно наявності великого рівня конкуренції. Опираючись на ситуацію навколо територіальних кордонів країни та все більшого поширення використання безпілотних літальних апаратів не лише в цілях розвідки, а також з метою здійснення повітряних атак, даний товар та його реалізація значною мірою зможе задовільнити потреби потенційних споживачів.

ВИСНОВКИ

В результаті проекту було здійснено роботу по аналізу можливих типів та конструкції головних обтікачів для їх майбутнього використання в малокаліберних боєприпасах з програмованим підривачем. Було спроектовано носову частину спеціальної форми, досліджено її вплив на аеродинамічні якості, а також прораховано її стійкість та інші фізичні властивості.

Для вирішення завдання виготовлення обтікача запропоновано використати токарний верстат з ЧПК. Даний метод виготовлення було обрано при знаходженні оптимальної технології виготовлення методом побудови графа. Також було створено алгоритм проходження графа та порівняно отримані результати з безпосередніми розрахунками потужності операцій.

Оброблення головної поверхні методом МАО показав хороший результат, що дало змогу отримати поверхню з шорсткістю $Ra=0.6$ мкм, що задовільняє наші потреби.

При проведенні техніко-економічних обґрунтувань створення та запуску проекту було визначено, що продукт має достатні перспективи. На ринку можна виступити з монополістичною системою, адже на відчизняних просторах не представлені конкуруючі рішення. Відповідно до цього подальша реалізація проекту є доцільною.

Список використаної літератури

1. ОСТ 1 02608-87. Модели летательных аппаратов для испытаний в аэродинамических трубах. Общие требования к контролируемым параметрам и размерам, 1987. – 24 с. – (УДК 629.7.001.572).
2. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов / К. П. Петров. – Москва: Машиностроение, 1985. – 272 с. – (УДК 629.7.015.3).
3. Таковицкий С. А. Осесимметричная носовая часть фюзеляжа летательного аппарата [Электронный ресурс] / С. А. Таковицкий, Д. С. Иванюшкин. – 2016. – Режим доступа до ресурсу: <https://patents.google.com/patent/RU2620455C1/ru>.
4. Іванюшкін Д.С., Таковіцкій С.А. Носові частини мінімального хвильового опору з переднім торцем і статечної утворює // Вчені записки ЦАГІ. 2009. Т. XL. №5
5. International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology, (An ISO 3297: 2007 Certified Organization), Vol. 4, Issue 3, March 2015. Aerodynamic Study of Payload Fairing.
6. Болотин В. А. Головной обтекатель ракеты [Электронный ресурс] / В. А. Болотин, Н. Д. Никитин, Т. В. Симакова. – 2003. – Режим доступа до ресурсу: <https://patents.google.com/patent/RU2243489C1/ru>.
7. Краснов Н. Ф. Аэродинамика тел вращения, Издание 2-е , переработанное и дополненное / Н. Ф. Краснов. – Москва: Машиностроение, 1964. – 573 с. – (УДК 533.601(075.8)).
8. Dryden H. Review of Published Data on the Effect of Roughness on Transition from Laminar to Turbulent Flow [Электронный ресурс] / Hugh Dryden. – 1953. – Режим доступа до ресурсу: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/8.2693>.

9. Гродзовский Г. Л. Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы / Г. Л. Гродзовский. – Москва: Машиностроитель, 1975. – 184 с.
10. Васильев В. В. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов / В. В. Васильев, Л. В. Морозов, В. Г. Шахов. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т., 1993. – 79 с. – (ISBN 5-230-16875-7).
11. Майборода В. С. Магнитно-абразивная обработка деталей сложной формы / В. С. Майборода, И. В. Слободянюк, Д. Ю. Джулий. – Житомир: ПП "Рута", 2017. – 272 с. – (ISBN 978-617-581-336-2).
12. Петров К. П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов / К. П. Петров. – Москва: Машиностроение, 1985. – 272 с. – (УДК 629.7.015.3).
13. Сычев А. И. Неуправляемые авиационные ракеты калибра 80 мм: Учебное пособие / А. И. Сычев, В. Г. Мартиросян, В. А. Перескоков. – Москва: Издательство МАИ, 2019. – 76 с. – (ISBN 978-5-4316-0650-2).
14. Барон Ю. М. Магнитно-абразивная и магнитная обработка изделий и режущих инструментов / Ю. М. Барон. – Ленинград: Машиностроение, 1986. – 176 с. – (УДК 621.921).
15. Сакулевич Ф. Ю. Магнитно-абразивная обработка точных деталей / Ф. Ю. Сакулевич, Л. К. Минин, Л. А. Олендер. – Минск: "Высшэйш. школа", 1977. – 288 с. – (УДК 621.9 (087.2)).
16. Майборода В.С. Особливості переміщення порошку при магнітно-абразивній поліровці малогабаритних деталей складної конфігурації./ В.С. Майборода, В.Я. Шлюко, Т.Я. Гридасова // Порошкова металургія. – 1985. – №7. – С. 90 – 95.
17. Магнитно-абразивная обработка деталей типа лопаток/ В.Я. Шлюко // Технология и организация производства. – 1985. - №3. – С.35-36.
18. Погорелов В. И. Прочность и устойчивость тонкостенных конструкций / В. И. Погорелов. – Санкт-Петербург: Балт. гос. техн. ун-т., 2005. – 154 с. – (ISBN 5-85546-165-3).

19. Зубов В. Н. ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ЕВРОПЕЙСКИЕ МАЛОКАЛИБЕРНЫЕ БОЕПРИПАСЫ ВОЗДУШНОГО ПОДРЫВА С ПРОГРАММИРУЕМЫМИ ВЗРЫВАТЕЛЯМИ [Электронный ресурс] / В. Н. Зубов // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2017. – Режим доступа до ресурсу: http://btvt.narod.ru/4/rarn_airburst.htm.
20. Пасічник В. А. Магістерська дисертація. Організаційні питання. навч. посіб. / В. А. Пасічник, В. І. Солодкий, О. В. Глоба. – Київ: КПІ ім. Ігоря Сікорського, 2017. – 73 с. – (УДК 960).

Додатки

Додаток А. Елемент коду написання алгоритму вирішення графа

```
class Node:
```

```
    def init(self, data, indexloc = None):
```

```
        self.data = data
```

```
        self.index = indexloc
```

```
class Graph:
```

```
    @classmethod
```

```
    def create_from_nodes(self, nodes):
```

```
        return Graph(len(nodes), len(nodes), nodes)
```

```
    def init(self, row, col, nodes = None):
```

```
        self.adj_mat = [[0] * col for _ in range(row)]
```

```
        self.nodes = nodes
```

```
        for i in range(len(self.nodes)):
```

```
            self.nodes[i].index = i
```

```
    def connect_dir(self, node1, node2, weight = 1):
```

```
        node1, node2 = self.get_index_from_node(node1),  
self.get_index_from_node(node2)  
        self.adj_mat[node1][node2] = weight
```


Додаток В. Профілограми

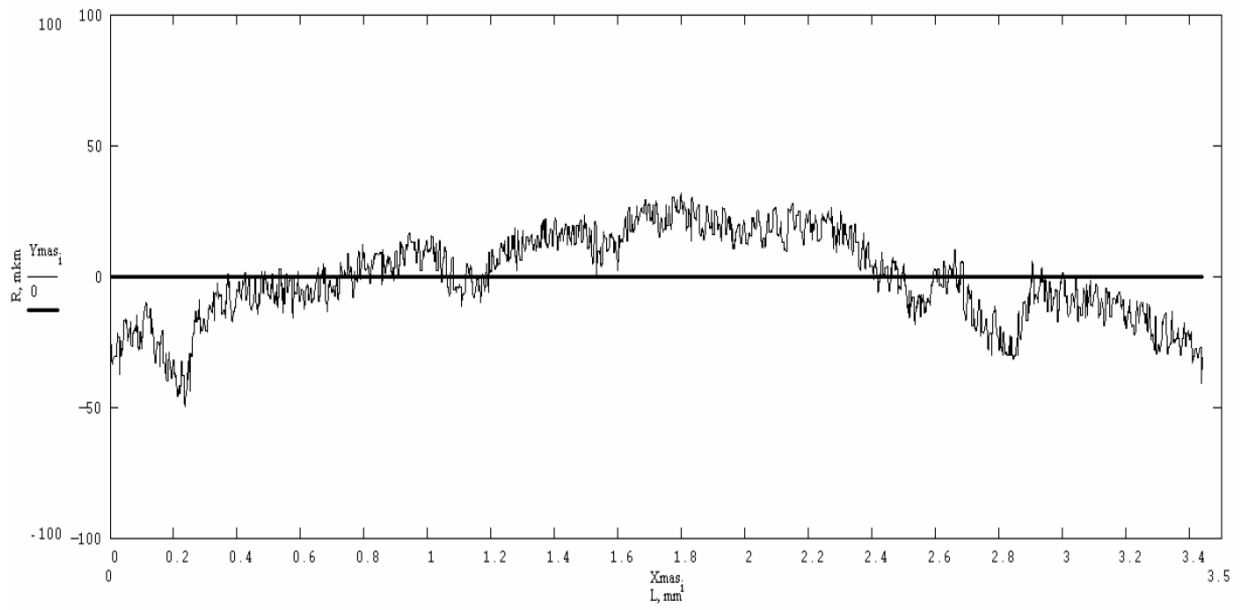


Рисунок В.1 - Точка L1 до МАО

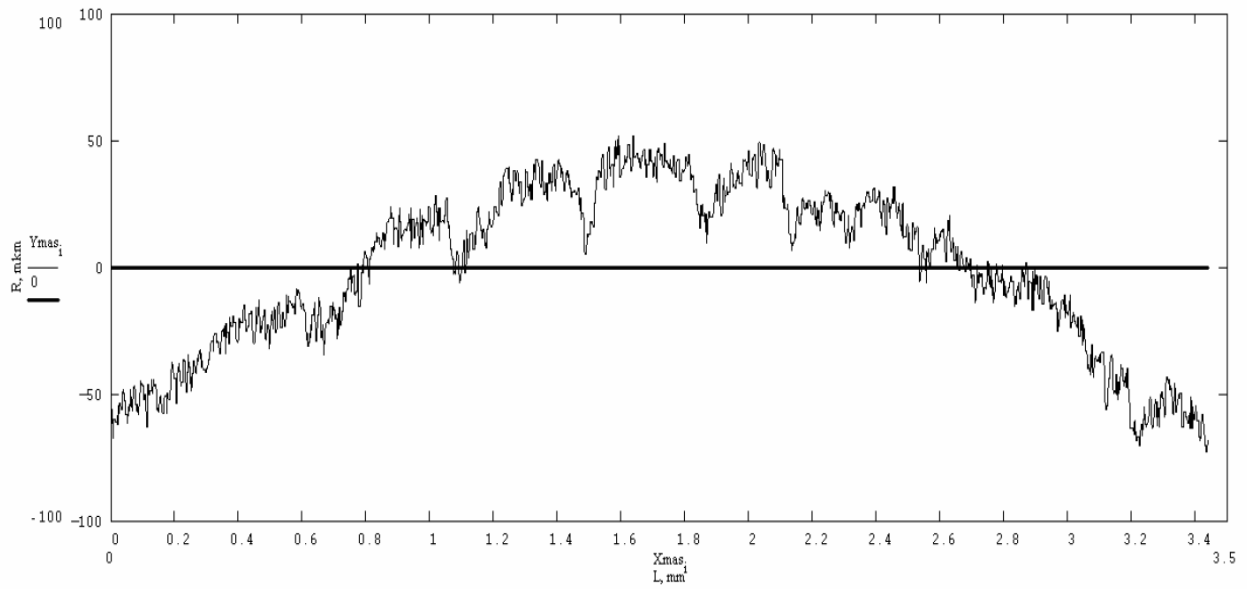


Рисунок В.2 - Точка L2 до МАО

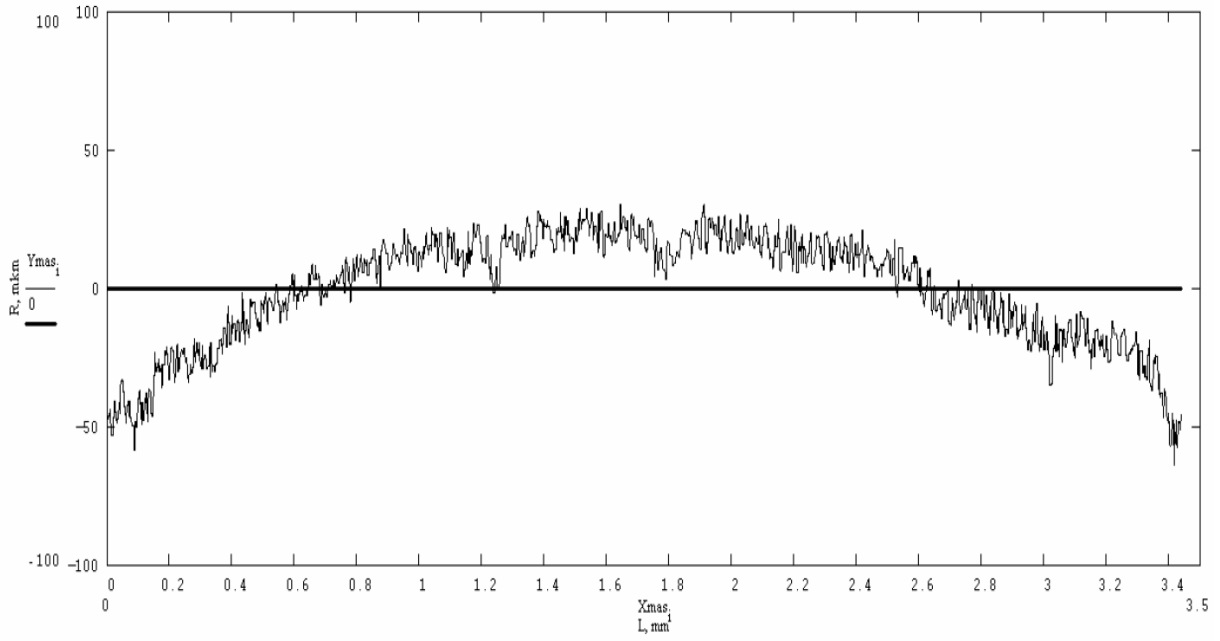


Рисунок В.3 - Точка L1 після МАО

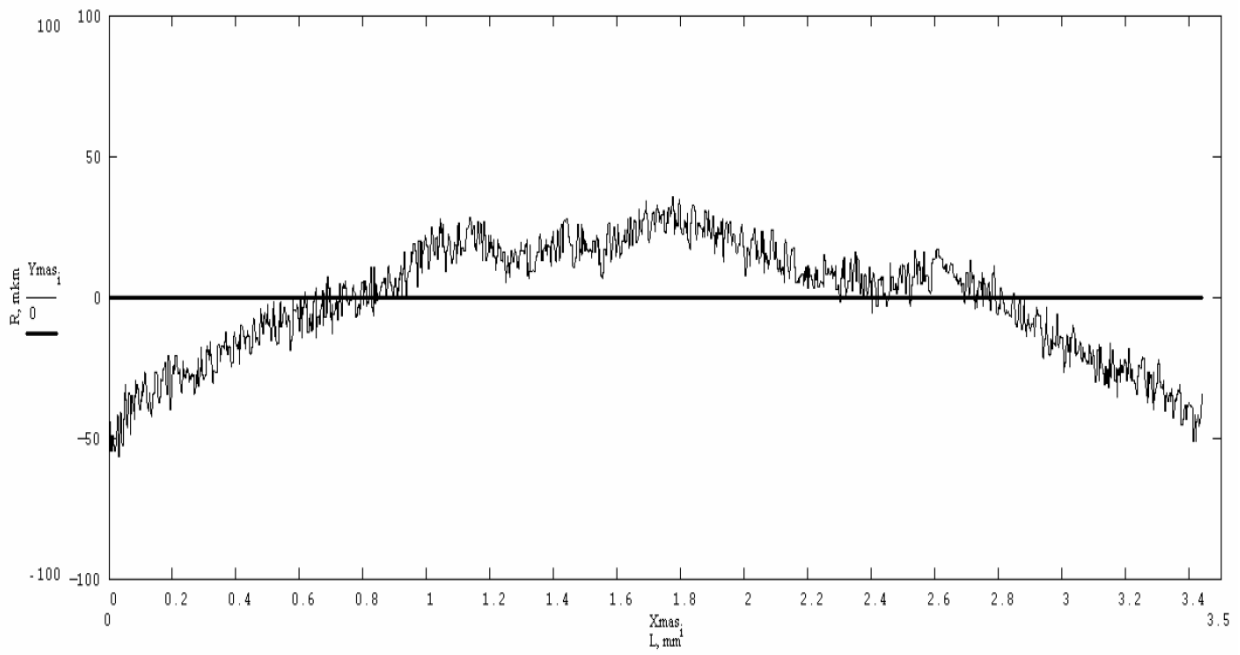


Рисунок В.4 - Точка L2 після МАО

Додаток Г

● МАГНІТНО-АБРАЗИВНЕ ОБРОБЛЕННЯ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА МАКЕТУ РАКЕТИ

студент Деберний М.

керівник Майборода В.С.



ЦІЛІ РОБОТИ



МЕТА

СТВОРИТИ МОДЕЛЬ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА РАКЕТИ, ДОСЛІДИТИ ВПЛИВ ФОРМИ ТА ЯКОСТІ ПОВЕРХНІ НА ЙОГО РОБОТУ.

ЗАДАЧІ



ВИБРАТИ ФОРМУ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА РАКЕТИ. АНАЛІЗ ВПЛИВУ ФОРМИ НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ЯКОСТІ.



РОЗРОБИТИ ОПТИМАЛЬНИЙ ТЕХНОЛОГІЧНИЙ ПРОЦЕС ВИГОТОВЛЕННЯ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА.



СТВОРИТИ МОДЕЛЬ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА ТА ОБРОБИТИ ПОВЕРХНЮ ВИБРАНИМ СПОСОБОМ.

ЗМІСТ ПРОЕКТУ



СТАН ПИТАННЯ ТА ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ

ВИБІР ФОРМИ ОБТІКАЧА ТА ОПИС
ОСНОВНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ

СПОСОБИ ФІНІШНОГО ОБРОБЛЕННЯ ТА
ЗНАХОДЖЕННЯ ОПТИМАЛЬНОЇ ТЕХНОЛОГІЇ
ВИГОТОВЛЕННЯ

ПРОВЕДЕННЯ МАО ГОЛОВНОГО
ОБТІКАЧА ТА ЙОГО РЕЗУЛЬТАТИ

1

СТАН ПИТАННЯ ТА ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ

Суть поставлених задач. Огляд можливих форм. Пошук аналогів.

СУТЬ ПИТАННЯ



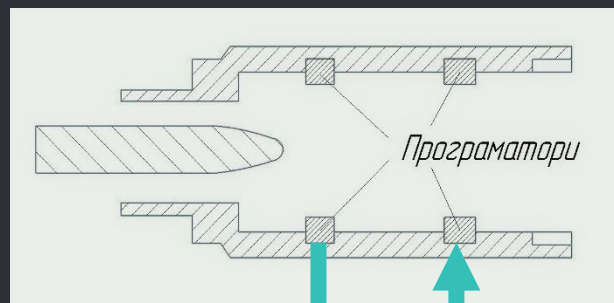
Комплекс
«НОТА»

Виявлення
цілі

Система
керування
вогнем

Відстань до
цілі

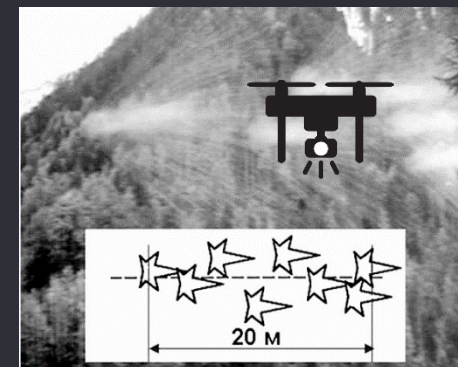
Пораження цілі



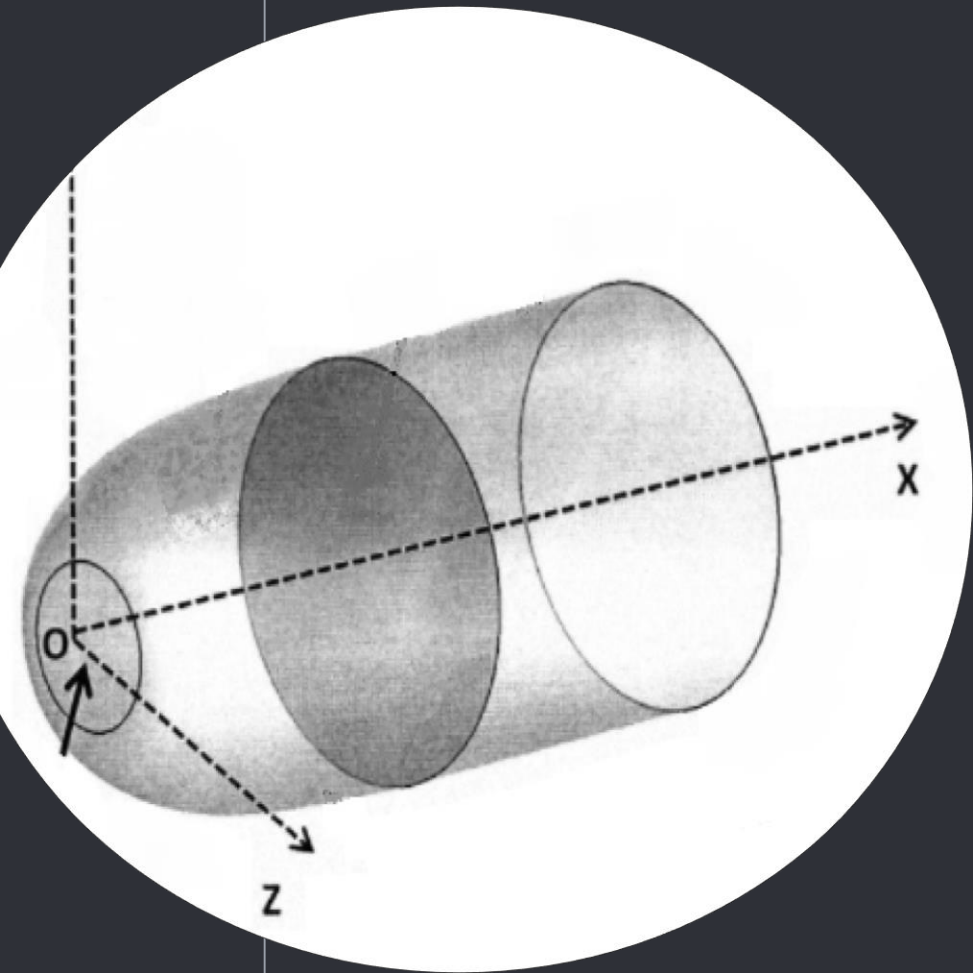
Вимірювання
швидкості
снаряду

Програмування
часу вибуху

Блок
програматора

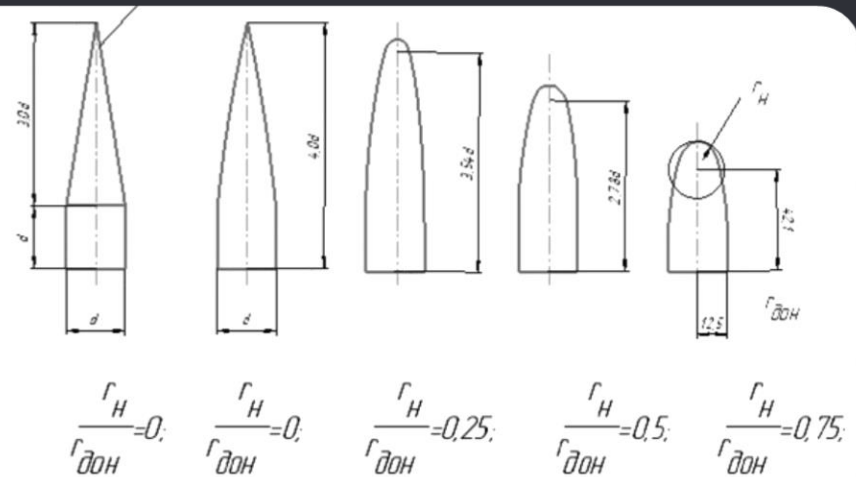


- АНАЛІЗ ЯКОСТЕЙ МОЖЛИВИХ ФОРМ



Проведено аналіз:

- ✓ Конкретних прикладів;
- ✓ Патентів та новаторства;
- ✓ Спеціальної літератури.

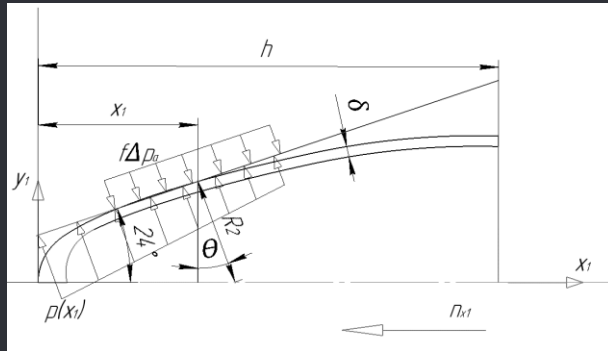


2

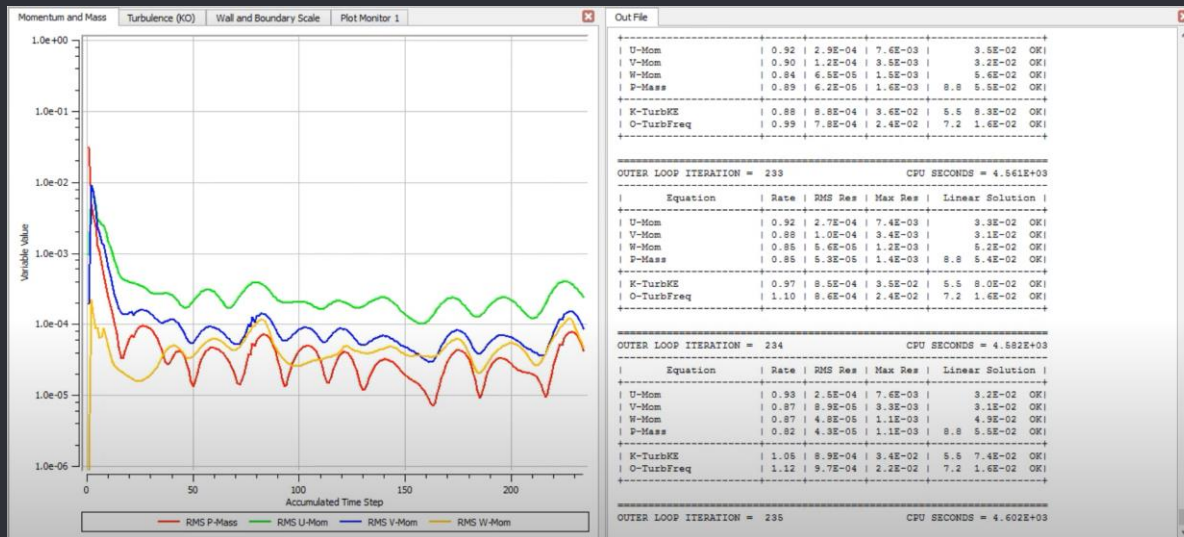
ВИБІР ФОРМИ ТА ОПИС ОСНОВНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ

Вибір оптимальної форми. Набуті властивості. Розрахунок оболонки корпусу обтікача.

ВИБІР ФОРМИ. ОСНОВНІ ВЛАСТИВОСТІ.

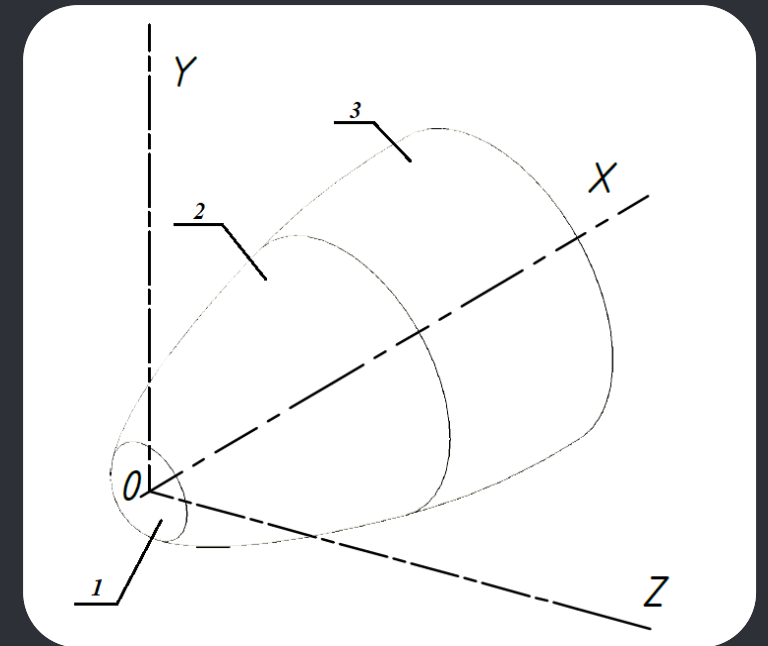


Розрахунок стійкості оболонки



Моделювання оптікання носової частини в програмі ANSYS CFX

ФІНАЛЬНА ФОРМА ОБТІКАЧА



3

СПОСОБИ ОБРОБЛЕННЯ. ОПТИМАЛЬНА ТЕХНОЛОГІЯ ВИГОТОВЛЕННЯ.

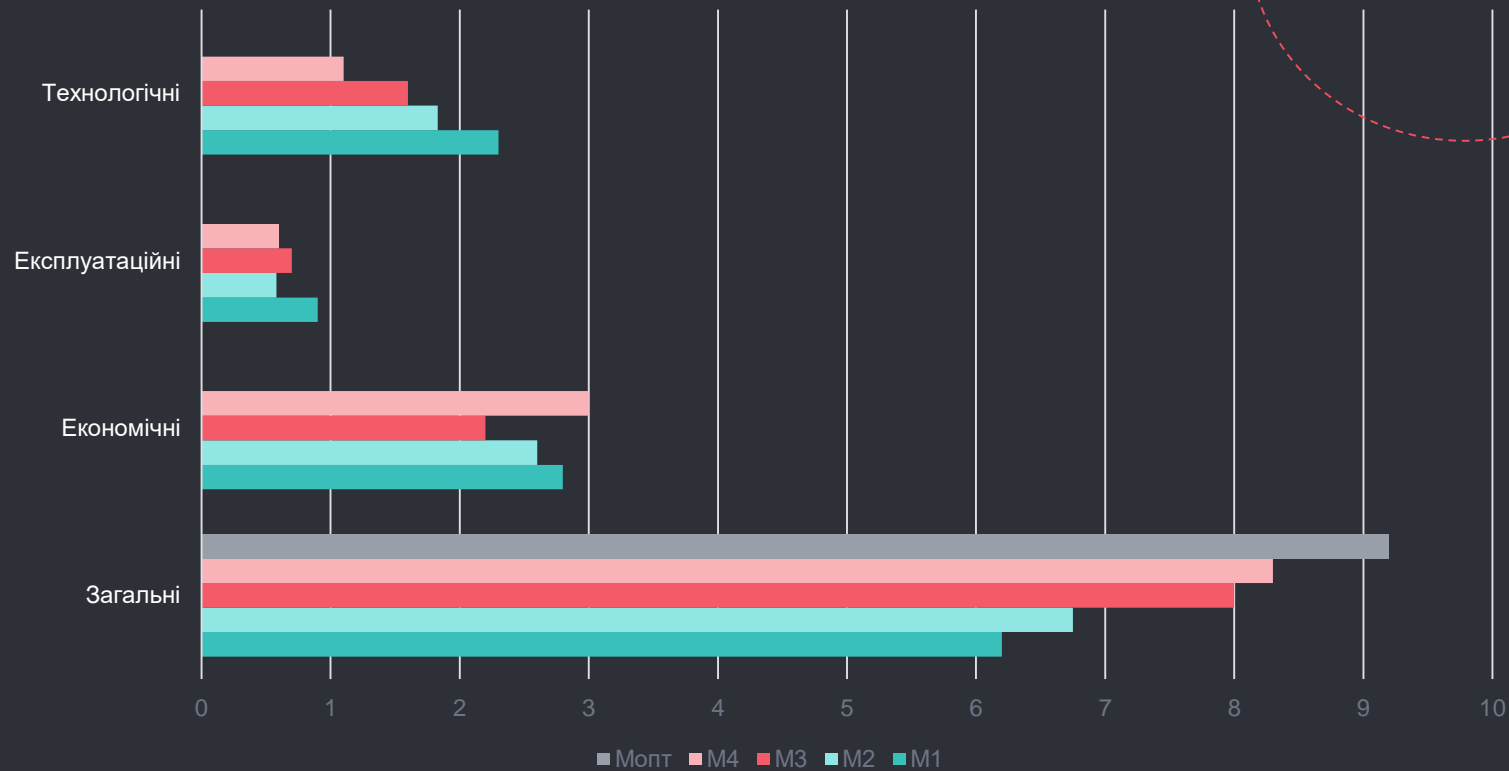
Аналіз варіантів фінішного оброблення. Знаходження оптимальної технології. Програма для оптимізації.

ПОРІВНЯННЯ ФІНІШНИХ ОПЕРАЦІЙ.

	Продуктивність	Обмеження по геометрії	Складність оброблення	Можливість автоматизації	Екологічність	Затрати на матеріали	Кваліфікація працівників	Результативна шорсткість	
Хімічне полірування металу	Низька	СП	Середня	+	Низька	Високі	Середня	3,2 мкм	
Електрохімічне полірування	Середня	СП	Висока	+	Низька	Високі	Середня	0,5 мкм	
Полірування з допомогою плазми	Висока	СП	Висока	+	Низька	Низькі	Середня	0,1 мкм	
Лазерне полірування	Висока	ПП	Середня		Низька	Високі	Висока	0,1 мкм	
Магнітно-абразивне оброблення	Висока	СП	Середня	+	Висока	Середні	Середня	0,1 мкм	
Ультразвукове полірування	Низька	ПП	Низька		Середня	Середні	Висока	0,6 мкм	

ФІНІШНЕ ОБРОБЛЕННЯ ОБТІКАЧА:

- Хімічне полірування металу;
- Електрохімічне полірування;
- Полірування з допомогою плазми;
- Лазерне полірування;
- Магнітно-абразивне оброблення;
- Ультразвукове полірування.



ЛИТТЯ ПО
МОДЕЛЯМ

ЛИТТЯ У
ФОРМИ

ТОКАРНІ
РОБОТИ

ШТАМПУВАННЯ
ЗАГОТОВОК

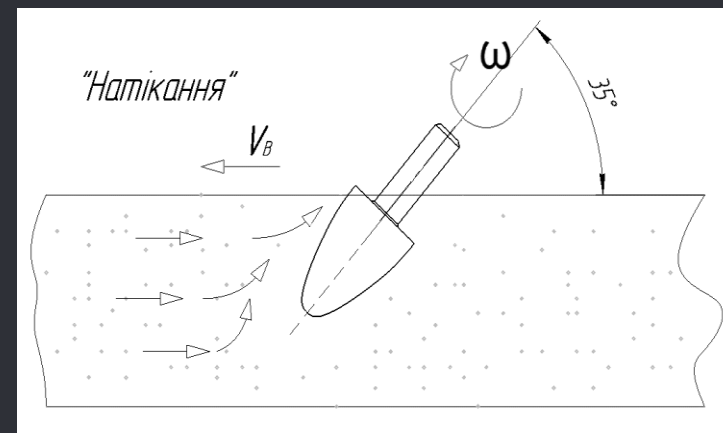
ДІАГРАМА ПОТУЖНОСТЕЙ.

4

МАО МОДЕЛІ ГОЛОВНОГО ОБТІКАЧА.

Опис процесу оброблення. Аналіз отриманих результатів.

- ПРОЦЕС ТА РЕЖИМИ ОБРОБЛЕННЯ.



ПОРОШОК	ФЕРОМАП 630/400
ЧАСТОТА ОБЕРТАННЯ У КІЛЬЦЕВІЙ ВАННІ	300 об/хв
ЧАСТОТА ОБЕРТАННЯ НАВКОЛО ОСІ	600 об/хв
МАГНІТНА ІНДУКЦІЯ В РОБОЧОМУ ЗАЗОРІ	0,244 Тл
ЧАС ОБРОБЛЕННЯ	300 СЕК



РЕЗУЛЬТАТИ ВИМІРЮВАННЯ.

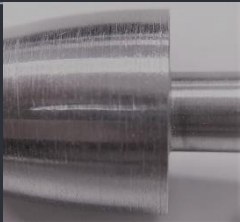
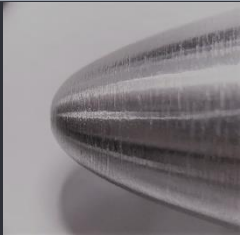


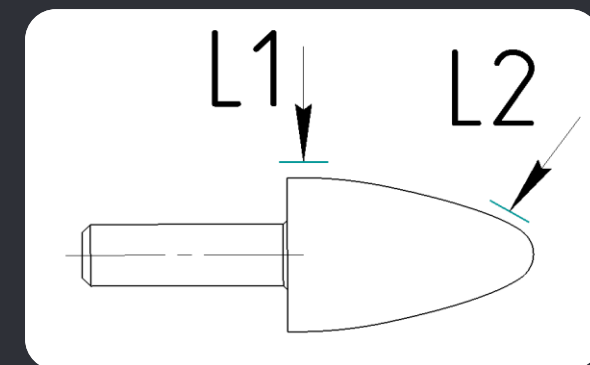
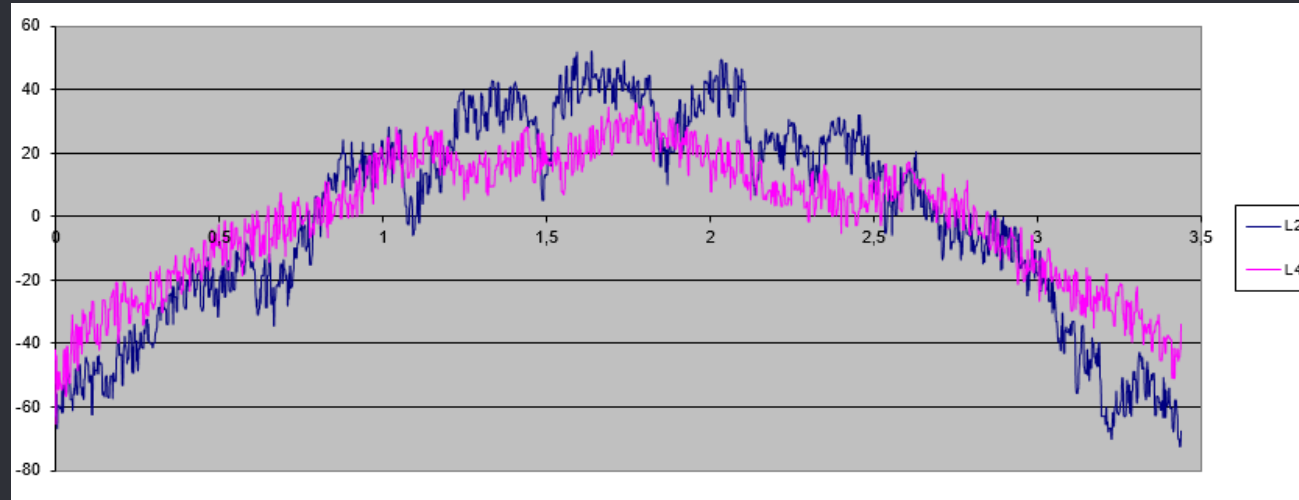
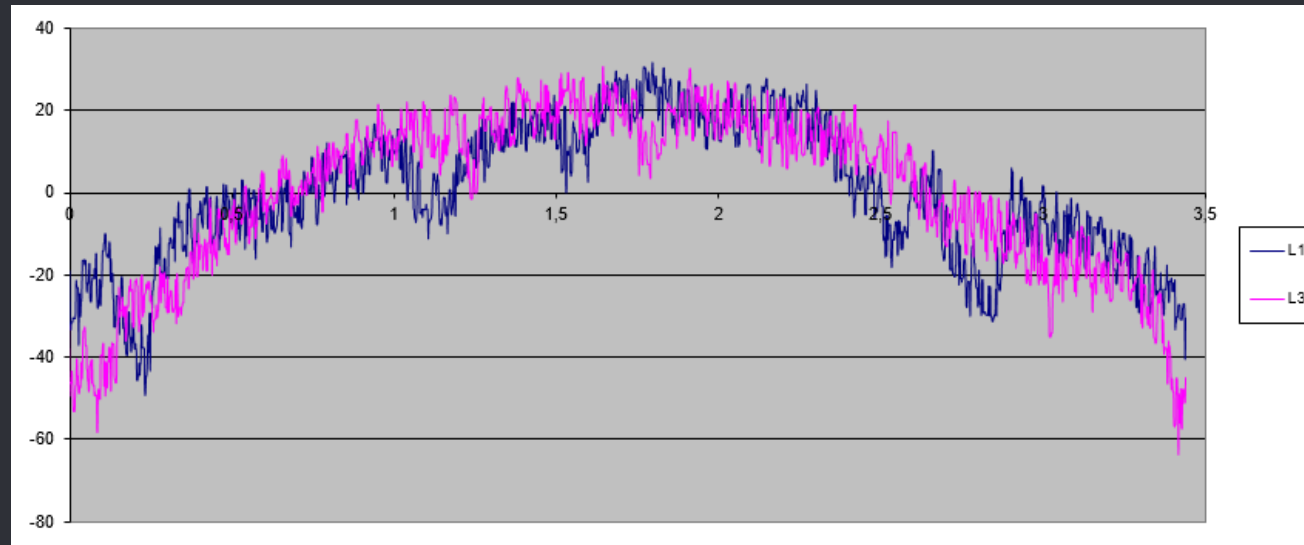
	ТОЧКА	1	2	3	4	5	
ДО МАО	L1	1,537	1,219	1,457	1,226	1,275	
	L2	1,067	1,284	1,223	1,125	1,173	
ПІСЛЯ МАО	L1	0,640	0,652	0,637	0,503	0,628	
	L2	0,498	0,563	0,515	0,572	0,488	

СХЕМА ВИМІРЮВАННЯ



ПОРІВНЯННЯ ПРОФІЛОГРАМ



***Для коректного відображення графіку присвоємо умовні позначення вимірів для результатів до MAO – $L1$ та $L2$, $L3$ та $L4$ – після MAO відповідно.



Thanks!

З радістю вислухаю Ваші зауваження та пропозиції!

debernij18@gmail.com

+38(096)2993009

ТОВ «Трител»