

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

**Інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра авіа- та ракетобудування**

«На правах рукопису»  
УДК 629.8:620.22

До захисту допущено:  
Завідувач кафедри  
\_\_\_\_\_ Олександр МАРИНОШЕНКО  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

**Магістерська дисертація**

**на здобуття ступеня магістра**

**за освітньо-професійною програмою**

**«Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»**

**зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Легка космічна ракета з рідинним двигуном другого  
ступеня»**

Виконала:

студентка VI курсу, групи АК-11мп  
Еттінгер Ельміра Азерівна \_\_\_\_\_

Керівник:

д.т.н., професор  
Архипов Олександр Геннадійович \_\_\_\_\_

Консультант :

Старший викладач  
Яковенко Петро Олексійович \_\_\_\_\_

Рецензент:

доцент, к.т.н., начальник відділу наукових  
досліджень та інновацій департаменту  
космічної політики та розвитку ДКА України  
Ларьков Сергій Миколайович \_\_\_\_\_

Засвідчую, що у цій магістерській  
дисертації немає запозичень з праць  
інших авторів без відповідних  
посилань.  
Студентка \_\_\_\_\_

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра космічної інженерії**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – **134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

Освітньо-професійна програма **«Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»**

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр Мариношенко

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 р.

**ЗАВДАННЯ**  
**на магістерську дисертацію студенту**  
**Еттінгер Ельмірі Азерівні**

1. Тема дисертації «Легка космічна ракета з рідинним двигуном другого ступеня», науковий керівник дисертації Архипов Олександр Геннадійович д.т.н., професор, затверджена наказом по університету від «\_\_» жовтня 2021 р. № \_\_\_\_\_

2. Термін подання студентом дисертації 10 грудня 2022 р.

3. Об'єкт дослідження Рідинний двигун другого ступеня ракети-носія легкого класу

4. Вихідні дані:

*Маса корисного вантажу 200 кг*

*Швидкість в кінці польоту 7,91 км/с*

*Висота польоту на ННО 255 км*

*Кількість ступенів 2*

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Аналітичний огляд наукових робіт з тематики проектування ракет з твордопаливним прискорювачем та рідинним двигуном другого ступня.

5.2. Методика розрахунку рідинного двигуна другого ступеня.

- 5.3. Методика розрахунку системи аерогазодинамічної стабілізації ракети-носія.
- 5.4. Розрахунок і проектування рідинного двигуна другого ступеня.
- 5.5. Розрахунок системи аерогазодинамічної стабілізації ракети-носія.
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу
- 6.1. Постановка задачі, мета, об'єкт і предмет досліджень.
- 6.2. РРД другого ступеня ракети.
- 6.3. Система аерогазодинамічної стабілізації ракети
- 6.4. Легка космічна ракета.
7. Орієнтовний перелік публікацій
- 7.1. Стаття у фаховому журналі
- 7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез
8. Дата видачі завдання 01.10. 2020

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналітичний огляд сучасних робіт з проектування ракет-носіїв з твердопаливним прискорювачем.	до 30.11.2021 р.	
2.	Оцінка технічного рівня сучасних аналогів ракет-носіїв за тактико-технічними характеристиками.	до 31.12.2021 р.	
3.	Методики розрахунку рідинного двигуна.	до 1.03.2022 р.	
4.	Вибір схеми та виду палива.	до 30.05.2022 р.	
5.	Розрахунок РРД.	до 10.09.2022 р.	
6.	Розрахунок параметрів корпусу.	до 20.10.2022 р.	
7.	Розрахунок геометричних параметрів ракети та масове зведення.	до 10.11.2022 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 10.12.2022 р.	
9.	Перевірка на плагіат.	до 10.12.2022 р.	

Студент

Е. А. Етінгер

Науковий керівник

О. Г. Архипов

## **Перелік умовних позначень**

ННО – низька навколоземна орбіта

ТНА – турбонасосний агрегат

КЗ – камера згоряння

РН – ракета-носій

РРД – рідинний ракетний двигун

КА – космічний апарат

ДУ – двигунна установка

ТЗП – теплозахисне покриття

КН – корисне навантаження

## ВСТУП

В даній роботі ми спроектуємо рідинний ракетний двигун для ракети-носія легкого класу, яка виводитиме космічні апарати масою до 200 кг на ННО.

Нашою задачею буде проведення вибору типу палива, параметрів двигуна, його схеми. Миконаємо розрахунок основних параметрів, геометричних розмірів камери згоряння і сопла, визначено значення питомого імпульсу, витрату палива. Визначимо параметри елементів системи подачі палива, а саме центробіжного насосу окислювача і газової турбіни ТНА, розрахуємо охолоджуючого тракту КЗ. Буде обрано тип рульових двигунів.

Також необхідно буде провести розрахунок параметрів корпусу ступеня і головного обтічника, обрати матеріали, визначити геометричні характеристики всього ступеня. Проведемо масове зведення ракети-носія, виконаємо розрахунки значень маси ракети, а також проведемо балістичний розрахунок.

Ще однією задачею буде розробка стартап-проекту.

# **1. АНАЛІЗ СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ І АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ АНАЛОГІВ РРД**

## **1.1. Аналіз стану та перспектив розвитку ракет-носіїв легкого класу та використання РРД**

Вирішення перспективних завдань української космічної програми вимагає створення та модернізації засобів виведення легкого класу, що відповідало би тенденції зниження маси низькоорбітальних супутників та зростання кількості малорозмірних космічних апаратів. Така тенденція породжує необхідність створення в Україні легкої ракети-носія вантажопідйомністю 135-200 кг і менше, що дозволить також запускати космічні апарати ще меншої маси: наносупутники, фемтосупутники, пікосупутники. Така РН може запускатися з пускової установки (наприклад, морського базування) і не вимагати створення інфраструктури традиційного космодрому.

Створення ракет-носіїв легкого класу може бути економічно вигідним в проєктуванні та виготовленні, але й експлуатації, оскільки вони не вимагають дорогих космодромів і дозволяють знизити загальні витрати. Завдяки такій ракеті-носія дозволить виконувати оперативний запуск апаратів для формування та обслуговування низькоорбітальних систем супутників дистанційного зондування Землі, зв'язку і навігації.

Ракета-носій, яку ми будемо проєктувати, матиме твердопаливний прискорювач. Їх перевага в тому, що перший ступінь ракети може заправлятися задовго до запуску і тривалий час знаходитись на стартових площадках для використання в будь-який момент. Вони надійні, прості в експлуатації, завдають менше шкоди навколишньому середовищу, що важливо для ділянки роботи першого ступеня [1].

Задача другого ступеня ракети-носія – вивести корисне навантаження на цільову орбіту, тому має місце необхідність наявності високої маневреності і керованості. Виходячи з цього для другого ступеня нашої ракети-носія ми

використаємо РРД, оскільки вони мають найвищий питомий імпульс серед ракетних двигунів хімічного складу. Також вони мають високу керованість по тязі, а її можна змінювати у великому діапазоні, регулюючи витрату палива, а також повністю зупиняти двигун і знову запускати його, що є необхідним під час маневрування у космосі.

Дослідження вчених, які проводяться на базі галузевих НДІ і профільних конструкторських бюро, показують, що рідинні двигуни залишаються основними для перспективних засобів виведення літальних апаратів на орбіту в найближчі десятиріччя. Сучасні наукові публікації дозволяють говорити, що недавнє минуле, як і перспективи, пов'язані з удосконаленням рідинних ракетних двигунів у ракетному машинобудуванні.

Особливо перспективними напрямками використання РРД є вдосконалення технологій використання зріджених природних газів як універсального, екологічно чистого пального; застосування нових схем двигуна, зокрема з допалюванням відновлювального генераторного газу, та ефективних систем охолодження камер згорання; використання високоефективних систем контролю якості та надійності двигунів у виробництві; застосування нових раціональних схем трикомпонентних РРД [2].

Наукові публікації, пов'язані з перспективами ракетобудування, пов'язані з розвитком інтеграційних процесів у цій сфері: «шляхи вдосконалення рідинних ракетних двигунів значною мірою залежать від космічної політики світових і регіональних держав і публікації фахівців відображають досвід досліджень у США, Китаї, а також у ряді регіональних держав: Ірані, Індії, Японії, Ізраїлі та Північній Кореї» [3].

У Китаї фахівці найближчі перспективи пов'язують із ракетами легкого класу Newline-1, яку розробляє приватна компанія Linkspace. Ракета складається з двох ступенів, перший з яких зможе повертатися на Землю та використовуватися повторно, подібно до американської Falcon 9, а RLV-T5 має

довжину 8,1 м і діаметр 65 см, укомплектована п'ятьма рідинними двигунами, які працюють на етанолі та зрідженому кисні. Удосконалюючи свої конструкторські розробки у різних напрямках освоєння космічного простору, китайські вчені ґрунтуються на використанні РРД. Іранські фахівці зосередилися на створення ракети-носія Сафір, яка є двоступінчастою ракетою з РРД. Як компоненти палива використовується окислювач АК-27І (на основі азотної кислоти) і вуглеводневе пальне - ТМ-185 [4].

Японська космонавтика пов'язує свої найближчі перспективи з випробуванням побудованої в 2020 році нової ракети компанією Mitsubishi Heavy Industries. Базова структура ракети включає вдосконалений рідинний двигун. Фахівці пропонують сучасні розрахунки, пов'язані з використанням сучасних вітчизняних ракет-носіїв різних класів, описуючи можливості рідинного ракетного двигуна [5]. Крім того, продовжуються експериментальні та теоретичні дослідження, пов'язані з процесами моделювання характеристик процесу матричної конверсії метан-кисневої суміші при введенні в неї добавок водню, монооксиду вуглецю, синтез-газу та водяної пари [6].

## **1.2. Аналіз існуючих аналогів РРД**

Ракетний двигун – це установка, призначена для отримання тяги шляхом перетворення будь-якого виду енергії на кінетичну енергію робочого тіла, що відкидається від двигуна у навколишнє середовище.

Найбільш поширені хімічні ракетні двигуни, в яких, в результаті екзотермічної хімічної реакції пального та окислювача, продукти згорання нагріваються в камері згорання до високих температур, розширюючись, розганяються в надзвуковому соплі і витікають з двигуна. Паливо хімічного ракетного двигуна є джерелом як теплової енергії, так і газоподібного робочого тіла, при розширенні якого його внутрішня енергія перетворюється на кінетичну енергію реактивного струменя.



У рідинних ракетних двигунах (РРД) пальне та окислювач перебувають у рідкому агрегатному стані. Вони подаються в камеру згоряння за допомогою турбонасосних або витіснювальних систем подач. Маючи порівняно невисокий питомий імпульс, дані ракетні двигуни дозволяють розвивати велику тягу, що особливо важливо при створенні засобів виведення корисного навантаження на орбіту або для здійснення міжпланетних польотів у відносно короткі терміни.

Ми розглянемо наступні рідинні ракетні двигуни:

- РД-120;
- РД-253;
- RS-25;
- J-2;
- Vulcain.

### 1.2.1. РД-120

РД-120 (рис. 1) – рідинний ракетний двигун, що використовувався як маршовий для другого ступеня ракет-носіїв «Зеніт». Працює на очищеному гасі RG-1 та LOX (рідкому кисні). Має схему з допалюванням окислювального газу. Оскільки він має одну фіксовану камеру згоряння, він працює в парі із двигуном РД-8 з чотирма камерами згоряння [7].

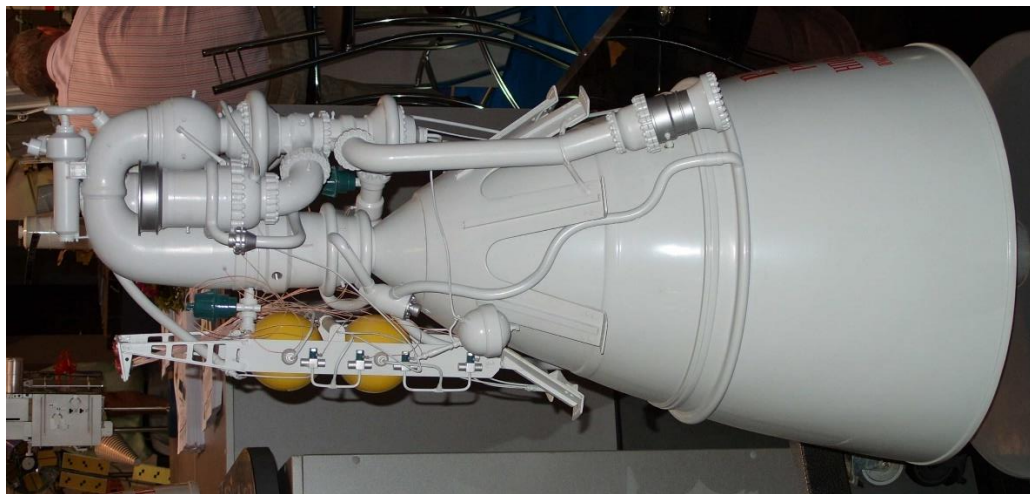


Рис. 1. РД-120 [8]

Двигун розроблявся з 1976 по 1985 рік в НВО «Енергомаш» та вироблявся на ВО «Південному машинобудівному заводі ім. Макарова». Перше випробовування відбулося 31 січня 1979 року. А перший успішний політ відбувся у грудні 1987 року після декількох невдалих спроб. З 1992 року використовувався американським аерокосмічним підприємством Pratt & Whitney для програми Orbital Sciences X-34 на багаторазовій ракеті-носії. Також РД-120 серйозно розглядався для запуску ракет з літака Boeing 747. В США двигун був модифікований додаванням кронштейну карданного вала, що дозволив реалізовувати керування вектором тяги, і називався РД-120М. Також і в Китаї на основі РД-120 стали виробляти власні двигуни YF-100 і YF-115.

Даний двигун мав дві робочі версії та деякі пропозиції модифікацій:

- РД-120 – оригінальна версія для другого ступеня Zenit-2. Використовує вертикальний турбонасос, паливний бак має форму тора, а двигун розташовується в центр;
- РД-120 (зі збільшеною тягою) – версія з підсиленою тягою, розроблений для другого ступеня Zenit-3SL;
- РД-120К – версія із зменшеною площею розширення і зменшеною загальною довжиною за рахунок компоновки підсистем;
- РД-120М – версія для програми Orbital Sciences X-34;
- РД-120U – версія для ракет-носіїв ULV-22;
- РД-146 – надморський варіант двигуна РД-120; [9]
- РД-182 – версія, що працює на метані та рідкому кисні, для ракети-носія «Рікша»;
- РД-182М – версія, що працює на зрідженому природному газі та рідкому кисні, для проекту ракети-носія «Повітряний старт»;

- РД-870 – український варіант РД-120К для першого ступеня ракети-носія Циклон-4М SLV.

Основні характеристики двигунів сімейства РД-120 наведено в табл. 1. [10]

Таблиця 1. Основні характеристики двигунів сімейства РД-120

Найменування	РД-120	РД-120 (зі збільшеною тягою)	РД-120К	РД-870
Паливо	RG-1 (гас) та LOX (рідкий кисень)			
Тиск у камері згорання, МПа	16,28	17,81	17,63	16
Тяга у вакуумі, кН	833,6	912	853,2	867,5
Тяга на рівні моря, кН	-	-	784,5	
Питомий імпульс у вакуумі, с	350	350	330	332
Питомий імпульс на рівні моря, с	-	-	304,4	298
Розширення сопла	114,5	114,5	49,6	-
Час роботи, с	290	290	305	200
Ресурс двигуна, с	2200	2200	2200	-
Довжина, мм	3872	3872	2435	2746
Діаметр, мм	1954	1954	1400	1436
Маса, кг	1125	1125	1080	1280
Ракета-носій	Зеніт-2	Зеніт-3SL	проект	проект

### 1.2.2. РД-253

РД-253 (рис. 2) і його пізніші варіанти РД-275 і РД-275М — рідинні ракетні двигуни, що використовуються на першому ступені ракети-носія «Протон» і використовують багатоступінчатий цикл згоряння. Він працює на НДМГ (несиметричний диметилгідрозин) та  $N_2O_4$  (азотний тетраоксид), які є дуже токсичними, але гіперголічними та можуть зберігатися при кімнатній температурі, що спрощує конструкцію двигуна.

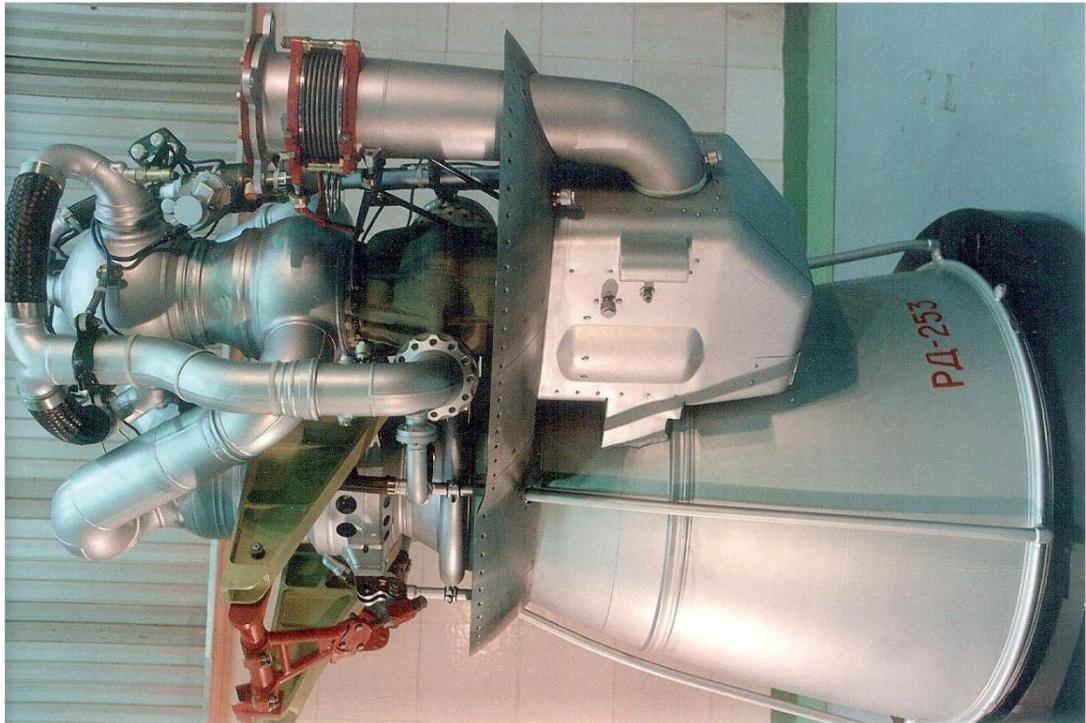


Рис. 2. РД-253 [11]

Розроблявся на НВО «Енергомаш» з 1961 року. Вперше він був використаний у липні 1965 року, коли шість двигунів приводили в дію перший ступінь ракети. Розробка і виробництво РД-253 стало якісним кроком вперед для ракетобудування того часу завдяки досягненню високих рівнів тяги, питомого імпульсу і тиску в камері згоряння. Цей двигун є одним з найнадійніших двигунів.

Двигуни РД-253 на ракеті-носії «Протон-К» зіграли ключову роль у космічних місіях, включаючи такі програми: «Луна», «Венера», «Зонд Марса», пілотовані

орбітальні станції «Салют», «Мир» і поставила кілька основних модулів для МКС. Двигун широко використовувався для запуску важких супутників [12].

З моменту початкової розробки двигуна було розроблено кілька модифікацій, які не використовувалися в ракетах. Одним з них був двигун РД-256, розробка якого зупинилася на дослідних моделях. Він не використовувався в польотах і був розроблений для скасованого запуску. Модифікація РД-254 комплектувалася подовженою насадкою для роботи у вакуумі. Модифікація РД-275 (14Д14) з'явилася в результаті розробок 1987-1993 років з метою отримання більш потужного варіанту двигуна. Його на 7,7% вища тяга була досягнута шляхом підвищення тиску в камері згоряння, що дозволило підняти масу корисного вантажу на геостаціонарну орбіту понад 6000 кг. Наступна модифікація РД-275М має на 5,2% більшу тягу, він був розроблений для доставки 6150 кг геостаціонарну орбіту [13].

Нижче представлені версії та модифікації даного двигуна:

- RD-220 – початковий варіант двигуна для першого ступеня ракети Н-1;
- RD-221 – двигун для другого ступеня ракети Н-1;
- РД-222 – двигун для першого ступеня модифікованої Н-1;
- РД-223 – двигун для першого ступеня модифікованої Н-1;
- РД-253 – серійний двигун першого ступеня ракети-носія «Протон», розглядався і для першого ступеня Н-1;
- РД-253Ф – двигун для першого ступеня проекту Р-36М;
- РД-254 – проект для третього ступеня УР-700 і другого ступеня «Протон» і Н-1, це була висотна версія РД-253;
- РД-275 – серійний двигун першого ступеня ракети-носія «Протон-М». РД-253 із збільшеною на 8% тягою;
- РД-275М (також відомий як РД-276) – серійний двигун першого ступеня ракети-носія «Протон-М». Покращений РД-275.

Основні характеристики двигунів сімейства РД-120 наведено в табл. 2. [14]

Таблиця 2. Основні характеристики двигунів сімейства РД-220

Найменування	РД-220	РД-221	РД-222	РД-223	РД-253
Тиск у камері згоряння, МПа	14,7				
Тяга у вакуумі, кН	1,074	1,120	1,634	1,700	1,635
Тяга на рівні моря, кН	947	-	1,471	-	1,474
Питомий імпульс у вакуумі, с	306	318	302	314	316
Питомий імпульс на рівні моря, с	270	-	272	-	285
Довжина, мм	2600	4200	3470	5050	3000
Діаметр, мм	1300	2400	1460	2530	1500
Ракета-носій	Н-1 (перший ступінь)	Н-1 (другий ступінь)	Н-1 (перший ступінь)	Н-1 (другий ступінь)	Протон

Продовження таблиці 2

Найменування	РД-253Ф	РД-254	РД-275	РД-275М
Тиск у камері згоряння, МПа	16,9	14,7	15,7	16,5
Тяга у вакуумі, кН	1,870	1,720	1,750	1,832
Тяга на рівні моря, кН	1,720	-	1,590	1,671
Питомий імпульс у вакуумі, с	317	328	316	315,8



Питомий імпульс на рівні моря, с	290	-	287	288
Довжина, мм	2700	4000	3050	3050
Діаметр, мм	1490	2600	1500	1500
Ракета-носій	R-36М	UR-700	Протон-М	Протон-М

### 1.2.3. RS-25

RS-25 або SSME (Space Shuttle Main Engine) (рис. 3) – рідинний ракетний двигун компанії, що використовувався на «Спейс Шаттлі», на кожному з яких було встановлено три таких двигуна. Основними компонентами палива двигуна є рідкий кисень (окислювач) та водень (пальне). RS-25 використовує схему закритого циклу (з допалюванням генераторного газу).

Розроблений і виготовлений у Сполучених Штатах компанією Rocketdyne (пізніше Pratt & Whitney Rocketdyne і Aerojet Rocketdyne). Кожен двигун виробляє тягу 1859 кН (418 000 фунт-сила) при старті.

Розробка RS-25 в 1970-х, а перший політ відбувся на STS-1 12 квітня 1981 року. RS-25 зазнавав модернізацій протягом своєї історії експлуатації, щоб підвищити надійність двигуна, безпеки та об'єктивності обслуговування.



Рис. 3. RS-25 [15]

Спейс Шаттл використовував групу з трьох двигунів RS-25, встановлених на кормі орбітального апарату, паливо забиралося із зовнішнього бака. Двигуни використовувалися для приведення в рух під час підйому космічного корабля, причому загальна тяга була збільшена за рахунок двох твердотільних ракетних прискорювачів і двох двигунів орбітальної системи маневрування AJ10. Після кожного польоту двигуни RS-25 знімали з орбітального апарату, перевіряли, відновлювали, а потім повторно використовували в іншій місії. У польотах Space Launch System двигуни будуть одноразовими. Для перших чотирьох польотів двигуни, що залишилися від програми Space Shuttle, будуть відремонтовані та використані до того, як NASA перейде на спрощений варіант RS-25E [16].

Двигун RS-25 складається з насосів, клапанів та інших компонентів, які працюють узгоджено для створення тяги. Паливо (рідкий водень) і окислювач (рідкий кисень) із зовнішнього резервуару космічного човна надходили на орбітальний апарат через шлангові роз'єднувальні клапани, а звідти йшли через лінії живлення головної силової установки орбітального апарату (MPS); тоді як у системі космічного запуску (SLS) паливо й окислювач із основного ступеня ракети надходять безпосередньо в лінії MPS. Потрапивши в лінії MPS,



паливо й окислювач розгалужуються на окремі шляхи до кожного двигуна (три на Space Shuttle, чотири на SLS). У кожній гілці попередні клапани дозволяють пропелентам надходити в двигун.

Потрапляючи в двигун, пропеленти протікають через паливні та окислювальні турбонасоси низького тиску (LPFTP і LPOTP), а звідти в турбонасоси високого тиску (HPFTP і HPOTP). З цих HPOTP паливо проходить різними маршрутами через двигун. Окисник поділяється на чотири окремі шляхи: до теплообмінника окислювача, який потім поділяється на системи підвищення тиску в резервуарі окислювача та системи придушення викиду; до турбонасосу окислювача низького тиску (LPOTH); до попереднього пальника окислювача високого тиску, звідки він поділяється на турбіну HPFTP і HPOTP перед тим, як знову об'єднатися в колекторі гарячого газу та відправитися в основну камеру згоряння (МСС); або безпосередньо в форсунки головної камери згоряння (МСС).

При цьому паливо надходить через головний паливний клапан в регенеративні системи охолодження форсунок і МСС або через клапан охолоджувача камери. Паливо, що проходить через систему охолодження МСС, потім проходить назад через турбіну LPFTP перед тим, як направлятися або до системи підвищення тиску в паливному баку, або до системи охолодження колектора гарячого газу (звідки воно переходить до МСС). Потім паливо в системах охолодження сопла та камери охолоджуючої рідини надсилається через попередні пальники в турбіну HPFTP і HPOTP, а потім знову об'єднується в колекторі гарячого газу, звідки воно потрапляє в форсунки МСС. Потрапивши в форсунки, пропеленти змішуються та впорскуються в основну камеру згоряння, де вони запалюються. Викид палаючої паливної суміші через горловину і розтруб сопла двигуна створює тягу [17].

Основні характеристики двигуна RS-25 наведено в табл. 3.

*Таблиця 3. Основні характеристики двигуна RS-25*

Найменування	RS-25
Паливо	LH2 (рідкий водень) і LOX (рідкий кисень)
Тиск у камері згоряння, МПа	18,9
Тяга у вакуумі, кН	2170
Тяга на рівні моря, кН	1670
Питомий імпульс у вакуумі, с	452,5
Питомий імпульс на рівні моря, с	363
Ступінь розширення	77,5
Час роботи, с	520
Тягоозброєність	73,12
Довжина, мм	4240
Діаметр, мм	2400
Маса, кг	3390
Ракета-носій	Спейс Шаттл

#### 1.2.4. J-2

J-2 (рис. 4) – рідинний ракетний двигун компанії Rocketdyne, виконаний за схемою відкритого генераторного циклу. Працює на ракетах-носіях NASA Saturn IB і Saturn V. Використовує криогенний рідкий водень (LH2) і рідкий кисень (LOX).

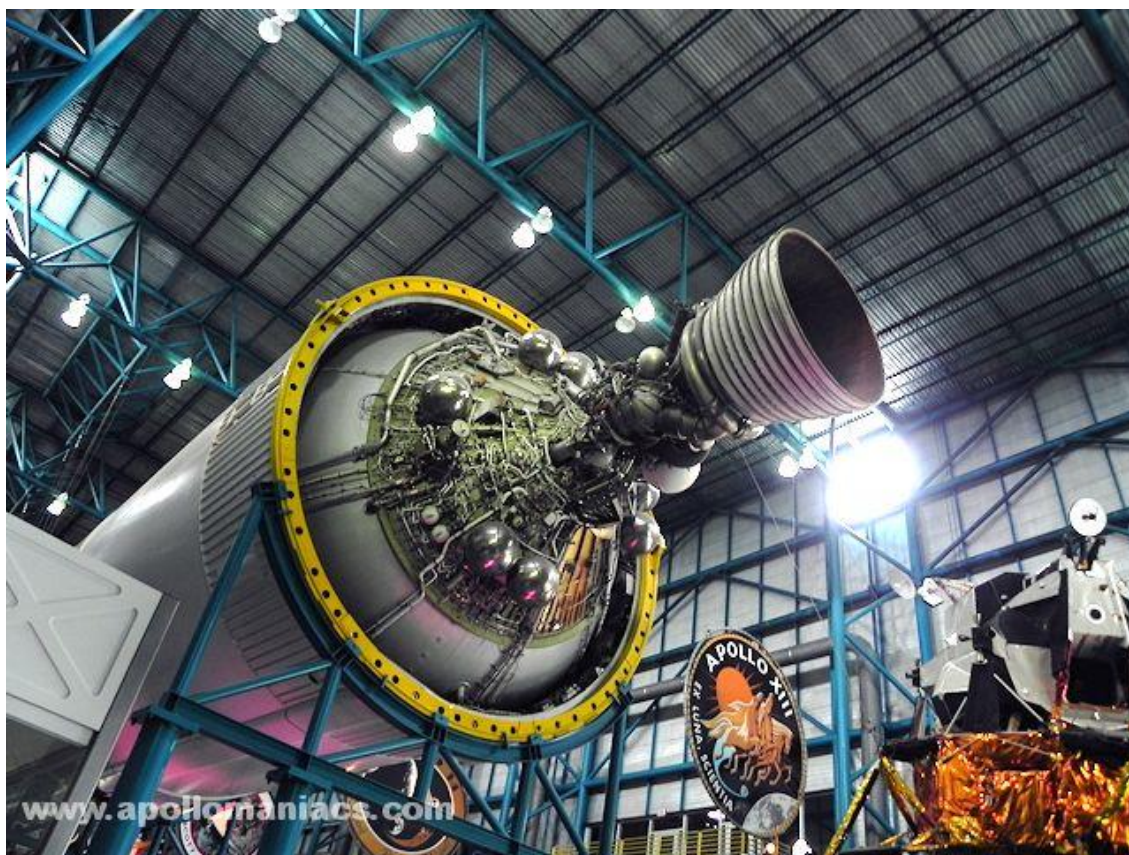


Рис. 4. J-2 [18]

Компанія Rocketdyne почала розробляти двигун J-2 у червні 1960 року, а перший політ, AS-201, відбувся 26 лютого 1966 року. Він був важливою частиною програми NASA "Аполлон" - п'ять двигунів використовувалися на другому ступені РН Сатурн-5 (S-II) і один двигун використовувався на третьому ступені (S-IVB). Також були пропозиції щодо його використання в проекті надважкого марсіанського РН «Нова» з передбачуваною вантажопідйомністю на низьку опорну орбіту до 300 т. На 2009 рік модифікований варіант ЖРД J-2 планувалося використовувати на других щаблях РН Арес-1 і Арес- 5 програми НАСА «Сузір'я». Планується використовувати для другого ступеня SLS.

У стандартній конфігурації двигун призначений для використання у вакуумі, тобто на верхніх ступенях ракет-носіїв. Відмінною особливістю J-2 на час створення була можливість його повторного включення, що застосовувалося на третьому ступені S-IVB місячної ракети Сатурн-5. Ця особливість двигуна

дозволяла спочатку виконати завершення виведення корисного навантаження на низьку опорну орбіту, а через деякий час виконати розгін до Місяця.

Модернізована версія двигуна, J-2X, розглядалася для використання на етапі вильоту з Землі заміни космічного човника NASA Space Launch System. Також були створені двигуни з соплом Лаваля J-2S і типу аерошип J-2T, які були скасовані після завершення програми Apollo.

Основні характеристики двигунів сімейства J-2 наведено в табл. 4. [19]

*Таблиця 4. Основні характеристики двигунів сімейства J-2*

Найменування	J-2	J-2S	J-2X
Паливо	LN <sub>2</sub> (рідкий водень) і LOX (рідкий кисень)		
Тяга у вакуумі, кН	1033.1	1138.5	1310
Питомий імпульс у вакуумі, с	421	436	448
Час роботи, с	475	475	465
Тягоозброєність	73.18	85.32	55.04
Маса, кг	1438	1400	2472
Діаметр, мм	2010	2010	3050
Довжина, мм	3380	3380	4700
Ракета-носій	Saturn V/S-II (другий ступінь), Saturn IB та Saturn V/S-IVB (верхній ступінь)	Планувалось встановити на Saturn V/S-II (другий ступінь) та S-IVB (верхній ступінь)	Планувалось встановити на Ares I (верхній ступінь) та Ares V (верхній ступінь)



### 1.2.5. Vulcain

Vulcain (рис. 5) – сімейство європейських ракетних двигунів для Ariane 5 і Ariane 6. Використовувався на перших ступенях ракет-носіїв. Використовує рідкий водень (LH2) і рідкий кисень (LOX).

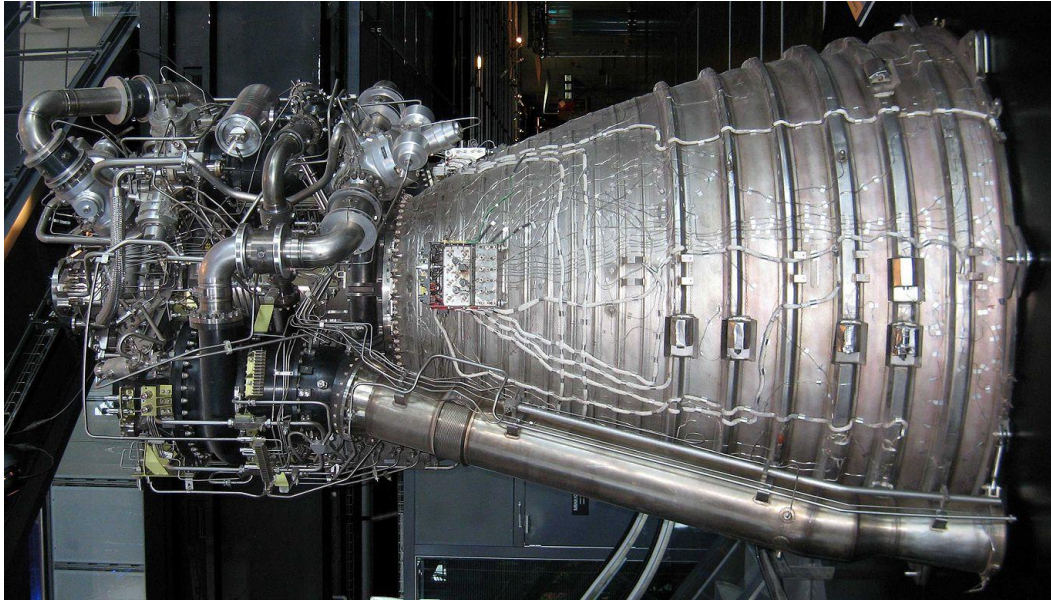


Рис. 5. Vulcain [20]

Його розробка почалася в 1988 році, а перший політ відбувся в 1996 році, але він був неуспішним. Безперерйна робота пройшла в польоті вже 1997 року. Оновлена версія двигуна Vulcain 2 вперше успішно полетіла в 2005 році. В ньому було збільшено тягу на 20%, посилено конструкцію та покращено теплоізоляцію. Нова версія, що розробляється для Ariane 6, називається Vulcain 2.1. Його розробка почалась в 2014 році. Кількість деталей в соплі Vulcain 2.1 було зменшено аж на 90%, вартість на 40%, а час виробництва на 30% порівняно з двигуном Vulcain 2 [21].

Vulcain – кріогенний двигун відкритого циклу на компонентах водень і кисень, камера згоряння використовує концепцію «внутрішньостінних каналів» (англ. tube wall), в якій надходження палива та окислювача здійснюється за безліччю трубок, вигнутих формою камери згоряння. Для охолодження нижньої частини

сопла використовують генераторний газ. Двигун забезпечує 8% від загальної тяги при старті Аріан 5. Решта тяги забезпечується твердопаливними прискорювачами. Кисневий насос обертається зі швидкістю 13600 об/хв (3 МВт), водневий - 34000 об/хв (12 МВт). Під час роботи двигуна через нього проходить загалом 235 кг/с, у тому числі 41,2 кг/с посідає водень. Perezбагачення паливної суміші воднем проводиться поліпшення питомого імпульсу двигуна [22].

Основні характеристики двигуна Vulcain 2 наведено в табл. 5. [23]

*Таблиця 5. Основні характеристики двигуна Vulcain 2*

Найменування	Vulcain 2
Паливо	LH2 (рідкий водень) і LOX (рідкий кисень)
Тиск у камері згоряння, МПа	11,65
Тяга у вакуумі, кН	1339,5
Тяга на рівні моря, кН	900,2
Питомий імпульс, с	431
Ступінь розширення	60:1
Час роботи, с	600
Довжина, мм	3000
Діаметр, мм	1760
Маса, кг	1686
Ракета-носій	Аріан 5

### **Висновки до розділу**

В даному розділі ми обґрунтували необхідність створення української ракети-носія легкого класу для виведення малогабаритних космічних апаратів, яка забезпечить оперативний запуск апаратів для формування та обслуговування

низькоорбітальних систем супутників дистанційного зондування Землі, зв'язку і навігації.

Також ми обґрунтували вибір твердопаливного прискорювача для першого ступеня ракети і РРД для другого. РРД другого ступеня ракети, який ми проєктуємо повинен вивести корисне навантаження на цільову орбіту, тому має місце необхідність наявності високої маневреності і керованості, яку даний тип двигуна і забезпечить.

У розділі ми також, ґрунтуючись на міжнародних прикладах, описали досвід використання РРД у світі як перспективного типу двигунів для ракет-носіїв.

У підрозділі «Аналіз існуючих аналогів легких ракет» ми розглянули РРД, тягою 833 – 2170 кН.

Це наступні РРД:

- РД-120 – тяга у вакуумі 833,6 кН, паливо – гас + рідкий кисень;
- РД-253 – тяга у вакуумі 1,635 кН;
- RS-25 – тяга у вакуумі 2170 кН, паливо – рідкий водень + рідкий кисень;
- J-2 – тяга у вакуумі 1033.1 кН, паливо – рідкий водень + рідкий кисень;
- Vulcain – тяга у вакуумі 1339,5 кН, паливо – рідкий водень + рідкий кисень.

## 2. ПРОЕКТУВАННЯ РІДИННОГО РЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

### 2.1. Вибір палива та його основні характеристики

Вибір палива при проектуванні ракет має особливе значення, оскільки фізико-хімічні властивості компонентів палива та умов їх експлуатації практично повністю визначають тип двигуна, систему проектних параметрів, масу, габарити та балістичні можливості ракети. До цього можна додати і те, що 80...95 % стартової маси ракети посідає частку палива.

Хімічні палива, в яких виділення енергії відбувається в процесі реакції згоряння, зазвичай складаються з двох речовин або, як їх називають, компонентів палива – пального і окислювача. Пальним називається речовина, що складається в основному з палих елементів, що окислюються в процесі згоряння. Окислювачем називається речовина, що складається в основному з окислювальних елементів, які використовуються для окислення пального [24].

В парі пальне + окислювач можуть використовуватися різні компоненти. У сучасних кріогенних двигунах використовується пара рідкий кисень + водень. Іншою групою компонентів є самозаймисті при контакті один з одним, наприклад, азотний тетраоксид + несиметричний диметилгідразин. Досить часто застосовується пара рідкий кисень + гас. Істотно співвідношення компонентів: на 1 частину пального може подаватися від 1 частини окислювача (паливна пара кисень + гідразин) до 5 і навіть 19 частин окислювача (паливні пари азотна кислота + гас і фтор + водень відповідно).

Для РРД другого ступеня ракети-носія ми використаємо пару рідкий кисень (LOX) + рідкий водень (LH<sub>2</sub>). Рідкий кисень буде використано як окислювач, а рідкий водень – як пальне. Двигуни, що використовують рідкий водень, зазвичай працюють у режимі надлишку пального, що дозволяє зменшити масову витрату палива та підвищити економічність. Питомий імпульс двигуна на даному паливі може досягати 480 с. В космічних умовах РРД, що працюють на рідкому водні і



рідкому кисні, в 1,5 – 4 рази більш ефективні, ніж РРД, що використовують керосин та рідкий кисень.

Рідкий водень представляє собою безбарвну прозору рідину; він легше води в 14 рази і в 11 раз легше палива типу керосин. Рідкий водень у суміші з рідким киснем легко займається з малим періодом затримки займання має дуже високу теплоту згоряння, що дорівнює 3010 ккал/кг, і широкі концентраційні межі займання. У той же час таке паливо відрізняється великим газоутворенням (1240 л/кг). Газоподібний водень найлегший із газів. Рідкий водень – надзвичайно легка рухома рідина з дуже низькими температурами кипіння (-253 °С) і замерзання (-257 °С) і малою щільністю (0,007). Мала атомна вага, висока питома теплоємність і висока теплота згоряння характеризують рідкий водень як високоефективне ракетне пальне.

Основні фізичні показники водню наведено на табл. 6

*Таблиця 6. Основні фізичні показники водню [25]*

Показник	Значення
Щільність при -253 °С, г/см <sup>3</sup>	0,0768
В'язкість при -253 °С, мПа·с	0,0087
Температура, °С	
- кипіння	-253
- кристалізації	-259
Теплота, кДж/кг	
- випаровування при -253 °С	442
- плавлення при -259 °С	58,6
- згоряння газоподібного (нижча)	120160
Питома теплопровідність при 21 °С і 0,1 МПа, Дж/(м·с)	10,8
Питома теплоємність при -251,8 °С, кДж/(кг·К)	9,7
Коефіцієнт термічного розширення рідини при 19 К і тиску насичення	0,01420

Застосування рідкого водню ускладнює його занадто мала щільність, складність зберігання та поводження з ним, як з легкозаймистою речовиною. Однак, враховуючи високі енергетичні якості рідкого водню, воно є популярним паливом, особливо для двигунів ракет великого радіусу дії. Накопичений досвід роботи з рідким воднем переконливо показує, що проблеми безпечного поводження з ним можуть бути вирішені та зведені до аналогічних проблем у галузі низькотемпературних рідин та горючих речовин. Суть заходів техніки безпеки при поводженні з рідким воднем полягає у виключенні утворення займистих сумішей та усуненні джерел запалення. Конструкції технологічного обладнання, систем зберігання засобів транспортування повинні забезпечувати у разі пожежі мінімальну схильність до впливу вогню [26].

Широке використання ракетних палив з рідким киснем визначається низкою його істотних переваг. Маючи практично стовідсотковий вміст реакційно здатного кисню, окислювач забезпечує високу теплоту згоряння палива. Низька в'язкість і легке випаровування рідкого кисню обумовлює хороше сумішоутворення в двигуні. Відсутність корозійного впливу на конструкційні матеріали та нетоксичність продукту значно полегшують роботу з ним. Мала вартість рідкого кисню, необмежена сировинна і розвинена промислова база, можливість отримання окислювача практично в будь-якому місці є також важливими його перевагами. Палива, в яких як окислювач використовується рідкий кисень, як правило не є самозаймистими.

Рідкий кисень як окислювач ракетних палив має і істотні недоліки, які в основному визначаються порівняно невисокою щільністю, низькою хімічною недостатньою для отримання самозаймистих палив, а також низькою температурою кипіння.

За нормальних умов кисень  $O_2$  безбарвний газ, що не має запаху і смаку. При охолодженні до  $-182,98\text{ }^\circ\text{C}$  він зріджується в блідо-синю рідину, яка твердне при

-218,7 °С з утворенням синіх кристалів гексагональної системи з періодами:  $a = 0,575$  нм і  $b = 0,759$  нм.

Основні фізичні характеристики кисню наведені в табл. 7.

Таблиця 7. Основні фізичні характеристики кисню [27]

Показник	Значення
Молекулярна вага	32,00
Температура, °С	
- кипіння	-182,98
- кристалізації	-218,7
Щільність, г/см <sup>3</sup>	
- рідини при -182,98 °С	1,1321
- кристалів при -252,7 °С	1,46
Критичні параметри	
- температура, °С	-118,84
- тиск, МПа	5,004
В'язкість рідини при -182,3 °С, мПа·с	0,189
Діелектрична проникність рідини	1,491
Питома теплопровідність при -195 °С, Вт/(м·К)	$19,35 \cdot 10^{-2}$
Теплота, кДж/моль	
- випаровування	6,833
- плавлення	0,4421
Теплоємність рідини при -182,98 °С, кДж/(кг·К)	1,699

Нижче (табл. 8) наведено характеристики палива рідкий кисень (LOX) + рідкий водень (LH2) при тиску в камері згоряння  $p_k = 15$  Мпа = 148 атм та  $\varepsilon = 300$ .

Таблиця 8. Основні характеристики палива рідкий кисень (LOX) + рідкий водень (LH2) [28]

Пальне	Окислювач	$\alpha_{ок}$	$K_m$	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$T_k$ , К	$T_a$ , К	$\beta$ , м/с	$n_{із}$	$I_{пит}$ , м/с	$I_{пит.п.}$ , м/с	$\bar{F}_c$
LH2	LOX	0,7	5,56	345	3483	1419	2348	1,19	4164	4378	27,39

де  $p_k$  – тиск у камері згоряння;

$\varepsilon$  – газодинамічна ступінь розширення сопла;

$\alpha_{ок}$  – коефіцієнт надлишку окислювача;

$K_m$  – масове співвідношення компонентів;

$\rho$  – щільність палива;

$T_k$  – температура газів в камері згоряння;

$T_a$  – температура газів на зрізі сопла;

$\beta$  – витратний комплекс;

$n_{із}$  – показник ізентропи розширення газів в соплі;

$I_{пит}$  – питомий імпульс;

$I_{пит.п.}$  – питомий імпульс в пустоті;

$\bar{F}_c$  – безрозмірна площа сопла.

Оптимальне значення тиску в камері згоряння дорівнює  $p_{k,опт} = 0,8p_k = 118,4$  атм.

## 2.2. Проектування камери згоряння

Камера двигуна є головним агрегатом ракетної двигунної установки. Найбільш розповсюдженими видами камерами згоряння є камери згоряння циліндричної форми. Вони застосовуються для камер двигунів усіх тяг. Камери циліндричної форми у порівнянні з камерами інших форм простіші у своїй конструкції і у виготовленні, а відповідно мають меншу вартість. Також вони мають менший габаритний діаметр. Однак циліндричні камери мають ряд недоліків: при однаковому об'ємі вони поверхня оболонки більше, що ускладнює її охолодження; для підвищення міцності необхідно збільшувати питому вагу і вартість; мають нижчий питомий імпульс і більшу тепловіддачу від газу до оболонки; менша стійкість роботи щодо високочастотних коливань, що звужує межі регулювання тяги зміною витрати палива.

Існують також камери кулястої, конічної, кільцевої форми, однак їх застосування є недоцільним і менш вигідним, головним чином через складність їх виготовлення. Тому використовувати ми саме циліндричні.

Камера представлятиме собою паяно-зварну конструкцію, що складатиметься з форсуночної головки, циліндричної, докритичної і закритичної частин. камерами згоряння є камери згоряння циліндричної форми.

Форсуночна головка складатиметься з силового кільця, вогневого днища, середнього днища, сферичного зовнішнього днища і двокомпонентних форсунок. Порожнина пального утворена зовнішнім і середнім днищами, а порожнина окислювача утворена середнім та вогневим днищами.

Проведемо розрахунок площі критичного перерізу – одного із основних розмірів камери, оскільки він слугуватиме вихідним параметром для визначення форми і розмірів згоряння.

Для цього визначимо значення питомого імпульсу тяги у вакуумі [29-33]:

$$I_{\text{пит.п}} = \frac{\sqrt{T_k}}{B} \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{1}{n-1}} L(\lambda_a),$$

де  $L(\lambda_a)$  – значення газодинамічної функції повного імпульса потоку,

$$L(\lambda_a) = \lambda_a + \frac{1}{\lambda_a};$$

$\lambda_a$  – коефіцієнт швидкості потоку на зрізі сопла,  $\lambda_a = \frac{W_a}{a_{\text{кр}}}$ .

де  $W_a$  – швидкість потоку;

$a_{\text{кр}}$  – величина, що характеризує критичну швидкість витікання.

Дійсний питомий імпульс:

$$I_{\text{пит}} = I_{\text{пит}}^T * \varphi_{\Sigma} = I_{\text{пит}}^T(\varphi_k * \varphi_c),$$

де  $\varphi_k$  – коефіцієнт втрат в камері,  $\varphi_k = 0,98$ ;

$\varphi_c$  – коефіцієнт втрат в соплі,  $\varphi_c = \varphi_{тр} * \varphi_v * \varphi_Q$ ,

$\varphi_{тр}$  – коефіцієнт, який враховує втрати на тертя при течії газового потоку вздовж стінки камери,  $\varphi_{тр} = 0,975$ ;

$\varphi_v$  – коефіцієнт втрат, що показує газодинамічні втрати, пов'язані з нерівномірністю поля швидкостей по величині і напрямку на зрізі сопла,  $\varphi_v = 0,98$ ;

$\varphi_Q$  – коефіцієнт, що враховує термодинамічні втрати,  $\varphi_Q = 0,995$ .

Тоді,

$$\varphi_c = 0,975 * 0,98 * 0,995 = 0,95.$$

$$\varphi_{\Sigma} = 0,98 * 0,95 = 0,931.$$

$$a_{кр} = \sqrt{2 \frac{n}{n+1} R_3 T_3} = \sqrt{2 \frac{1,156}{1,156+1} 353,3 \cdot 1440} = 738,6,$$

де  $R_3$  – теплоємність на зрізі сопла, кДж/кг\*К;

$T_3$  – температура на зрізі сопла, К.

$$B = \sqrt{n \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}} \sqrt{\frac{1}{R_a}} = \sqrt{1,156 \left( \frac{2}{1,156+1} \right)^{\frac{1,156+1}{1,156-1}}} \sqrt{\frac{1}{353,3}} = 0,034$$

Знайдемо коефіцієнт швидкості потоку на зрізі сопла:

$$\lambda_a = \frac{W_a}{a_{кр}} = \frac{3710}{738,6} = 5,023$$

$$L(\lambda_a) = \lambda_a + \frac{1}{\lambda_a} = 5,023 + \frac{1}{5,023} = 5,222$$

Знайдемо значення імпульсу:

$$I_{\text{пит}} = \frac{\sqrt{1440}}{0,034} \left( \frac{2}{1,156 + 1} \right)^{\frac{1}{1,156-1}} 5,222 = 3601 \text{ м/с,}$$

Тоді імпульс в пустоті:

$$I_{\text{пит.п.}} = \frac{3601}{9,8} = 367,4 \text{ м/с}$$

Питомий імпульс з урахуванням втрат:

$$I_{\text{пит}} = 367,4 * 0,931 = 342,05 \text{ м/с}$$

Знайдемо значення дійсної витрати палива:

$$\dot{m}_{\text{п}} = \frac{P}{I_{\text{пит}}} = \frac{1200 \cdot 10^3 \text{ Н}}{342,05 \text{ с}} = \frac{1223651}{342,05} = 357,74 \text{ кг/с}$$

де  $P$  – тяга, кг.

Витрата пального:

$$\dot{m}_{\text{п}} = \frac{\dot{m}_{\text{п}}}{1 + K_m} = \frac{357,74}{1 + 5,56} = 54,53 \text{ кг/с}$$

Витрата окислювача:

$$\dot{m}_{\text{o}} = \frac{\dot{m}_{\text{п}} * K_m}{1 + K_m} = \frac{357,74 * 5,56}{1 + 5,56} = 303,2 \text{ кг/с}$$

Тепер визначимо теоретичну площу критичного перерізу:

$$F_{\text{кр}}^T = \frac{\beta * \dot{m}_{\text{п}}}{P_k}$$

де  $\beta$  – витратний комплекс:

$$\beta = \frac{\sqrt{R_k T_k}}{\sqrt{n} \left( \frac{2}{n+1} \right)^{\frac{(n+1)}{2(n-1)}}} = \frac{\sqrt{380 * 3656,3}}{\sqrt{1,135} \left( \frac{2}{1,135+1} \right)^{\frac{(1,135+1)}{2(1,135-1)}}} = 1855 \text{ м/с}$$

де  $R_k$  – теплоємність в камері згоряння, кДж/кг\*К;

$T_k$  – температура в камері згоряння, К.

Тоді теоретична площа критичного перерізу:

$$F_{кр}^T = \frac{\beta * \dot{m}_П}{P_k} = \frac{1855 * 357,74}{14513866} = 0,045722 \text{ м}^2$$

Звідси діаметр критичного перерізу:

$$D_{кр} = 241,2 \text{ мм}$$

Визначимо геометричну ступінь розширення сопла:

$$\frac{F_a}{F_{кр}} = \frac{\left(\frac{2}{n+1}\right)^{\frac{1}{n-1}} \sqrt{\frac{n-1}{n+1}}}{\sqrt{\left(\frac{P_a}{P_k}\right)^{\frac{2}{n}} - \left(\frac{P_a}{P_k}\right)^{\frac{n+1}{n}}}} = \frac{\left(\frac{2}{1,135+1}\right)^{\frac{1}{1,135-1}} \sqrt{\frac{1,135-1}{1,135+1}}}{\sqrt{\left(\frac{0,06512}{68,43}\right)^{\frac{2}{1,135}} - \left(\frac{0,06512}{68,43}\right)^{\frac{1,135+1}{1,135}}}}$$

де  $P_a$  – тиск на зрізі сопла, атм;

$P_k$  – тиск на зрізі критичного перерізу, атм.

Тоді площа вихідного перерізу:

$$F_a = 4,339 \text{ м}^2$$

Діаметр вихідного перерізу сопла:

$$D_a = \sqrt{\frac{4F_a}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 * 4,339}{\pi}} = 2350 \text{ мм}$$

### 2.1.1. Профілювання сопла.

Наразі на ракетних двигунах можливе використання наступних основних типів сопл: конічне, профільоване і сопла з центральним тілом.

Останні – сопла з центральним тілом – мають значно меншу довжину, ніж інші типи, що дає перевагу у габаритах та вазі двигунам великої тяги. Але даний



тип сопел має значні недоліки, пов'язаних зі складністю кільцевої конструкції камери згоряння, а через це виникають проблеми із міцністю, охолодженням стінок і технологією виготовлення, через що їх виробництво вимагає більших затрат. Конічні сопла відносяться до так званих «круглих» сопел, що обумовлено формою критичного перерізу. Їх критична частина має конічну форму з прямою твірною. Вони найбільш прості у виготовленні, але через наявність осьової складової швидкості відбувається втрата питомого імпульсу.

Твірна закритичної частини профільованого сопла виконана по кривій, що співпадає з лінією току. Профіль такого сопла змінюється поступово і в них не виникає косих стрибків ущільнень.

При даному значенні тяги профільований тип сопла найбільш оптимальний по величині втрат, на відміну від конічного сопла, і по простоті виготовлення і витратності, на відміну від сопла з центральним тілом.

Необхідно профілювати докритичну частину сопла. Головна вимога – вона має забезпечити безвідривний потік. Дана частина складається з трьох основних елементів: області виходу в дозвукову частину, конічної ділянки і області критичного перетину. Необхідно мати на увазі, що радіус закруглення на вході і кут конічної ділянки впливають на характер течії у дозвуковій частині. Радіус окреслення контуру сопла в області критичного перетину впливає на наступне: найбільші швидкості потоку у докритичній частині зосереджені в області критичного перерізу, тому втрати на тертя в докритичній частині в основному залежать від радіуса області виходу у дозвукову частину і чим цей радіус більший, тим більші втрати на тертя. Але з іншої сторони, зменшення радіуса приведе до значної нерівномірності швидкості в критичному перетині і до викривлення лінії швидкостей.

Розрахунок докритичної частини каналу і побудова профілю проведемо на основі емпіричних залежностей.

Визначимо приведену і умовну довжину каналу:

$$L_{\text{пр}} = \frac{(12,5 \dots 15) * 10^3}{\sqrt{10 * P_{\text{к}}}} = \frac{14,5 * 10^3}{\sqrt{10 * 14513866}} = 1,204 \text{ м}$$

$$L_{\text{к}} = (0,03 \dots 0,25) \sqrt{d_{\text{кр}}} = 0,1 * \sqrt{120,6} = 1,098 \text{ м}$$

Знайдемо відносну площу каналу:

$$\bar{F}_{\text{к}} = \frac{F_{\text{к}}}{F_{\text{кр}}} = \frac{L_{\text{пр}}}{L_{\text{к}}} = \frac{1,204}{1,098} = 1,097$$

Геометричні розміри камери.

Знайдемо об'єм камери:

$$V_{\text{к}} = L_{\text{пр}} * F_{\text{кр}} = 1,204 * 45,722 * 10^{-3} = 0,055 \text{ м}^3$$

Площа поперечного перетину каналу:

$$F_{\text{к}} = \bar{F}_{\text{к}} * F_{\text{кр}} = 1,097 * 45,722 * 10^{-3} = 0,05 \text{ м}^2$$

Радіус циліндричної частини каналу:

$$R_{\text{к}} = \sqrt{\frac{F_{\text{к}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{0,05}{\pi}} = 0,126 \text{ м}$$

Довжина конфузора:

$$\begin{aligned} l_{\text{вх}} &= 0,5 * d_{\text{кр}} * \sqrt{\left(2 + \rho \sqrt{\bar{F}_{\text{к}}}\right)^2 - \left[(\rho - 1) \sqrt{\bar{F}_{\text{к}}} + 3\right]^2} \\ &= 0,5 * 120,6 * \sqrt{\left(2 + 0,363 \sqrt{1,097}\right)^2 - \left[(0,363 - 1) \sqrt{1,097} + 3\right]^2} \\ &= 139,38 \text{ мм} = 0,13938 \text{ м} \end{aligned}$$

де  $\rho = 0,25 * 10^{-6} * P_{\text{к}} = 3,628$ .

Визначимо розміри конфузора:

$$h = \frac{2l_{\text{вх}}}{2 + \rho \sqrt{\bar{F}_{\text{к}}}} = \frac{2 * 0,13938}{2 + 3,628 \sqrt{1,097}} = 0,048 \text{ м}$$

$$H = l_{\text{вх}} - h = 0,13938 - 0,048 = 0,091 \text{ м}$$

$$\bar{y} = \frac{h}{l_{\text{BX}}} \sqrt{F_K} + \frac{H}{l_{\text{BX}}} = \frac{0,048}{0,13938} \sqrt{1,097} + \frac{0,091}{0,13938} = 1,014$$

$$y = \bar{y} * d_{\text{кр}} = 1,014 * 0,1206 = 0,122 \text{ м}$$

Об'єм конфузора:

$$V_{\text{конф}} = F_{\text{кр}} * l_{\text{BX}} \left\{ \left[ (2\bar{F}_k + \bar{y}^2) \frac{H}{3l_{\text{BX}}} \right] + \left[ (\bar{y}^2 + \bar{y} + 4) \frac{h}{6l_{\text{BX}}} \right] \right\}$$

$$= 45,722 * 10^{-3}$$

$$* 0,13938 \left\{ \left[ (2 * 1,097 + 1,014^2) \frac{0,091}{3 * 0,13938} \right] \right.$$

$$\left. + \left[ (1,014^2 + 1,014 + 4) \frac{0,048}{6 * 0,13938} \right] \right\} = 0,007 \text{ м}^3$$

Знайдемо довжину циліндричної частини:

$$l_{\text{ц}} = \frac{V_{\text{к}} - V_{\text{конф}}}{F_{\text{к}}} = \frac{0,055 - 0,007}{0,05} = 0,96 \text{ м}$$

Радіуси сполучення:

$$R_1 = 2 * R_{\text{кр}} = 2 * 0,0603 = 0,121 \text{ м}$$

$$R_2 = \rho * R_{\text{к}} = 3,628 * 0,126 = 0,457 \text{ м}$$

Профіль докритичної частини наведено на рис. 6.

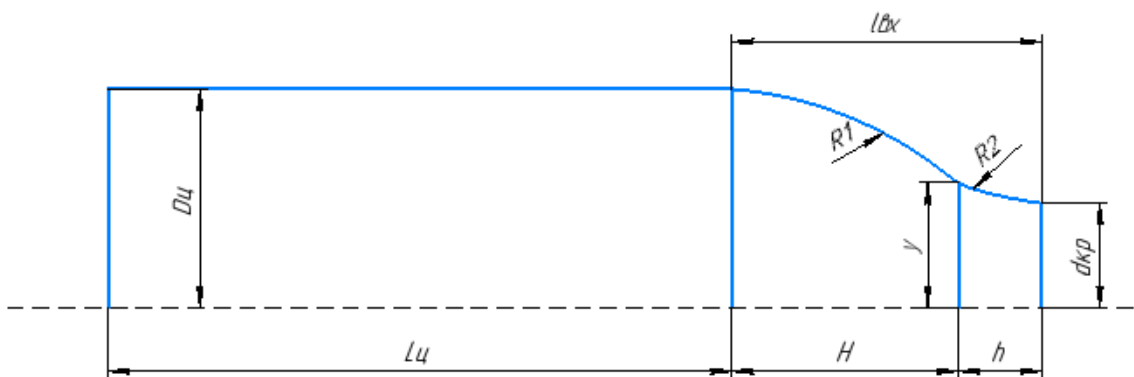


Рис. 6. Профіль докритичної частини камери

Циліндрична ділянка камери буде виконана з двох оболонок, пов'язаних між собою ребрами за допомогою пайки. Докритична ділянка сопла

також матиме дві поєднані припоєм оболонки. Канали для охолодження виконуються фрезеруванням. Закритична ділянка внутрішньої оболонки за допомогою обкатки отримає заданий профіль. До внутрішньої оболонки циліндричної частини камери згоряння з двох сторін приварені кільця для забезпечення більш якісного зварювання оболонки з силовим кільцем головки, а також зварювання внутрішньої сталеві циліндричної оболонки з внутрішньою оболонкою докритичної частини сопла. Для вимірювання тиску в камері згоряння на циліндричній частині встановлено два штуцери.

За допомогою зварювання циліндрична ділянка КС з'єднується з головкою через кільце. Також за допомогою зварювання дана циліндрична ділянка буде з'єднана з докритичною ділянкою.

Тепер ми профілюватимемо закритичну частину каналу. Контур профілю сопла необхідно вибирати так, щоб усі струмені безперервно змінювали переріз при безперервному збільшенні швидкості потоку. Також сопло повинно мати мінімальні втрати тяги, поверхні стінок повинні бути мінімальними, а конструкція та технологія виготовлення стінок сопла повинні якомога простішими.

Закритична частина буде виконана з двох сталевих оболонок, поєднаних між собою ребрами за допомогою припою, канали ребер виконані вздовж твірної сопла. Колектор з двома трубопроводами, що переходять в патрубок з накінецьником і дросельною шайбою, підводять пальне в міжрубашечний простір. До накінецьника приварюється штуцер для відбору окислювача до стабілізатора співвідношення компонентів. Сопло закінчується кільцем жорсткості, до якого приварюються дві оболонки.

Будемо використовувати профільоване сопло. В них застосовується ділянка швидкого розширення або радіальної течії, яка потім переходить в рівномірний осьовий потік у вихідного перерізу сопла. Профіль сопла змінюється досить плавно, тому косі стрибки не виникають.

Для проектування профілю сопла ми використовуємо метод парабол, рис.

7.

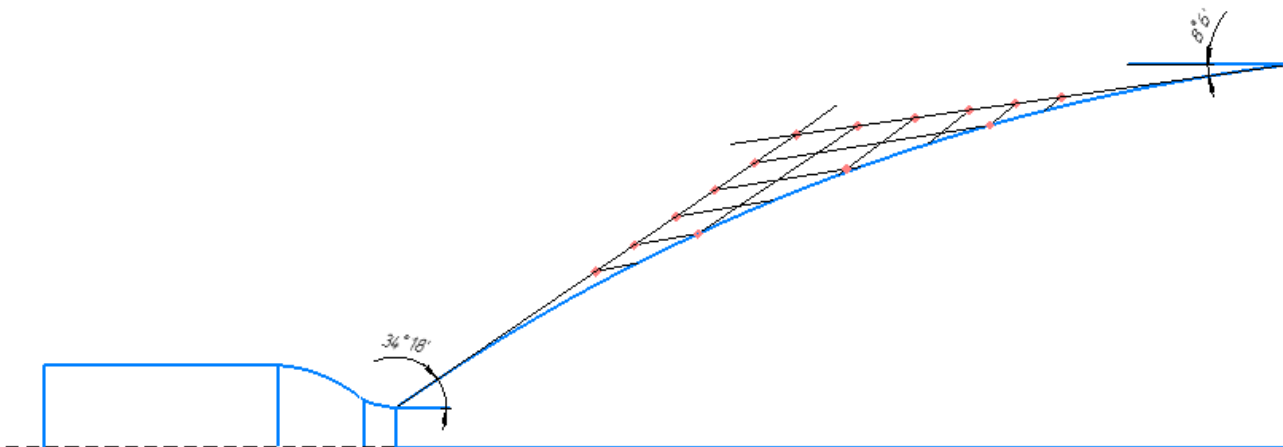


Рис. 7. Побудова профілю сопла методом парабол

Координати контуру надзвукової частини оберемо, виходячи з наступних вихідних даних:

- діаметр мінімального перерізу сопла  $d_{кр} = 120,6$  мм;
- діаметр вихідного перерізу сопла  $D_a = 2350$  мм;
- ізоентропа витікання  $\chi_{із} = 1,183$ .

В результаті розрахунку отримали:

- геометричне число Маха  $M_0 = 4,72$ ;
- показник  $\chi = 1,25$ ;
- кут нахилу контуру сопла в вихідному перерізі до вісі сопла  $\theta_a = 8,6^\circ$ ;
- довжина надзвукової частини  $L_a = 2750$  мм;

Координати контуру профілю надзвукової частини наведено в табл. 9.

Таблиця 9. Координати контуру профілю надзвукової частини

	$L$ , мм	$D$ , мм
1	0	120,6
2	100	377,87
3	200	509,47
4	300	635,21

5	400	755,64
6	500	870,92
7	600	981,23
8	700	1086,72
9	800	1187,53
10	900	1283,78
11	1000	1375,60
12	1100	1463,09
13	1200	1546,36
14	1300	1625,50
15	1400	1700,58
16	1500	1771,71
17	1600	1838,93
18	1700	1902,33
19	1800	1961,97
20	1900	2017,90
21	2000	2070,17
22	2100	2118,84
23	2200	2163,95
24	2300	2205,53
25	2400	2243,63
26	2500	2278,28
27	2600	2309,51
28	2700	2337,34
29	2750	2350

Профіль камери наведено на рис. 8.

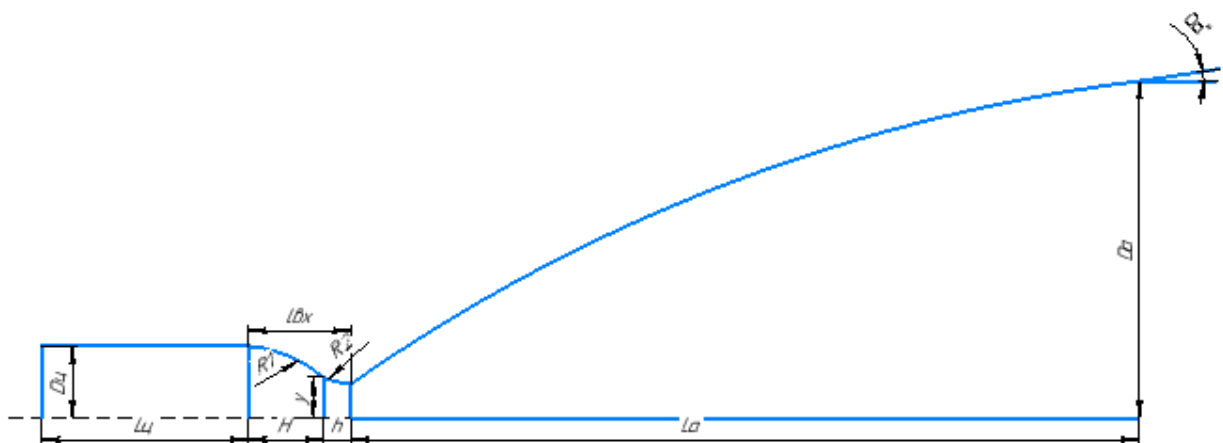


Рис. 8. Профіль камери двигуна

Закритична частина сопла з'єднується зварюванням через перехідне кільце по внутрішнім оболонкам і через перехідне розрізне кільце з поздовжнім швом по зовнішнім оболонкам. Навколо критичного перерізу приварюється кільце з кронштейном, до якого кріпиться ТНА, регулятор і сигналізатор тиску.

Для нашої камери згоряння необхідно підібрати легкий та міцний матеріал з гарними пластичними властивостями. Внутрішня оболонка має бути виготовлена з матеріалу, який поєднує високу теплопровідність і достатні міцнісні властивості при високих температурах. В той же час зовнішня оболонка не потребує такої теплопровідності, тому достатньо буде підібрати матеріал з високою міцністю, але він повинен бути жароміцним.

Для внутрішніх оболонок циліндричної частини та частини, що звужується, та для внутрішньої оболонки частини сопла, що розширюється ми використаємо корозійно-стійку титаномістку сталь 12X18H10T.

Для зовнішніх оболонок циліндричної частини та частини, що звужується, буде використано сталь 09X16H4Б.

Для зовнішніх оболонок частин сопла, що розширюються буде використано корозійно-стійку сталь 1X21H5T.

## **2.2. Розрахунок параметрів турбонасосних агрегатів**

Для подачі компонентів палива до камери згоряння і газогенератор буде використано турбонасосний агрегат.

При розташуванні ТНА необхідно, аби зберігалася компактність для зменшення габаритів і маси установки, а також забезпечити найкоротший шлях палива від баків до насосів для зменшення втрат тиску і зручний підвод робочого тіла до турбіни і відвод газів від неї.

Оскільки двигун, який ми проектуємо має одну КЗ доцільно розмістити ТНА в хвостовій частині сбоку від КЗ.

Головними елементами ТНА є насоси, турбіна, що слугує для приводу насосів, газогенератор, в якому отримується робоче тіло турбіни. При проектуванні ТНА необхідно спроектувати дані елементи, їх компоновку і визначити характеристики їх сумісної роботи [34].

В ТНА РРД в якості основних зазвичай використовуються центробіжні насоси. Основними перевагами, що визначають широке використання даних видів насосів в РРД, є:

- забезпечення високих тисків подачі і продуктивності при малих габаритах і масі;
- можливість роботи на агресивних і низькокиплячих компонентах;
- можливість роботи з великим числом оборотів і зручність використання турбіни для їх приводу.

### 2.2.1. Розрахунок центробіжного насосу

Проведемо розрахунок основних параметрів центробіжного насосу окислювача: частота обертання валу насоса, геометричні характеристики основних елементів насосу.

Вихідні дані для розрахунку представлено в табл. 10.

Таблиця 10. Вихідні дані для розрахунку центробіжного насосу окислювача

Параметр	Значення
Робоче тіло насосу	Кисень
Максимальна температура окислювача $T_{ок.мах}$ , К	93,15°
Щільність окислювача $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	1132,1



Тиск насичених парів окислювача при $T_{ок.мах} p_s, \text{Па}$	$13,639 * 10^4$
Кінематична в'язкість $\nu, \text{м}^2/\text{с}$	$0,189 * 10^{-6}$

Масова секундна витрата окислювача:

$$\dot{m}_{ок} = \dot{m}_{п} * \frac{K_m}{1 + K_m} = 357,74 * \frac{5,56}{1 + 5,56} = 303,206 \text{ кг/с}$$

Об'ємна витрата компонента через насос:

$$Q_n = \frac{\dot{m}_{п}}{\rho} = \frac{357,74}{1132,1} = 0,31 \text{ м}^3/\text{с}$$

Визначимо мінімальний тиск на вході в насос  $p_{вх} = p_v + p_{ж} - \Delta p_{оп.вх} - \frac{\rho * C_{вх}^2}{2} = 0,3 * 10^6 + 3,848 * 10^4 - 0 - \frac{1132,1 * 10^2}{2} = 3,95 * 10^5 \text{ Па},$

де  $p_v = 0,3 * 10^6$  – тиск наддуву в паливному баці, Па;

$p_{ж} = \rho * g * h_{ж} * n_x = 1132,1 * 9,81 * 3,15 * 1,1 = 3,848 * 10^4$  – тиск стовпа рідини, Па;

$h_{ж} = 3,15$  – висота стовпа рідини від дзеркала рідини в баці до входу в насос, м;

$n_x = 1,1$  – коефіцієнт осьового перевантаження;

$\Delta p_{оп.вх} = 0$  – гідравлічні опори магістралі, що підводить рідину до насосу, Па;

$C_{вх} = 10$  – швидкість потоку рідини на вході,  $\frac{\text{м}}{\text{с}}$ .

Знайдемо повний тиск подачі компонента  $p_{вих}$ :

$$p_{\text{вих}} = p_{\text{к}} + \Delta p_{\text{ф}} + \Delta p_{\text{соп.вх}} = 11,996 * 10^6 + 1,5 * 10^6 + 1,2 * 10^6 \\ = 14,696 * 10^6 \text{ Па}$$

де  $p_{\text{к}} = 118,4 \text{ атм} = 11,996 * 10^6$  – тиск у КЗ;

$\Delta p_{\text{ф}} = 1,5 * 10^6$  – перепад тиску на форсунках;

$\Delta p_{\text{соп.вх}} = 1,2 * 10^6$  - опір паливної магістралі від виходу з насосу до форсуночної головки.

Визначимо напір насосу:

$$H = \frac{p_{\text{вих}} - p_{\text{вх}}}{\rho} = \frac{(14,696 - 3,95)10^6}{1132,1} = 9,492 * 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

Частота обертання насосу:

$$\omega = \frac{2 * \pi * n}{60} = \frac{2 * \pi * 11650}{60} = 1219 \text{ с}^{-1}$$

де  $n = 11650 \text{ об/хв}$  – число обертів насосу.

Тепер знайдемо коефіцієнт швидкості:

$$n_s = 193,93 * \frac{\omega * \sqrt{Q}}{H^{0,75}} = 193,93 * \frac{1219 * \sqrt{0,31}}{(9,492 * 10^3)^{0,75}} = 136,87$$

Отриманий коефіцієнт  $n_s$  лежить в діапазоні від 80 до 150, тому колесо є нормальним.

Об'ємний ККД визначаємо за формулою:

$$\eta_{\text{об}} = \frac{1}{1 + 0,86 * n_s^{-\frac{2}{3}}} = \frac{1}{1 + 0,86 * 136,87^{-\frac{2}{3}}} = 0,9686$$

Еквівалентний діаметр входу:

$$D_{1з} = K_0 \sqrt[3]{\frac{Q}{n}} = 4,5 \cdot \sqrt[3]{\frac{0,31}{11650}} = 0,134 \text{ м}$$

де  $K_0 = 4,5$  – безрозмірний коефіцієнт.

Розрахунковий гідравлічний ККД:

$$\eta_{\Gamma} = 1 - \frac{0,42}{[\lg(D_{1з} \cdot 10^3) - 0,172]^2} = 1 - \frac{0,42}{[\lg(0,134 \cdot 10^3) - 0,172]^2} = 0,89$$

Механічний ККД насосу:  $\eta_{\text{м}} = 0,925$

Повний ККД насосу:

$$\eta = \eta_{\text{об}} \cdot \eta_{\Gamma} \cdot \eta_{\text{м}} = 0,9686 \cdot 0,89 \cdot 0,925 = 0,797$$

Потужність, яка витрачається на привід насосу:

$$N_{\text{н}} = \frac{Q \cdot H \cdot \rho}{\eta} = \frac{0,31 \cdot 9,492 \cdot 10^3 \cdot 1132,1}{0,797} = 41,797 \cdot 10^5 \text{ Вт}$$

Крутний момент на валу насоса:

$$M_{\text{кр}} = \frac{N_{\text{н}}}{\omega} = \frac{41,797 \cdot 10^5}{1219} = 3428,8 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

Діаметр валу насосу:

$$d_{\text{в}} = \sqrt[3]{\frac{M_{\text{кр}}}{0,2 \cdot \tau_{\text{кр}}}} = \sqrt[3]{\frac{3428,8}{0,2 \cdot 150 \cdot 10^6}} = 0,011 \text{ м}$$

де  $\tau_{\text{кр}}$  – допустима напруга матеріалу вала насоса на кручення. Матеріал валу – легована сталь з  $\tau_{\text{кр}} = 150 \cdot 10^6 \text{ Па}$ .

Діаметр втулки:

$$d_{\text{вт}} = 1,3 \cdot d_{\text{в}} = 1,3 \cdot 0,011 = 0,0143 \text{ м}$$

Реальна, об'ємна витрата рідини через колесо:

$$Q_0 = \frac{Q}{\eta_{об}} = \frac{0,31}{0,9686} = 0,32 \frac{\text{м}^3}{\text{с}}$$

Знайдемо параметри входу на колесо. Визначимо діаметр входу на колесо:

$$D_{вх} = \sqrt{D_{1э}^2 + d_{вт}^2} = \sqrt{0,134^2 + 0,0143^2} = 0,135 \text{ м}$$

Швидкість руху рідини на вході в насос:

$$C_0 = \frac{4 \cdot Q_0}{\pi \cdot D_{1э}^2} = \frac{4 \cdot 0,32}{3,14 \cdot 0,134^2} = 22,69 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Обираємо колесо з нахилоною формою лопатки:  $D = 0,8 \cdot D_{вх} = 0,8 \cdot 0,32 = 0,256 \text{ м}$

Ширина входу на колесо:

$$b_1 = \frac{Q_0}{\pi \cdot D_1 \cdot \psi_1 \cdot C_0} = \frac{0,32}{\pi \cdot 0,256 \cdot 22,69} = 0,0175 \text{ м}$$

Окружна швидкість колеса на розрахунковому діаметрі:

$$U_1 = 0,5 \cdot \omega \cdot D_1 = 0,5 \cdot 1219 \cdot 0,256 = 156 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Кут входу рідини на лопатки без урахування стиснення потоку лопатками:

$$\beta'_1 = \arctg\left(\frac{C_0}{U_1}\right) = \arctg\left(\frac{22,69}{156}\right) = 8,25^\circ$$

Величина додаткового кута атаки:

$$\Delta\beta' = 0,35 \cdot \beta'_1 = 0,35 \cdot 8,25^\circ = 2,88^\circ$$

Кут нахилу лопатки на вході в робоче колесо:

$$\beta'_{1л} = \beta'_1 + \Delta\beta' = 8,25^\circ + 2,88^\circ = 11,13^\circ.$$

Приймаємо  $11^\circ$ .

Задаємо товщину лопатки на вході:  $\delta_1 = 0,004$  м.

Число лопаток:  $z = 7$ .

Коефіцієнт стеснення потоку на вході в колесо:

$$\psi_1 = 1 - \frac{\delta_1 \cdot z}{\pi \cdot D_1 \cdot \sin \beta_{1l}} = 1 - \frac{0,004 \cdot 7}{\pi \cdot 0,256 \cdot \sin(11^\circ)} = 0,182$$

Дійсна швидкість потоку рідини при вході на лопатку:

$$C_1 = \frac{C_0}{\psi_1} = \frac{22,69}{0,182} = 124,67 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Дійсний кут атаки при умові  $C_{1m} = C_1$ :

$$\beta_1 = \arctg\left(\frac{C_m}{U_1}\right) = \arctg\left(\frac{124,67}{156}\right) = 38,44^\circ$$

де  $C_T$  – меридіональна швидкість, з якою рідина поступає на лопатки.

Проведемо розрахунок основних розмірів виходу з колеса.

Окружна швидкість на виході з колеса:

$$U'_2 = \sqrt{\frac{H}{K_H}} = \sqrt{\frac{9,492 \cdot 10^3}{0,5}} = 137,78 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

де  $K_H$  – коефіцієнт, який визначається конструкцією насоса,  $K_H = 0,5$ .

Умова міцності колеса  $U_2 < 400 \dots 450$  м/с виконується.

Зовнішній діаметр колеса  $D'_2 = 0,4$  м.

Задаємо кут виходу потоку колеса  $\beta_2 = 30^\circ$ .

Коефіцієнт стеснення потоку на виході з колеса:

$$\psi_2 = 1 - \frac{\delta_2 \cdot z}{\pi \cdot D'_2 \cdot \sin \beta_2} = 1 - \frac{0,004 \cdot 7}{\pi \cdot 0,22 \cdot \sin 30^\circ} = 1,041$$

де  $\delta_2$  – товщина лопатки на виході,  $\delta_2 = \delta_1 = 0,003$ .

Необхідна ширина колеса на виході при  $C_{2m} = 0,5 \cdot C_{1m} = 0,5 \cdot 124,67 = 62,3 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ :

$$b_2 = \frac{Q_0}{\pi \cdot D'_2 \cdot C_{2m} \cdot \psi_2} = \frac{0,32}{\pi \cdot 0,22 \cdot 62,3 \cdot 1,041} = 0,007 \text{ м}$$

Дійсна меридіональна швидкість на виході колеса:

$$C_{2m} = \frac{Q}{\pi \cdot D_2 \cdot b_2 \cdot \psi_2} = \frac{0,31}{\pi \cdot 0,22 \cdot 0,004 \cdot 1,041} = 107,71 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Теоретичний напір насосу при кінцевому числі лопаток:

$$H_T = \frac{H}{\eta_c} = \frac{9,492 \cdot 10^3}{0,89} = 10,67 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

Теоретичний напір нескінченному числі лопаток:

$$H_{T\infty} = H_T \cdot (1 + p) = 10,67 \cdot 10^3 \cdot (1 + 0,332) = 14,21 \cdot 10^3 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

Уточнюємо окружну швидкість на виході з колеса:

$$U_2 = \frac{C_{2m}}{2 \cdot \text{tg} \beta_2} + \sqrt{\left(\frac{C_{2m}}{2 \cdot \text{tg} \beta_2}\right)^2 + H_{T\infty}} = \frac{107,71}{2 \cdot 0,5774} + \sqrt{\left(\frac{107,71}{2 \cdot 0,5774}\right)^2 + 14,21 \cdot 10^3}$$

$$= 244,63 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Уточнюємо діаметр на виході колеса:

$$D'_2 = \frac{2 \cdot U_2}{\omega} = \frac{2 \cdot 244,63}{1219} = 0,401 \text{ м}$$

Проведемо розрахунок центробіжного насосу на кавітацію. Умова роботи центробіжного насосу без кавітаційного зриву:

$$p_{\text{вх}} \geq p_{\text{срв}} = \lambda_{\text{срв}} \cdot \frac{\rho \cdot W_1^2}{2} + p_s;$$

де  $p_{\text{срв}}$  – тиск зриву на вході в насос;

$\lambda_{\text{срв}}$  – коефіцієнт, що визначає кавітаційні якості насосу:

$$\begin{aligned}\lambda_{срв} &= 0,053 + \left(1 - 0,38 \cdot \frac{1}{\chi}\right) \cdot \frac{C_1}{U_1} + 0,385 \left(0,07 + 0,42 \cdot \frac{C_1}{U_1}\right) = \\ &= 0,053 + \left(1 - 0,38 \cdot \frac{1}{1}\right) \cdot \frac{124,67}{156} + 0,385 \left(0,07 + 0,42 \cdot \frac{124,67}{156}\right) = 0,705.\end{aligned}$$

Перевіряємо виконання умови:

$$p_{срв} = \lambda_{срв} \cdot \frac{\rho \cdot C_1^2}{2} + p_s = 0,705 \cdot \frac{1132,1 \cdot 124,67^2}{2} + 13,639 \cdot 10^4 = 3,793 \cdot$$

$10^5$  Па;

$$p_{вх} = 3,95 \cdot 10^5 \geq p_{срв} = 3,793 \cdot 10^5 \text{ Па} \quad - \quad \text{умова роботи без}$$

кавітаційного зриву виконується.

Нами буде використано осьовий підвод, оскільки ТНА розташовано сбоку від камери, вісь вала паралельна вісі двигуна, а такий підвод найбільш простий у виготовленні і має найменший гідравлічний опір.

Виконаємо профілювання вихідного патрубку улітки.

Швидкість руху окислювача в трубопроводах РРД приймаємо  $C_{тр} = 10$  м/с.

Площа круглого вихідного перетину патрубку:

$$F_{ввых} = \frac{Q}{C_{тр}} = \frac{0,31}{10} = 0,031 \text{ м}^2$$

Діаметр вихідного перетину патрубку:

$$d_{ввых} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{ввых}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0,031}{\pi}} = 0,199 \text{ м}$$

де  $d_{ввых} = 0,07$  м.

Довжина конічного вихідного патрубку при кутах  $2 \cdot \gamma = 12^\circ$ ,  $\gamma = 6^\circ$ :

$$L = \frac{d_{ввых} - (a|_{\varphi=360^\circ} - a|_{\varphi=0^\circ})}{2 \cdot \text{tg}\gamma} = \frac{0,199 - (0,055 - 0,015)}{2 \cdot 0,1051} = 0,756 \text{ м}$$

Корпус насоса буде виготовлено з алюмінієвого сплаву, зовнішню поверхню корпусу насоса буде посилено ребрами жорсткості. У корпусі насоса

порожнини імпелера виконано отвір діаметром 15 мм для утворення перепускної магістралі з порожнини підшипника на вхід до насоса, з яким порожнина буде з'єднана зовнішнім трубопроводом. До корпусу насосу фланець трубопроводу кріпитиметься двома шпильками.

Вхідний патрубок насоса окислювача буде виконаний зі сталі. На вході в патрубок встановлюється конусна втулка на трьох пілонах під передній підшипник роторного валу насоса окислювача. По зовнішній поверхні вхідного патрубку приварюється колектор прийому компонента з імпелерної порожнини.

Робоче колесо представляє собою єдиний вузол, який складається з відцентрового колеса і осьового шнекового переднасоса. Відцентрове колесо насоса буде виготовлено з алюмінієвого сплаву. Закриті канали колеса будуть припаяні до лопаток крильчатки двох кришок. На маточини кришок насоса напресовані сталеві втулки.

Сталевий шнек двозахідний з правим напрямком гвинтової лінії постійного кроку. Цапфа шнека запресована у вал ротора насоса, який нагрівається до температури 1500°C. Фіксація шнека щодо валу ротора насоса здійснюється радіальним штифтом, закритого дистанційним кільцем, встановленим між маточиною колеса і внутрішньою обоймою фіксуючого підшипника. Крутний момент від валу передається на вал насоса через ресора. Вал насоса сприймає крутний момент через шліци, нарізані на внутрішньому діаметрі, а передає до насоса через шліци, нарізані по зовнішньому діаметру валу.

На колесі виконані вузли плаваючих ущільнень, щоб зменшити перетікання компонента з порожнин високого тиску насоса у порожнини знижених тисків. Плаваюче ущільнення, встановлене з боку входу, має плаваюче внутрішнє кільце. Ущільнення валу насоса окислювача здійснено аналогічно ущільненню насоса пального манжетним вузлом і імпелером. Окислювач по кільцевому каналу між внутрішнім діаметром трубки роздільного корпусу ущільнення і ресорою відводиться до диску турбіни і через отвір у валу ротора виводиться в порожнину



турбіни. На робочому режимі насосна порожнина ущільнюється імпелером, встановленим на різьбовій частині окислювача валу.

### 2.2.2. Розрахунок газової турбіни

Один з основних елементів ТНА є газова турбіна. В ній потенційна енергія продуктів згоряння з газогенератора перетворюється в механічну роботу турбіни. Це перетворення енергії газу відбувається в нерухомому сопловому апараті турбіни і на лопатках робочого колеса турбіни [34].

Нам необхідно визначити потрібну витрату газу через турбіни, параметри газового потоку в осьовому зазорі між сопловим апаратом і колесом турбіни, а також розрахувати розмір соплового апарату, потужність і ККД турбіни, і міцність лопаток робочого колеса турбіни.

Вихідні дані для розрахунку представлено в табл. 11.

Таблиця 11. Вихідні дані для розрахунку газової турбіни

Параметр	Значення
Потужність насоса окислювача, $N_{н.ок.}$ , Вт	$41,797 \cdot 10^5$
Потужність насоса пального $N_{н.п.}$ , Вт	$18,172 \cdot 10^5$
Кутова швидкість обертання вала турбіни $\omega$ , $c^{-1}$	1219
Зовнішній діаметр колеса насоса пального $D$ , м	0,45
Тиск у КЗ РРД $p_k$ , МПа	11,996
Стехіометричне співвідношення $K_T$	5,56
Коефіцієнт надлишку окислювача $\alpha_{ок}$	0,7
Матеріал лопаток турбіни	ХН70МВТЮБ

Щільність матеріалу лопаток $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	7800
Температура генераторного газу $T_{\text{ГГ}}$ , К	1200°
Газова стала генераторного газу $R_{\text{ГГ}}$ , Дж/кг · К	500

Визначимо параметри робочого тіла турбіни. Для цього обираємо в якості робочого тіла генераторний газ відновлювального типу.

Знайдемо тиск на вході в турбіну:

$$p_{\text{вх.т}} = \frac{p_{\text{ГГ}} \cdot \sigma_f}{\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}}} = \frac{9,597 \cdot 10^6 \cdot 0,95}{\left(\frac{1,13+1}{2}\right)^{\frac{1,13}{1,13-1}}} = 5,274 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

де  $k = 1,13$  – показник адіабати;

$$p_{\text{ГГ}} = 0,8 \cdot 11,996 \cdot 10^6 = 9,597 \cdot 10^6 \text{ Па};$$

$$\sigma_f = 0,95.$$

Тиск за бортом ракети приймаємо рівним  $p_{\text{зов}} = 0,035 \cdot 10^6$  Па, оскільки двигун другого ступеня працює при низькому тиску оточуючого середовища.

Тоді,

$$p_{\text{вих.т}} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot p_{\text{нар}} = 1,729 \cdot 0,035 \cdot 10^6 = 6,05 \cdot 10^4 \text{ Па}$$

Знайдемо перепад тиску на турбіні:

$$\delta = \frac{p_{\text{вх.т}}}{p_{\text{вих.т}}} = \frac{5,274 \cdot 10^6}{6,05 \cdot 10^4} = 87,174$$

Середній діаметр колеса турбіни:

$$D_{\text{ср}} \leq (1,5 \dots 2,0) \cdot D = 1,5 \cdot 0,45 = 0,27 \text{ м}$$

Окружная скорость:

$$U = \frac{D_{\text{cp}} \cdot \omega}{2} = \frac{0,45 \cdot 1219}{2} = 274,27 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Турбіна може бути одноступінчастою, оскільки  $U = 274,27 \frac{\text{м}}{\text{с}} < 400 \frac{\text{м}}{\text{с}}$ .

Адіабатна робота турбіни:

$$L_{\text{ад}} = \frac{k}{k-1} \cdot R_{\text{гг}} \cdot T_{\text{гг}} \cdot \left(1 - 1/\delta^{(k-1)/k}\right) = 8,692 \cdot 500 \cdot 1200 \cdot \left(1 - \frac{1}{87,174^{0,115}}\right) = 2,095 \cdot 10^6 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$$

Адіабатна швидкість газового потоку:

$$C_{\text{ад}} = \sqrt{2 \cdot L_{\text{ад}}} = \sqrt{2 \cdot 2,095 \cdot 10^6} = 2047 \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

Знайдемо співвідношення швидкостей:

$$\lambda_U = \frac{U}{C_{\text{ад}}} = \frac{274,27}{2047} = 0,134$$

Прийmemo, що мінімальний зазор між колесом і корпусом турбіни  $\Delta = 1,7 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ .

Тоді відносний мінімальний зазор:

$$\bar{\Delta} = \frac{\Delta}{D_{\text{cp}}} = \frac{1,7 \cdot 10^{-3}}{0,45} = 0,4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$$

Для цього знайдемо коефіцієнт швидкохідності турбіни:

$$n_{\text{sm}} = 193,3 \cdot \frac{\omega \cdot \sqrt{Q_{1\text{ад}}}}{L_{\text{ад}}^{0,75}}$$

де  $Q_{1\text{ад}}$  – ряд значень адіабатної витрати газу на вході в робоче колесо турбіни:

$$Q_{1\text{ад}} = \frac{\dot{m}_{\text{т}} \cdot R_{\text{гг}} \cdot T_{1\text{ад}}}{p_1};$$

де  $\dot{m}_{\text{т}}$  – змінне значення масової секундної витрати турбінного газу;

$$p_1 = p_{\text{вх.т}} \cdot (1 - 0,061 \cdot \lambda_{\text{с1ад}}^2)^{8,692} = 2,638 \cdot (1 - 0,061 \cdot 2,4^2)^{8,692} \\ = 6,05 \cdot 10^4 \text{ Па}$$

$$\lambda_{c1ад} = \frac{C_{ад}}{a_{кр.вх.}} = \frac{2047}{797,9} = 2,5;$$

де  $a_{кр.вх.} = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} \cdot R_{гг} \cdot T_{гг}} = \sqrt{2 \cdot \frac{1,13}{1,13+1} \cdot 500 \cdot 1200} = 797,9$  – критична швидкість звуку на вході в турбіну,  $\frac{м}{с}$ ;

$$T_{1ад} = T_{гг} \cdot (1 - 0,061 \cdot \lambda_{c1ад}^2) = 1200 \cdot (1 - 0,061 \cdot 2,5^2) = 777,3 \text{ } ^\circ\text{K};$$

Внутрішня потужність турбіни знаходиться за формулою:

$$N_T^{BH} = \dot{m}_T \cdot L_{ад} \cdot \eta_T,$$

де  $\eta_T$  – ККД турбіни,  $\eta_T = 0,3$ .

Прийmemo початкове значення  $\dot{m}_{гг} = 10 \frac{кг}{с}$ , з кроком  $\Delta \dot{m}_{гг} = 0,5 \frac{кг}{с}$ . Для кожного із значень визначаемо адиабатну витрату газу на вході в робоче колесо, коефіцієнт швидкохідності та внутрішню потужність турбіни. Результат розрахунку наведено в табл. 12.

Таблиця 12. Результати розрахунку

$\dot{m}_T$ , (кг/с)	10	10,5	11	11,5	12	12,5
$Q_{1ад}$ , (м/с)	64,24	67,45	70,66	73,88	77,09	80,30
$n_{sm}$	34,3	35,14	35,97	36,78	37,57	38,34
$N_T^{BH} \cdot 10^5$ , (Вт)	62,8	65,9	69,1	72,2	75,4	78,5

Знайдемо потрібну потужність турбіни:

$$N_T = N_{н.ок.} + N_{н.г.} = 41,797 \cdot 10^5 + 18,172 \cdot 10^5 = 65,9 \cdot 10^5 \text{ Вт}$$

Обираємо з табл. 3 значення  $\dot{m}_T$  при якому  $N_T^{BH}$  найбільше співпадає з потрібною потужністю  $N_m$ , а саме  $\dot{m}_T = 10,5$ .

Питома робота турбіни:

$$L_T = \frac{N_T}{\dot{m}_T} = \frac{65,9}{10,5} = 6,276 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}} \cdot \text{К}$$

Коефіцієнт роботи турбіни:

$$\bar{L}_T = \frac{L_T}{U^2} = \frac{6,276}{274,27^2} = 0,000083$$

Тепер визначимо параметри газового потоку в осьовому зазорі між сопловим апаратом і колесом турбіни. Для цього прийємо швидкісний коефіцієнт соплового апарату  $\phi = 0,95$ .

Швидкість на виході з соплового апарату:

$$C_1 = \phi \cdot C_{ад} = 0,95 \cdot 2047 = 1945 \frac{M}{C}$$

Приведена швидкість:

$$\lambda_{c1} = \phi \cdot \lambda_{c1ад} = 0,95 \cdot 2,5 = 2,375$$

Коефіцієнт повного тиску:

$$\sigma_1 = \left[ \frac{1 - 0,061 \cdot (\lambda_{c1} \cdot \phi^{-1})^2}{1 - 0,061 \cdot \lambda_{c1}^2} \right]^{8,692} = \left[ \frac{1 - 0,061 \cdot (2,375 \cdot 0,95^{-1})^2}{1 - 0,061 \cdot 2,375^2} \right]^{8,692} = 0,602$$

Повний тиск в осьовому зазорі:

$$P_{1c}^* = p_{вх.т} \cdot \sigma_1 = 5,274 \cdot 10^6 \cdot 0,602 = 3,175 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

Статистична температура в зазорі:

$$T_1 = T_{гг} \cdot (1 - 0,061 \cdot \lambda_{1c}^2) = 1200 \cdot (1 - 0,061 \cdot 2,375^2) = 787,1 \text{ }^\circ\text{K}$$

Щільність газу в зазорі:

$$\rho_1 = \frac{p_{ввых}}{R_{гг} \cdot T_1} = \frac{6,05 \cdot 10^4}{500 \cdot 1200} = 0,15 \frac{кг}{M^3}$$

Швидкість звуку в осьовому зазорі:

$$a_1 = \sqrt{k \cdot R_{гг} \cdot T_1} = \sqrt{1,13 \cdot 500 \cdot 1200} = 680,35 \frac{M}{C}$$

Число Маха:

$$M = \frac{C_1}{a_1} = \frac{1945}{680,35} = 2,85$$

Турбіна є надзвуковою.

Кут потоку на виході з соплового апарату:

$$\alpha_1 = \arcsin(m \cdot \sin(\alpha_{1л})) = \arcsin(1 \cdot \sin(6^\circ)) = 6^\circ,$$

де  $m = 1$ , при  $M > 1$ .

Кут потоку на вході в колесо при відносному русі:

$$\beta_1 = \arctg \left( \frac{C_1 \cdot \sin(\alpha_1)}{C_1 \cdot \cos(\alpha_1) - U} \right) = \arctg \left( \frac{1945 \cdot \sin(6^\circ)}{1945 \cdot \cos(6^\circ) - 274,27} \right) = 6,95^\circ.$$

Відносна швидкість на вході в колесо:

$$W_1 = C_1 \cdot \frac{\sin(\alpha_1)}{\sin(\beta_1)} = 1945 \cdot \frac{\sin(6^\circ)}{\sin(6,95^\circ)} = 1672 \text{ м/с.}$$

Температура гальмування при відносному русі:

$$T_{w1} = T_0^* - \frac{k-1}{k} \cdot \frac{C_1^2 - W_1^2}{2 \cdot R_{гг}} = 1200 - \frac{1,13-1}{1,13} \cdot \frac{1945^2 - 1672^2}{2 \cdot 500} = 1086 \text{ }^\circ\text{К.}$$

Критична швидкість:

$$a_{крw} = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k+1} \cdot R_{гг} \cdot T_{w1}} = \sqrt{2 \cdot \frac{1,13}{1,13+1} \cdot 500 \cdot 1086} = 759 \text{ м/с.}$$

Приведена швидкість на вході в колесо:

$$\lambda_{w1} = \frac{W_1}{a_{крw}} = \frac{1672}{759} = 2,2.$$

Число Маха при відносному русі:

$$M_{w1} = \sqrt{\frac{2}{k+1} \cdot \frac{\lambda_{w1}^2}{1 - 0,061 \cdot \lambda_{w1}^2}} = \sqrt{\frac{2}{1,13+1} \cdot \frac{2,2^2}{1 - 0,061 \cdot 2,2^2}} = 2,53$$

Повний тиск при відносному русі:

$$P_{w1} = P_{1c}^* \cdot \left[ \frac{1 - 0,061 \cdot \lambda_{c1}^2}{1 - 0,061 \cdot \lambda_{w1}^2} \right]^{8,692} = 3,175 \cdot 10^6 \cdot \left[ \frac{1 - 0,061 \cdot 2,375^2}{1 - 0,061 \cdot 2,2^2} \right]^{8,692} = 1,701 \cdot 10^6 \text{ Па.}$$

Виконаємо профілювання надзвукових лопаток робочого колеса турбіни.

Ширина лопаточної решітки:

$$b = \bar{b} \cdot D_{\text{ср}} = 0,08 \cdot 0,45 = 0,036 \text{ м,}$$

де  $\bar{b} = 0,08$  м – відносна ширина решітки.

Відносний крок решітки:

$$\bar{t} = \frac{t}{b} = 0,95$$

Висота лопатки колеса турбіни на вході лопаточної решітки:

$$h_{1\text{л}} = \bar{h}_{1\text{л}} \cdot D_{\text{ср}} = 0,1 \cdot 0,45 = 0,045 \text{ м,}$$

де  $\bar{h}_{1\text{л}} = 0,1$  – відносна висота лопатки (обирається з умови  $\bar{h}_{1\text{л}} \leq 0,15$ ).

Висота лопатки колеса турбіни на виході лопаточної решітки:

$$h_{2\text{л}} = h_{1\text{л}} + (0 \dots 0,005) = 0,045 + 0 = 0,045 \text{ м.}$$

Тоді,

$$h_{1\text{л}} = h_{2\text{л}} = h_{\text{л}} = 0,045 \text{ м}$$

Лопатка обрана з постійним профілем.

Виконаємо перевірку:

- висота лопатки по відношенню до ширини колеса турбіни:

$$\frac{h_{\text{л}}}{b} = \frac{0,045}{0,036} = 1,25 > 1$$

Необхідна умова виконується.

- висота лопатки  $h_{\text{л}}$  по відношенню до діаметра колеса турбіни:

$$\frac{D_{\text{ср}}}{h_{\text{л}}} = \frac{0,45}{0,045} = 10 = 10$$

Необхідна умова виконується.

Обираємо кути входу і виходу лопатки робочого колеса:

$$\beta_{1\text{л}} = \beta_1 + (2^\circ \dots 5^\circ) = 11,5^\circ + 3^\circ = 14,5^\circ, \beta_{1\text{л}} = \beta_{2\text{л}} = 14,5^\circ.$$

Відносна швидкість потоку на виході:

$$W_{21} = W_1 = 1672 \text{ м/с.}$$

Дійсна швидкість газу на виході з колеса:

$$W_2 = W_{21} \cdot \psi = 1672 \cdot 0,75 = 1254 \text{ м/с.}$$

де  $\psi$  – швидкісний коефіцієнт втрат на лопатках колеса в залежності від числа  $M_{w1} = 2,85$ ,  $\psi = 0,75$ .

Приведена швидкість:

$$\lambda_{w21} = \lambda_{w1} = 2,2.$$

Дійсна приведена швидкість:

$$\lambda_{w2} = \lambda_{w21} \cdot \psi = 2,2 \cdot 0,75 = 1,65.$$

Температура гальмування при відносному русі на виході для активної осьової турбіни:

$$T_{w2} = T_{w1} = 1086 \text{ }^\circ\text{К.}$$

Повна температура гальмування потоку на виході колеса:

$$T_2 = T_1 - \frac{k-1}{k} \cdot \frac{W_2^2 - W_1^2}{2 \cdot R_{\text{ГГ}}} = 787,1 - \frac{1,13-1}{1,13} \cdot \frac{1254^2 - 1672^2}{2 \cdot 500} = 927,8 \text{ }^\circ\text{К.}$$

Кут потоку на виході з колеса при в відносному русі:

$$\beta_2 = \beta_1 - (2^\circ \dots 4^\circ) = 6,95^\circ - 3^\circ = 3,95^\circ.$$

Кут потоку на виході з робочого колеса:

$$\alpha_2 = \arctg\left(\frac{W_2 \cdot \sin(\beta_2)}{W_2 \cdot \cos(\beta_2) - U}\right) = \arctg\left(\frac{1254 \cdot \sin(3,95^\circ)}{1254 \cdot \cos(3,95^\circ) - 274,27}\right) = 4,97^\circ.$$

Абсолютна швидкість потоку:

$$C_2 = W_2 \cdot \frac{\sin(\beta_2)}{\sin(\alpha_2)} = 1254 \cdot \frac{\sin(3,95^\circ)}{\sin(4,97^\circ)} = 991,535 \text{ м/с.}$$

Оптимальний крок лопаток робочого колеса:

$$t_{\text{Л}} = \frac{0,4 \cdot b}{\sin(\beta_{1\text{Л}} + \beta_{2\text{Л}})} = \frac{0,4 \cdot 0,036}{\sin(14,5^\circ + 14,5^\circ)} = 0,047 \text{ м.}$$

Число лопаток:

$$z_{\text{Л}} = \pi \cdot \frac{D_{\text{ср}}}{t_{\text{Л}}} = \pi \cdot \frac{0,45}{0,047} = 30,079.$$

Приймаємо  $z_{\text{Л}} = 30$ , тоді крок лопаток  $t_{\text{Л}} = 0,05$ .

Радіус вогнутої сторони лопатки:



$$R = \frac{b}{\cos(\beta_{1л} + \beta_{2л})} = \frac{0,036}{\cos(14,5^\circ + 14,5^\circ)} = 0,038 \text{ м.}$$

Приймаємо товщину лопатки:

$$\delta_{2л} = 0,005 \text{ м, } \delta_{1л} = \delta_{2л}.$$

Ширина каналу:

$$a_л = (t_л - \sigma_{2л}) \cdot \sin(\beta_{2л}) = (0,05 - 0,016) \cdot \sin(14,5^\circ) = 0,011 \text{ м.}$$

де

$$\sigma_{2л} = \frac{\delta_{2л}}{\sin(\beta_{2л})} = \frac{0,005}{\sin(14,5^\circ)} = 0,016 \text{ м.}$$

Профільовання лопатки зображено на рис. 9.

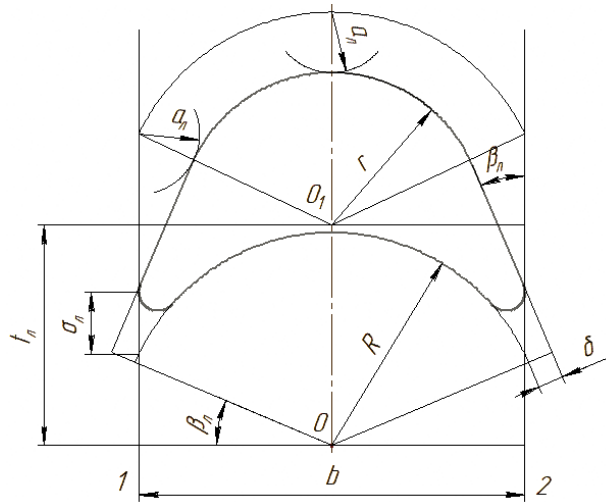


Рис. 9. Профільовання лопатки

Визначимо окружний ККД:

$$\begin{aligned} \eta_u &= 2 \cdot \phi^2 \cdot \frac{U}{C_1} \cdot \left( \cos(\alpha_1) - \frac{U}{C_1} \right) \cdot \left( 1 + \phi \cdot \frac{\cos(\beta_2)}{\cos(\beta_1)} \right) = \\ &= 2 \cdot 0,95^2 \cdot \frac{274,27}{1945} \cdot \left( \cos(6^\circ) - \frac{274,27}{1945} \right) \cdot \left( 1 + 0,95 \cdot \frac{\cos(3,95^\circ)}{\cos(6,95^\circ)} \right) = 0,424 \end{aligned}$$

Окружна робота:

$$L_u = L_{ад} \cdot \eta_u = 2,095 \cdot 10^6 \cdot 0,424 = 8,883 \cdot 10^5 \text{ Дж/кг.}$$

Коефіцієнт витрати витоку через зазор обираємо з рекомендації  $0,4 \leq \mu_{\text{заз}} \leq 0,6$ . Приймаємо  $\mu_{\text{заз}} = 0,5$ .

Витрата витоку через турбіну:

$$\dot{m}_y = \mu_{\text{заз}} \cdot \dot{m}_T \cdot \left(1 + \frac{h_{\text{л}}}{D_{\text{ср}}}\right) \cdot \frac{\Delta}{h_{\text{л}}} = 0,5 \cdot 10,5 \cdot \left(1 + \frac{0,045}{0,45}\right) \cdot \frac{0,0017}{0,045} = 0,218 \text{ кг/с.}$$

Витрата газу через решітку колеса:

$$\dot{m} = \dot{m}_T - \dot{m}_y = 10,5 - 0,218 = 10,28 \text{ кг/с.}$$

Витратний ККД:

$$\eta_p = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_T} = \frac{10,28}{10,5} = 0,979.$$

Окружна потужність:

$$N_u = L_u \cdot \dot{m} = 8,883 \cdot 10^5 \cdot 10,28 = 9,132 \cdot 10^6 \text{ Вт.}$$

Потужність дискового тертя:

$$N_{\text{тр.д}} = 2 \cdot C_{\text{тр.д}} \cdot \rho_1 \cdot \left(\frac{D_{\text{ср}}}{2}\right)^5 \cdot \omega^3 = 2 \cdot 2,83 \cdot 10^{-3} \cdot 0,25 \cdot \left(\frac{0,45}{2}\right)^5 \cdot 1219^3 = 1478 \text{ Вт.}$$

де  $C_{\text{тр.д}} = \frac{0,039}{\sqrt[5]{\text{Re}}} = \frac{0,039}{\sqrt[5]{5 \cdot 10^5}} = 2,83 \cdot 10^{-3}$  – коефіцієнт дискового тертя;

$\text{Re} = 5 \cdot 10^5$  – число Рейнольдса.

Потужність втрат, пов'язаних з парціальним впуском газу на турбінне колесо:

$$N_\varepsilon = 0,034 \cdot \rho_1 \cdot \frac{h_{\text{л}}}{D_{\text{ср}}} \cdot \left(1 + 10 \frac{b}{D_{\text{ср}}}\right) \cdot (1 - \varepsilon) \cdot \omega \cdot D_{\text{ср}}^5 =$$

$$= 0,034 \cdot 0,25 \cdot \frac{0,045}{0,45} \cdot \left(1 + 10 \frac{0,036}{0,45}\right) \cdot (1 - 0,556) \cdot 1219 \cdot 0,45^5 = 0,015 \text{ Вт.}$$

Ефективна потужність турбіни:

$$N_T = N_u - N_{\text{тр.д}} - N_\varepsilon = 9,132 \cdot 10^6 - 1478 - 0,015 = 9,131 \cdot 10^6 \text{ Вт.}$$

Ефективна робота турбінного газу:

$$L_T = \frac{N_T}{\dot{m}_T} = \frac{9,131 \cdot 10^6}{10,5} = 8,69 \cdot 10^5 \text{ Дж/кг.}$$

Коефіцієнт роботи:

$$\bar{L}_m = \frac{L_T}{U^2} = \frac{8,69 \cdot 10^5}{274,27^2} = 11,56.$$

Ефективний ККД турбіни:

$$\eta_m = \frac{N_T}{N_{ад}} = \frac{9,131 \cdot 10^6}{21,9 \cdot 10^6} = 0,415,$$

де

$$N_{ад} = L_{ад} \cdot \dot{m}_T = 2,095 \cdot 10^6 \cdot 10,5 = 21,9 \cdot 10^6 \text{ Вт.}$$

Корпус проектованої турбіни виконуємо із жароміцної сталі. До лівого торця корпусу турбіни приварюється корпус вихлопного апарату, тоді як до правого торця по зовнішній поверхні приварений сопловий апарат турбіни. Сопловий апарат виконаний у формі вінця з сімома фрезерованими робочими соплами та одним пусковим соплом, до якого приварюється корпус піростартера. До корпусу соплового вінця приварюється вхідний газовий колектор змінної площі перерізу. До циліндричної частини вхідного газового колектора приварюється фланець, до якого у свою чергу кріпиться зварюванням газогенератор.

Вхідний газовий колектор виконується у вигляді патрубків із двох штампованих секторів, зварених між собою. Сопловий апарат приварений до сталевого фасонного корпусу підшипника двома конусними діафрагмами. У зовнішній конусній діафрагмі, посиленій ребрами жорсткості, виконано вікнами для кріплення за допомогою шпильок насоса пального. Жорсткість внутрішньої конічної діафрагми підвищена радіальними виштампівками. Для вимірювання тиску газу перед турбіною на корпусі соплового апарату приварено штуцер.

Вихлопний апарат буде представляти собою вихлопний колектор із двома вихлопними патрубками. Для збільшення жорсткості вихлопного апарату до нього приварені чотири ребра, циліндрична втулка та точене кільце Г-подібного профілю, яке буде використано для кріплення ТНА до рами двигуна. Вихлопні патрубків конічної форми встановимо у двох діаметрально протилежних

площинах, вони закінчуються циліндричними ділянками, до яких приварюються фланці для їх стикування з вихлопними трубами.

Ротор турбіни складатиметься з диска та валу. У диску турбіни буде проточка для напресування його на вал, він фіксуватиметься до валу здійснена шістьма штифтами, захищених від випадання кільцем, яке фіксується від осьових переміщень ще двома штифтами.

Усередині валу виконуються евольвентні шліци для передачі через ресору крутного моменту до насоса окислювача. У валу виконуються отвори для відведення в порожнину турбіни компонентів, що надходять з насосів через манжетні ущільнення. На зовнішньому діаметрі валу просвердлюється один глибокий отвір під штифт для передачі крутного моменту від валу до колектора. На зовнішньому діаметрі валу виконуються евольвентні шліци для передачі крутного моменту колеса насоса пального.

### **2.3. Охолодження камери згоряння**

При проектуванні РРД необхідно запроєктувати надійне охолодження КЗ та сопла РРД, ускладнений тим, що процес згоряння в РРД протікає при високих температурах і високому тиску, що призводить до зростання конвективної тепловіддачі від гарячих продуктів згоряння в стінки КЗ. Також внаслідок потужних сумарних конвективних і променевих теплових потоків в стінку камери температура може досягати недопустимо високих величин, тому доцільно застосовувати жароміцні матеріали з великою теплопровідністю.

Форма і розміри охолоджуючого тракту також впливають на процес теплообміну: в орєбреному охолоджуючому тракті теплообмін збільшується за рахунок збільшення поверхні охолодження.

Для нашого двигуна буде використано зовнішнє охолодження за допомогою одного з компонентів палива.

Охолоджуючий тракт матиме фрезеровані поздовжні ребра, за допомогою якого КЗ буде охолоджуватись невеликою кількістю охолоджувача (рис. 10).

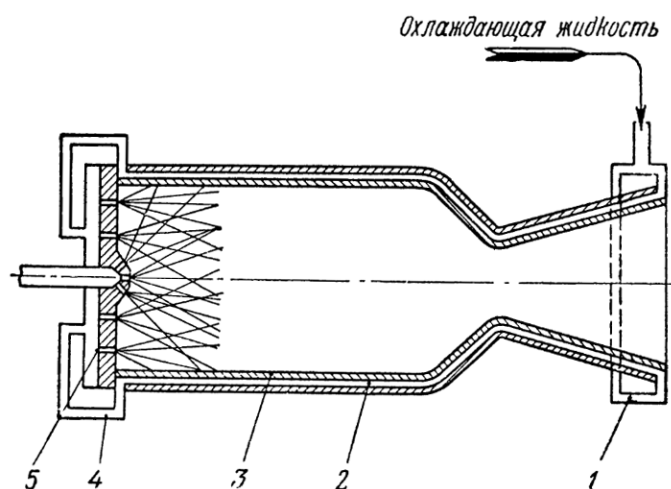


Рис. 10. Схема зовнішнього охолодження [34]:

1 – вхідний колектор охолоджуючої рідини; 2 – охолоджуючий тракт; 3 – стінка камери; 4 – вихідний колектор охолоджуючої рідини; 5 – головка камери двигуна.

(Синярев и добр)

Визначимо максимальний крок оребрення для закритичної частини сопла. Вихідні дані для розрахунку представлено в табл. 13.

Таблиця 13. Вихідні дані для розрахунку максимального кроку оребрення

Параметр	Значення
Товщина внутрішньої стінки $\delta$ , м	$1,2 \cdot 10^{-3}$
Матеріал вогневої стінки	12X18H10T
Границя міцності матеріалу вогневої стінки (при $T = 293 \text{ }^{\circ}\text{K}$ ) $\sigma'_B$ , МПа	560
Тиск у КЗ $p_{KC}$ , МПа	11,996
Матеріал припою	ПЖК – 1000
Границя міцності матеріалу припою $\sigma_B^{пр}$ , МПа	555

Гідравлічні втрати в охолоджуваному тракті:

$$\Delta p_{\text{гидр}} = (0,25 \dots 0,3) \cdot p_{\text{кс}} = 0,2 \cdot 11,996 = 2,99 \text{ МПа}$$

Робочий тиск в міжрубашечному зазорі:

$$p_{\text{мр}}^{\text{раб}} = p_{\text{кс}} + \Delta p_{\text{гидр}} + \Delta p_{\text{фг}} = 11,996 + 2,99 + 1,5 = 16,5 \text{ МПа}$$

де  $\Delta p_{\text{фг}} = 1,5 \text{ МПа}$  – перепад давления на форсунках.

Тиск гідроопресування:

$$p_{\text{г.опр.}} = (1,5 \dots 1,75) \cdot p_{\text{мр}} = 1,65 \cdot 16,5 = 24,75 \text{ МПа.}$$

Тиск гідроопресування має бути  $p_{\text{г.опр.}} \leq 2 \cdot p_{\text{кс}} = 24 \text{ МПа}$ . Розрахунковий тиск гідроопресування вище за рекомендований  $p_{\text{г.опр.}} = 24,75$ , приймаємо рекомендоване значення  $p_{\text{г.опр.}} = 2 \cdot p_{\text{кс}} = 24 \text{ МПа}$ .

Максимальний крок ребер з умови міцності внутрішньої стінки:

$$t_{\text{max}} \leq \delta_p + 1,225 \cdot h \cdot \sqrt{\left(1 + 1,78 \frac{\sigma'_B}{k^2 \cdot p_{\text{г.опр.}}^2}\right)^{0,5} - 1} = 1,2 \cdot 10^{-3} + 1,225 \cdot 0,0067 \cdot \sqrt{\left(1 + 1,78 \frac{560}{1,5^2 \cdot 24^2}\right)^{0,5} - 1} = 6 \cdot 10^{-3} \text{ м;}$$

де  $\delta_p = 1,2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  – товщина ребра,

$k = 1,5$  – коефіцієнт запасу міцності.

Максимальний крок ребер з умови міцності спаю приймаємо  $t_{\text{max}} = 6,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ .

Проведемо розрахунок міцності внутрішньої оболонки КЗ. Визначимо згинальний момент в зоні защемлення внутрішньої стінки КЗ.

$$M_{\text{зГ}}^{\text{зов}} = \frac{p_{\text{опр}} \cdot l^2}{12} = \frac{10^7 \cdot (4,3 \cdot 10^{-3})^2}{12} = 23,4 \frac{\text{Н} \cdot \text{м}}{\text{м}},$$

де  $l = t_{\text{max}} - \delta_p = 6,5 - 1,2 = 5,3 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ .

Момент опору зацмленної балки одиничної ширини, товщиною  $h'$ :

$$W = \frac{(h')^2}{6} = \frac{0,0067^2}{6} = 7,48 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2.$$

Напруження місцевого згину в точці зацмлення:

$$\sigma'_{\text{BH}} = \frac{M_{\text{зг}}^{\text{зоб}}}{W} = \frac{15,4}{7,48 \cdot 10^{-6}} = 3,12 \cdot 10^6 \text{ МПа}.$$

Напруження зрізу у внутрішній стінці в місці зацмлення:

$$\tau' = \frac{P_{\text{опр}} \cdot l}{2 \cdot h'} = \frac{10^7 \cdot 4,3 \cdot 10^{-3}}{2 \cdot 6,7 \cdot 10^{-3}} = 3,2 \cdot 10^6 \text{ МПа}.$$

Еквівалентне напруження для внутрішньої стінки:

$$\sigma'_{\text{ЭКВ}} = \sqrt{\sigma_{\text{BH}}'^2 + 3\tau'^2} = \sqrt{(3,12 \cdot 10^6)^2 + (3 \cdot 3,2 \cdot 10^6)^2} = 10,1 \cdot 10^6 \text{ МПа}.$$

Коефіцієнт запасу міцності:

$$\eta = \frac{\sigma'_B}{\sigma'_{\text{ЭКВ}}} = \frac{550 \cdot 10^6}{10,1 \cdot 10^6} = 55,44.$$

Розрахуємо число секцій ребрення в закритичній частині сопла.

Число каналів критичного перетину  $n_{\text{кр}} = 250$ .

Шаг ребер в крайньому перетини  $i$ -ої секції докритичної частини сопла:

$$t = t_{\text{max}} - \Delta = 6 \cdot 10^{-3} - 0,1 \cdot 10^{-3} = 5,9 \cdot 10^{-3} \text{ м}.$$

де  $\Delta = 0,1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  – запас по кроку.

Діаметр крайнього перетину першої секції:

$$D_1 = \frac{t \cdot n_{\text{кр}}}{\pi} - 2 \cdot h' = \frac{5,9 \cdot 10^{-3} \cdot 250}{\pi} - 2 \cdot 6,4 \cdot 10^{-3} = 0,462 \text{ м}.$$

Кількість ребер другої секції:

$$n_2 = 2 \cdot n_{\text{кр}} = 2 \cdot 250 = 500.$$

Діаметр крайнього перетину другої секції:

$$D_2 = \frac{t \cdot n_2}{\pi} - 2 \cdot h' = \frac{5,9 \cdot 10^{-3} \cdot 500}{\pi} - 2 \cdot 6,4 \cdot 10^{-3} = 0,931 \text{ м}.$$

Кількість ребер третьої секції:

$$n_3 = 4 \cdot n_{\text{кр}} = 4 \cdot 250 = 1000.$$

Діаметр крайнього перетину третьої секції:

$$D_3 = \frac{t \cdot n_3}{\pi} - 2 \cdot h' = \frac{6,4 \cdot 10^{-3} \cdot 580}{\pi} - 2 \cdot 10^{-3} = 1,87 \text{ м.}$$

Кількість ребер четвертої секції:

$$n_4 = 4 \cdot n_{кр} = 6 \cdot 250 = 1500.$$

Діаметр крайнього перетину четвертої секції:

$$D_3 = \frac{t \cdot n_4}{\pi} - 2 \cdot h' = \frac{6,4 \cdot 10^{-3} \cdot 580}{\pi} - 2 \cdot 10^{-3} = 2,8 \text{ м}$$

Діаметр крайнього перетину четвертої секції більше за діаметр зрізу сопла, тому на необхідність розраховувати наступну секцію відпадає.

Крок ребер на срізі сопла:

$$t_a = \frac{\pi \cdot (d_a + 2 \cdot h')}{n_4} = \frac{\pi \cdot (2,350 + 2 \cdot 6,4^{-3})}{1500} = 5 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

Докритичні частини сопла розраховуються за тим же методом.

Крок ребер в крайньому перетині і-ої секції в докритичній частині сопла:

$$t = t_{\max} - \Delta = 5 \cdot 10^{-3} - 0,1 \cdot 10^{-3} = 4,9 \cdot 10^{-3} \text{ м.}$$

де  $\Delta = 0,1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$  – запас по кроку.

Діаметр крайнього перетину першої секції:

$$D_1 = \frac{t \cdot n_{кр}}{\pi} - 2 \cdot h' = \frac{4,9 \cdot 10^{-3} \cdot 250}{\pi} - 2 \cdot 6,4^{-3} = 0,382 \text{ м.}$$

Діаметр крайнього перетину першої секції більше за докритичний діаметр сопла, тому далі розрахунок не проводиться.

Внутрішні оболонки циліндра і сопла виконані товщиною 1 мм, висота міжрубашечного зазору – 2,5. Ребра виконані фрезеруванням.

В результаті ми спроектували рідинний двигун другого ступеня ракетно-носія, який складається з камери, турбонасосного агрегату, газогенератора.

Основні параметри двигуна наведені в табл. 15.

*Таблиця 15. Основні параметри двигуна*

Параметр	Значення
Тяга двигуна в пустоті, кН	1223



Паливо:	
- окислювач	Водень
- пального	Кисень
Секундна витрата, кг/с:	
- окислювача	303,2
- пального	54,53
Масове співвідношення компонентів, $K_m$	5,56
Коефіцієнт надлишку окислювача, $\alpha_{ок}$	0,7
Тиск газів, МПа:	
- в камері згоряння	11,99
- на зрізі сопла	0,065
Питомий імпульс двигуна в пустоті, м/с	3601
Об'єм КС до критичного перерізу, м <sup>3</sup>	0,055
Діаметр вихідного перерізу сопла, м	2,35
Довжина КС, м	3,85

#### 2.4. Забезпечення маневрування

Маневрування другого ступеня ракети-носія, після відділення від неї першого ступеня, буде реалізовуватися за допомогою рульового чотирьохкамерного РРД одноразового увімкнення, з турбонасосною подачею палива РД-8 (рис. 11).

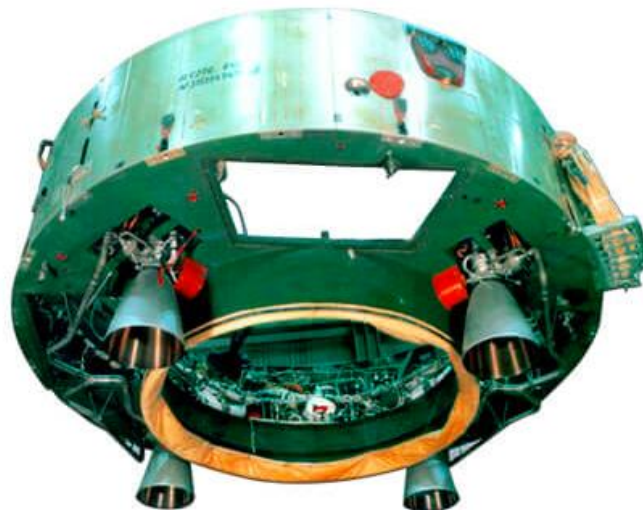


Рис. 11. РД-8

Даний двигун розроблений КБ «Південне», представляє собою чотири рульових двигуна з одновісною шарнірною підвіскою. Під час роботи другого ступеня ракети-носія він створюватиме тягу і керуватиме польотом по всім каналам стабілізації до повного виведення корисного навантаження на ННО. Керування польотом здійснюється за допомогою гойдання кожної камери двигуна в одній площині на кут  $\pm 33^\circ$ .

Конструктивна схема двигунної установки спрощується саме завдяки використанню в якості органів керування рульових двигунів. Так можна відмовитись від складної карданної підвіски для маршових двигунів. Шарнірна підвіска забезпечить можливість плавної зміни керуючих моментів і ефективно використання їх тяги.

Рульовий двигун виконаний з турбонасосною системою подачі компонентів палива по схемі з допалюванням генераторного газу. Привід ТНА забезпечить збереження питомого імпульсу. Окислювальний газ, що виробляється в газогенераторі при згорянні компонентів палива є робочим тілом турбіни турбонасосного агрегату, при запуску пневмостартер розкручує ротор ТНА. Компоненти палива в камерах згорання і в газогенераторі запалюються пусковим пальним, двигун підтримує задану тягу і регулює відношення компонентів палива. [36]

Основні характеристики чотирьохкамерного РРД РД-8 другого ступеня РН наведені в табл. 16.

Таблиця 16. Основні характеристики чотирьохкамерного РД-8

Параметр	Значення
Тяга двигуна в пустоті, кН	8
Питомий імпульс тяги в пустоті, кгс/кг	342

Питомий імпульс двигуна, м/с	3355
Маса, кг	380
Абсолютний тиск в камері згоряння, кгс/см <sup>2</sup>	78
Абсолютний тиск на зрізі сопла камери, кгс/см <sup>2</sup>	0,05
Масове відношення компонентів палива	2,4
Точність підтримки тяги, %	±4,5
Діапазон регулювання масового співвідношення компонентів палива, %	±8
Компоненти палива: - окислювач - пальне	рідкий кисень рідкий водень
Запалювання палива в газогенераторі і камерах двигуна	пусковим пальним
Мінімальний абсолютний тиск компонентів палива на вході в двигун, кгс/см <sup>2</sup> : - окислювача (при температурі - 175°C) - пального (при температурі 12°C)	3,35 1,0
Кут відхилення камер, кут град.	±33
Час роботи, с	280
Гарантійний ресурс роботи, с	3300

### Висновки до розділу

В даному розділі ми виконали проектування РРД другого ступеня ракетно-носія із тягою у вакуумі 1223 кН і питомим імпульсом 3601 м/с.

Для нашого двигуна було обрано камеру згоряння циліндричної форми, які є простими по формі, мають меншу, у порівнянні з камерами інших форм, вартість. Камера представлятиме собою паяно-зварну конструкцію, що

складатиметься з форсуночної головки, циліндричної, докритичної і закритичної частин. Сопло профільоване, його контур побудовано методом парабол. Форму обрано так, аби усі струмені витікаючих газів безперервно змінювали переріз при безперервному збільшенні швидкості потоку, мали мінімальні втрати тяги, а конструкція та технологія виготовлення стінок сопла була простою.

Турбонасосний агрегат, що використовується для подачі компонентів палива до камери згоряння і газогенератор, буде розташовано в хвостовій частині сбоку від КЗ. Його головні елементи ТНА: центробіжний насос, газову турбінку та газогенератор. При проектуванні ТНА ми спроектували дані елементи, їх компоновку і визначити характеристики їх сумісної роботи.

Проведено розрахунок охолодження камери згоряння, а також обрано двигун для маневрування другого ступеня ракети-носія, ним буде рульовий чотирьохкамерний РРД одноразового увімкнення, з турбонасосною подачею палива РД-8.

### 3. РОЗРАХУНОК ПАРАМЕТРІВ КОРПУСУ ДРУГОГО СТУПЕНЯ

Головна вимога при проектуванні конструкції є збереження мінімальної маси при умові неруйнації конструкції. Для цього найбільш підходять матеріали з великою питомою жорсткістю до яких відносять берилієві, магнієві, алюмінієві сплави та сталі.

Для обичайки і силових елементів обираємо алюмінієвий деформаційний сплав марки АМг6, який відрізняється хорошою корозійною стійкістю і пластичністю, а також зварюваністю і великим модулем пружності, має гарні міцнісні показники.

Конструкцію обираємо вафельну, яка дозволить зберегти міцність на достатньому рівні при значному рівні при значному зниженні ваги обичайки у порівнянні з цільною конструкцією. Таку конструкцію широко використовують при проектуванні паливних баків, відсіків ракет, корпусних деталей космічних кораблів [35].

Вафельна конструкція представляє собою тонкостінне волокно з алюмінієвого сплаву з ребрами. По типу розташування ребер, вафельні оболонки бувають з поздовжньо-кільцевим, з перехресним і з перехресно-кільцевим розташуванням ребер. Ми будемо використовувати останній тип – оболонку з перехресно-кільцевим розташуванням ребер (рис. 12).

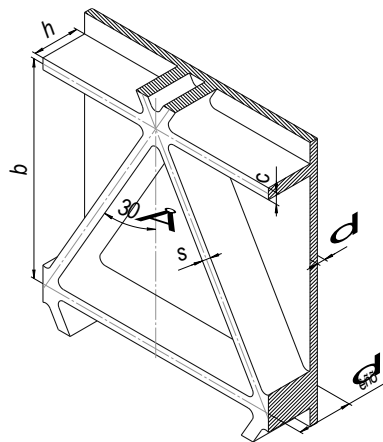


Рис. 12. Розрахункова схема вафельної оболонки

На відсіки ракети діє стискаюча сила, тому руйнуючим зусиллям буде зусилля, що призводить до втрати стійкості, а це, в свою чергу, призводить до руйнації конструкції.

Знайдемо значення розрахункової стискаючої сили:

$$N_p = f \cdot \left( g \cdot m_{II} + \frac{\pi \cdot d^2}{4} \cdot q \right) = 1,3 \cdot \left( 9,6 \cdot 6814 + \frac{\pi \cdot 3,6^2}{4} \cdot 4,7 \cdot 10^3 \right) = 1,47 \cdot 10^5 \text{ Н},$$

де  $f$  – коефіцієнт безпеки;

$g$  – прискорення вільного падіння у розрахунковій точці, м/с<sup>2</sup>;

$d$  – діаметр обичайки, м;

$q$  – швидкісний напір, Па.

Товщина стінки панельної оболонки:

$$\delta = \sqrt{\frac{\bar{N}_p}{2 \cdot \pi \cdot k \cdot [1 + 0,28 \cdot \sqrt[3]{\phi^2 (\psi^2 - 1)}]}} = \sqrt{\frac{2,371 \cdot 10^{-6}}{2 \cdot \pi \cdot 0,3 \cdot [1 + 0,28 \cdot \sqrt[3]{0,225^2 (6^2 - 1)}]}} = 5,215 \cdot 10^{-4} \text{ м},$$

де  $\psi$  – безрозмірний коефіцієнт, що визначає відношення товщини вихідного листа до товщини стінки вафельної оболонки, обирається з діапазону  $5 \leq \psi \leq 8$ ;

$\phi$  – безрозмірний коефіцієнт, що визначає відношення кроку ребер до їх товщини;

$k$  – коефіцієнт стійкості вафельної оболонки, обирається з діапазону  $0,28 \leq k \leq 0,34$ ;

$$\bar{N}_p = N_p / E = 1,47 \cdot 10^5 / 62 \cdot 10^9 = 2,371 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2,$$

де  $E$  – модуль пружності, Па.

Товщина вихідного листа:

$$\delta_{вих} = \psi \cdot \delta = 6 \cdot 5,215 \cdot 10^{-4} = 0,003 \text{ м}$$

Крок комірки:

$$b = \frac{2,5\delta}{1 - \frac{\phi}{3\pi}} \cdot \sqrt{\frac{k_1 d_p \delta_1}{2\bar{N}_p}} = \frac{2,5 \cdot 5,215 \cdot 10^{-4}}{1 - \frac{0,225}{3\pi}} \sqrt{\frac{6 \cdot 3,6 \cdot 6,154 \cdot 10^{-4}}{2 \cdot 2,371 \cdot 10^{-6}}} = 0,071 \text{ м},$$

де

$$\delta_1 = \delta \cdot (1 + 0,16 \cdot \phi \cdot (\psi - 1)) = 5,215 \cdot 10^{-4} \cdot (1 + 0,16 \cdot 0,225 \cdot (6 - 1)) = 6,154 \cdot 10^{-4} \text{ м};$$

$k_1 = 6$  – безрозмірний коефіцієнт, обирається з діапазону  $3,6 \leq k_1 \leq 8,5$ .

Товщина ребра у поперечному напрямку:

$$S_n = \frac{\phi b}{3\pi} = \frac{0,225 \cdot 0,071}{3\pi} = 0,002 \text{ м}.$$

Товщина ребра у кільцевому напрямку:

$$S_k = \frac{\phi b}{2\pi} = \frac{0,225 \cdot 0,071}{2\pi} = 0,003 \text{ м}.$$

Критичне зусилля втрати місцевої стійкості оболонки:

$$N_{кр.м} = \pi k_1 E \frac{d_p \delta^3}{b_0^2} (1 + 0,16 \phi (\psi - 1)) = \pi \cdot 6 \cdot 62 \cdot 10^9 \cdot \frac{3,6 \cdot (5,215 \cdot 10^{-4})^3}{0,071^2} (1 + 0,16 \cdot 0,225 \cdot (6 - 1)) = 1,397 \cdot 10^5 \text{ Н}.$$

Запас міцності:

$$\eta_{об.м} = \frac{N_{кр.м}}{N_p} = \frac{1,397 \cdot 10^5}{1,47 \cdot 10^5} = 0,949.$$

Критичне зусилля втрати місцевої стійкості ппоздовжнього ребра:

$$N_{кр.р} = \pi k_2 k_\sigma E \frac{d_p \delta}{\left(\frac{\delta_{вих} - \delta}{s}\right)} (1 + 0,16 \phi (\psi - 1)) = \pi \cdot 6 \cdot 6 \cdot 62 \cdot 10^9 \frac{3,6 \cdot 5,215 \cdot 10^{-4}}{\left(\frac{0,003 - 5,215 \cdot 10^{-4}}{0,002}\right)} (1 + 0,16 \cdot 0,225 \cdot (6 - 1)) = 1,253 \cdot 10^{10} \text{ Н}.$$

Запас міцності:

$$\eta_p = \frac{N_{кр.р}}{N_p} = \frac{1,253 \cdot 10^{10}}{1,47 \cdot 10^5} = 8,512 \cdot 10^4$$

Визначимо масу відсіку вафельної конструкції.

Маса обшивки відсіку:

$$m_{обш} = \pi \cdot d_p \cdot L_{xo} \cdot \delta \cdot \rho_{AMz6} = \pi \cdot 3,6 \cdot 2,75 \cdot 5,215 \cdot 10^{-4} \cdot 2640 = 42,8 \text{ кг.}$$

Маса силового набору:

$$m_c = F \rho_{AMz6} \left( \frac{L_o}{\cos(30^\circ)} \cdot n_n + \pi d_p n_k \right) \\ = 4,95 \cdot 10^{-6} \cdot 2640 \left( \frac{3,85}{\cos(30^\circ)} \cdot 318 + \pi \cdot 3,6 \cdot 54 \right) = 26,5 \text{ кг,}$$

$$\text{де } F = (\delta_{вух} - \delta)c = (0,003 - 5,215 \cdot 10^{-4}) \cdot 2 \cdot 10^{-3} = 4,95 \cdot 10^{-6} -$$

площа ребер в поперечному і кільцевому напрямку, м<sup>2</sup>;

$$n_n = 2\pi \frac{d_p}{b} = 2\pi \frac{3,6}{0,071} \approx 318 - \text{кількість ребер у поперечному напрямку;}$$

$$n_k = \frac{L_o}{b} = \frac{3,85}{0,071} \approx 54 - \text{кількість ребер у кільцевому напрямку.}$$

Маса вафельної конструкції:

$$m_{відс}^{ваф} = m_{обш} + m_c = 42,8 + 26,5 = 69,3 \text{ кг.}$$

### 3.1. Головний обтічник

Головний обтічник захищає корисне навантаження від аеродинамічних та теплових навантажень під час проходження ракети-носія через щільні шари атмосфери. При проходженні ракети через щільні шари атмосфери виникає тепловий потік, який нагріває поверхню головного обтічника. Через дію високої температури доцільно використовувати ТЗП з асбопластика або склопластика.

Головний обтічник представляє собою тіло обертання, що складається з носової частини у вигляді конуса і циліндричної частини. Складається з двох однакових стулок, поєднаних між собою по поздовжньому стику механічними замками. Кожна стулка представляє собою панель, що містить поздовжній і поперечний силовий набір (стрингери, шпангоути і діафрагми) і обшивку, що



поєднуються між собою за допомогою заклепок, болтів, фітингів і кронштейнів [37].

Відокремлення головного обтічника для звільнення корисного навантаження на ННО відбуватиметься за допомогою пружинних штовхачів. Приклад такого відокремлення наведено на рис. 13.



Рис. 13. Відокремлення головного обтічника [26]

Об'єм головного обтічника розрахуємо на основі статистичних даних по щільності компоновки корисного навантаження і коефіцієнта незаповненості головного обтічника. Об'єм в першому наближенні:

$$w_{го} = k_{го} w_{кн},$$

де  $k_{го}$  – коефіцієнт, що враховує незаповненість головного обтічника корисним навантаженням,  $k_{го} = 1,5 \dots 2,0$  – для КА зондування Землі;

$w_{кн}$  – об'єм корисного навантаження. Його ми вирахуємо за формулою, мЗ:  $w_{кн} = m_{кн} / \rho_{кн} = 200 / 500 = 0,4$

де  $m_{кн}$  – маса корисного навантаження,  $m_{кн} = 200$  кг;

$\rho_{кн}$  – середня щільність корисного навантаження, для космічних апаратів, що працюють на орбітах Землі -  $\rho_{кн} = 300 \dots 700$  кг/м<sup>3</sup>.

Тоді,

$$w_{го}=2 \cdot 0,4=0,8 \text{ м}^3.$$

Довжина обтічника складатиме 2 м.

### 3.2. Геометричні харатктеристики ракети

Основні геометричні характеристики РН, отримані в результаті проектування, наведено в табл. 17

*Таблиця 17. Геометричні характеристики РН*

Параметр	Значення, м
Калібр ракети	3,6
Діаметр критичного перерізу сопла КЗ	241,2
Діаметр вихідного перерізу сопла КЗ	2,35
Діаметр камери згоряння	482,4
Довжина камери згоряння	1,1
Довжина сопла	2,75
Довжина ДУ	3,8
Довжина баку пального	3,4
Довжина баку окислювача	4,6
Довжина паливного відсіку	8
Довжина відсіку з КН	2
Довжина другого ступеня	11,8
Повна довжина РН	34,28

### Висновки до розділу

В розділі «Розрахунок параметрів корпусу другого ступеня» ми провели розрахунок корпусу вафельної конструкції. Така конструкція дозволяє зберегти міцність на достатньому рівні при значному рівні при значному зниженні ваги обичайки у порівнянні з цільною конструкцією.

Також ми визначили геометричні параметри конструкції та її масу.

До цього ж ми ми розрахували параметри обтічника ракети-носія. Він буде відокремлюватись для звільнення корисного навантаження на ННО за допомогою пружинних штовхачів.

Наведено основні геометричні характеристики РН, отримані в результаті проектування.

## 4. МАСОВЕ ЗВЕДЕННЯ ТА ОПИС ПОЛЬОТУ РАКЕТИ-НОСІЯ

### 4.1. Визначення масових характеристик ракети.

Проведемо наближене визначення відносної маси палива:

$$\mu_{\text{п.наб}} = 1 - \exp\left(-\frac{K_v V_k}{J_{\text{пит}}}\right) = 1 - \exp\left(-\frac{1,2 \cdot 15300}{3601}\right) = 0,994$$

де  $K_v$  – коефіцієнт втрат швидкості;

$V_k$  – швидкість в кінці траєкторії.

Тоді отримуємо:

$$\mu_{\text{п}} = \frac{1 + 1,2}{2 \cdot 1,2} - \sqrt{\left(\frac{1 + 1,2}{2 \cdot 1,2}\right)^2 - \frac{0,994}{1,2}} = 0,807$$

Звідси знайдемо масу палива:

$$m_{\text{п}} = \mu_{\text{п}} \cdot m_{\text{Ир}} = 0,807 \cdot 6494 = 5240,6 \text{ кг}$$

де  $m_{\text{Ир}}$  – маса ракетного блоку другого ступеня.

Маса РРД складає 1253 кг.

Маса ракетного блоку – 6494 кг.

Визначивши товщину стінок корпусу прискорювача і матеріали, з яких він виготовляється, знайдемо масу обичайки і днищ.

Маса циліндричної обичайки визначається її розмірами та товщиною стінки і вираховується по формулі, кг:

$$m_{\text{об}} = \pi \cdot d_{\text{об}} \cdot l_{\text{кз}} \cdot \delta_{\text{об}} \cdot \rho_{\text{об}} = 3,14 \cdot 3,6 \cdot 3,85 \cdot 5,215 \cdot 10^{-4} \cdot 2640 = 60 \text{ кг}$$

де  $d_{\text{об}}$  – діаметр обичайки, м;

$l_{\text{в}}$  – довжина відсіку, м;

$\delta_{\text{об}}$  – товщина стінки, м;

$\rho_{\text{об}}$  – щільність матеріалів: сталі КВК-32 та вуглепластика ВКУ-25 відповідно, кг/м<sup>3</sup>.

За результатами попередніх розрахунків мас основних елементів конструкції ракети-носія складемо попереднє масове зведення, табл. 18.

Таблиця 18. Масове зведення

Найменування складової частини	Маса, кг
Головний обтічник	120
Корисне навантаження	200
Суша маса РРД	1253
Паливо	5240, 6
Рульовий двигун РД-8	380
Обичайка ступеня	120
Перехідний відсік і днища	180
Ракетний блок другого ступеня	6494
Другий ступінь	7614
Ракета-носії	28780

#### 4.2. Опис польоту

Для виведення корисного навантаження на ННО, космічному апарату необхідно найменшу початкову швидкість – першу космічну швидкість  $V_{пкш} \approx 7,91 \text{ км/с}$ . Але через аеродинамічні та гравітаційні втрати для досягнення ННО з поверхні Землі, потрібні додаткові 1,5 – 2 км/с, тобто в цілому необхідно досягти швидкості приблизно 9,4 км/с.

Кінцеву швидкість ракети знайдемо за формулою:

$$V_k = V_I + I_{\text{пит}} \ln \left( \frac{m_I}{m_{II}} \right) = 4287.5 + 3601 \cdot \ln \left( \frac{6814}{320} \right) = 15300 \frac{\text{м}}{\text{с}},$$

де  $V_I$  – швидкість ракети після відпрацювання першого ступеня ракети, м/с;

$I_{\text{пит}}$  – питомий імпульс двигуна другого ступеня, м/с;

$m_I$  – маса ракети після відпрацювання першого ступеня ракети, кг;

$m_{II}$  – маса ракети після відпрацювання другого ступеня ракети, кг.

Отриманої швидкості достатньо для виведення корисного навантаження на низьку навколоземну орбіту Землі.

Час роботи – 260 с.

Ракета здійснює стартує з Землі і летить до висоти приблизно 50 км. Кут нахилу траєкторії в кінці активної ділянки складатиме  $1 - 1,2^\circ$ . Приблизно на 155 секунді польоту на висоті 54 км блок першого ступеня відділяється і запускається РРД другого ступеня ракети-носія.

РРД завершує свою роботу після досягнення орбітальної швидкості на висоті близько 400-500 км і, звільнивши корисне навантаження, гальмується атмосферою і згорає.

### **Висновки до розділу**

В даному розділі ми провели масове зведення ракети-носія, виконали розрахунки, в яких зробили уточнення значень маси ракети, спираючись на дані отримані після проєктування.

Ми визначили масу другого ступеня ракети  $m_{II} = 7114$  кг, при загальній стартовій масі ракети-носія  $m_0 = 28780$  кг. Корисна маса складає 200 кг.

Також за допомогою розрахунків ми визначили, що наша ракета зможе розігнатися більше ніж до першої космічної швидкості і вивести корисне навантаження на ННО. Зроблено опис польоту ракети-носія.

## 5. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЕКТУ

Нашим стартап-проектом буде проектування і реалізація РРД другого ступеня ракети-носія легкого класу. Головним напрямком застосування РРД, який проектується, є його використання в якості маршевого двигуна ракет-носіїв. У даній роботі ми пропонуємо його в якості двигуна другого ступеня для забезпечення необхідної маневреності при виведенні КА на ННО.

Головними перевагами є: гарні технічні характеристики, простота експлуатації, можливість виготовлення на відчизняних потужностях, адаптування конструкції для необхідних задач.

### 5.1. Технологічний аудит проекту

Проведемо технологічний аналіз нашого стартап-проекту, визначивши можливість його реалізації, табл. 19.

*Таблиця 19. Технологічний аналіз стартап-проекту*

Етап проекту	Технологія	Можливість реалізації	Шляхи реалізації
Виготовлення елементів камери згоряння, ТНА	Штамповка, відливання під тиском, зварювання та пайка, фрезерування пазів.	Реалізується	Забезпечення необхідним оснащенням
Виготовлення трубопроводів складної форми для РРД	Прокатка і згинання	Реалізується	Забезпечення оснащенням для виготовлення і формування тонкостінних труб складної форми

Виготовлення каналів охолоджуючого тракту камери згоряння	Точіння та фрезерування	Реалізується	Забезпечення обладнанням для механічної обробки
Виготовлення обичайки	Механічна обробка (фрезерування)	Реалізується	Забезпечення необхідним оснащенням
Нанесення теплозахисного покриття	Напилення	Реалізується	Забезпечення необхідним оснащенням для напилення

Спираючись на даний аналіз технологічності виготовлення, можна зробити висновок про можливість реалізації нашого проекту. Оснащення для виготовлення приведених елементів ракети-носія з РРД широко використовуються.

## 5.2. Ринокві можливості запуску проекту

Проведемо аналіз ринкових можливостей для реалізації нашого стартап-проекту, табл. 20.

*Таблиця 20. Попередній аналіз потенційного ринку стартап-проекту*

Показники стану	Характеристика
Число головних гравців на ринку	3
Динаміка ринку	Швидко зростає
Обмеження на вхід	Складна та тривала сертифікація
Специфічні вимоги до стандартизації та специфікації	наявні
Середня норма рентабельності в галузі, %	45-55%

Також проведемо аналіз наявності потенційних клієнтів проекту, табл. 21.



Таблиця 21. Попередня характеристика потенційних клієнтів стартап-проєкту

Потреба, яка формує ринок	Вимоги споживача до проєкту	Цільова аудиторія	Поведінка цільової аудиторії
Наявність на вітчизняному ринку надійного та економічно вигідного РРД	Висока надійність продукту, прийнятна вартість виготовлення та технічна підтримка	Держава, космічні агентства та приватні компанії	Закупка продукту закордоном у конкурентів

### 5.3. Ринкова стратегія стартап-проєкту

Для успішного конкурування нашого проєкту на ринку нам необхідно створити правильну ринкову стратегію та форму взаємодії з кінцевим споживачем.

Для цього ми проведемо аналіз цільових груп клієнтів, табл. 22.

Таблиця 22. Попередній вибір цільових груп потенційних споживачів

Цільова група	Готовність споживачів до прийняття проєкту	Орієнтовний попит в межах цільвої групи	Інтенсивність конкуренції	Складність входу в сегмент
Держзамовник	низька	низький	низька	висока
Приватні космічні компанії	висока	високий	низька	задовільна

#### 5.4. Маркетингова програма проекту

Для того, аби успішно реалізувати проект та конкурувати на ринку необхідно створити маркетингову програму для залучення замовників для співпраці. Вибір стратегії реалізації проекту наведено в табл. 23.

*Таблиця 23. Вибір стратегії реалізації проекту*

Потреба, яка формує ринок	Вигода для замовника	Переваги над конкурентом
Проектування двигуна РРД	Конструкторська документація	Якість продукту, час реалізації, низька вартість
Виробництво прототипу та його тестування	Готовий прототип	Час реалізації, точність, низька вартість
Створення завершеної моделі, готової для серійного виробництва	Серійний виріб	Якість продукту, низька вартість

#### Висновки до розділу

У розділі «Розробка стартап-проекту» ми провели аналіз можливостей створення РРД для комерційного використання, головними споживачами якого стане державний замовник і приватні аерокосмічні компанії.

В ході аналізу ми прийшли висновку, що більш перспективним є ринок приватних компаній, однак ця галузь є ризикованою, що обумовлює варіант співпраці з замовниками у формі контракту на розробку проекту. При даній схемі компанія залучається фінансовою підтримкою з боку змовника, а замовник диктує показники тактико-технічних та експлуатаційних характеристик виробу.

## ВИСНОВОК

В даній магістерській роботі ми виконали проектування РРД другого ступеня двоступінчатої ракети-носія легкого класу, яка доставлятиме на низьку навколосеземну орбіту космічні апарати масою до 200 кг.

В ході роботи над проектом ми проаналізували матеріал, пов'язаний з проблематикою вибору параметрів та схеми двигунної установки ракети, систем подачі палива до КС, керування вектором тяги, системи запуску тяги двигунної установки. Проведено розрахунок основних параметрів, геометричних розмірів камери згоряння і сопла, визначено значення питомого імпульсу, витрату палива.

Розраховано параметри елементів системи подачі палива, а саме центробіжного насосу окислювача і газової турбіни ТНА. Визначено параметри охолоджуючого тракту КС.

В результаті ми спроектували рідинний ракетний двигун, який працюватиме на пальному пари рідкий кисень + рідинний двигун, масою 1253 кг, тягою 1223 кН, питомим імпульсом 3601 м/с. В якості рульового двигуна буде використано РД-8.

Корпус ракети буде виконаний із сплаву марки АМгб і представлятиме собою вафельну конструкцію, яку ми також спроектували. Проведено розрахунок параметрів головного обтічника. Визначено геометричні параметри конструкції та її масу.

Також ми провели масове зведення ракети-носія, виконали розрахунки значень маси ракети. Маса другого ступеня ракети складатиме 7114 кг, при загальній стартовій масі ракети-носія 28780 кг. Проведено балістичний розрахунок і визначено, що наша ракета зможе успішно розігнатися до першої космічної швидкості і вивести корисне навантаження на ННО.

В останньому розділі ми провели розробку стартап-проекту.

## Список використаних джерел

1. Шебалин О. Д. Физические основы механики и акустики: Учеб. Пособие. – М.: Высш.школа, 1981. – 114 с.
2. Алтунин В.А. Некоторые пути повышения эффективности жидких и газообразные углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей летательных аппаратов // Тепловые процессы в технике. – 2019. – № 10. – 453-470 с.
3. Кожемякин С.А. Передовой опыт использования жидкостных ракетных двигателей // Аллея науки. – 2021. – № 1(52). – 34–37 с.
4. Ганиев Т.А. Космическая политика мировых и региональных держав / Т.А. Ганиев, В.В. Карякин : монография. – М.: Архонт, 2020. – 55 с.
5. Влияние добавок водорода, монооксида углерода, синтез-газа и водяного пара на характеристики матричной конверсии богатых метан-кислородных смесей / В.И. Савченко, А.В. Никитин, А.В. Озерский [и др.] // Нефтехимия. – 2020. – Т. 60. – № 4. – 538-547 с.
6. Стельмах С.Ф. Анализ состояния разработки и перспектив применения ракеты-носителя «Союз -5» // Известия Института инженерной физики. – 2021. – № 2(60). – 10-15 с.
7. Энергомаш, научно-производственное объединение энергетического машиностроения имени академика В.П.Глушко, государственное предприятие [State Enterprise Academician V.P. Glushko Energomash Research and Production Association of Power Engineering] (PDF). The Aerospace Thermal Technology Department of the Moscow Aviation Institute. 1998-10-16. Retrieved 2015-08-06.
8. Liquid propellant rocket engine. Стенд НПО Энергомаш на аэрокосмической выставке

- Ле Бурже [Электронный ресурс] / Liquid propellant rocket engine – Режим доступа до ресурсу:  
[http://www.lpre.de/energomash/img/LeBourget2007/RD-120\\_m.jpg](http://www.lpre.de/energomash/img/LeBourget2007/RD-120_m.jpg)
9. Astronautix. RD-146 [Электронный ресурс] / Astronautix – Режим доступа до ресурсу: <http://astronautix.com/r/rd-146.html>
10. Вікіпедія. RD-120 [Электронный ресурс] / Вікіпедія – Режим доступа до ресурсу: [https://en.wikipedia.org/wiki/RD-120#cite\\_note-aviadvigatel-6](https://en.wikipedia.org/wiki/RD-120#cite_note-aviadvigatel-6)
11. Autor today. РД-253 [Электронный ресурс] / Autor today – Режим доступа до ресурсу:  
<https://author.today/content/2019/07/12/5ce632582ebc4092b608572799047eab.jpg>
12. Astronautix. Proton-K [Электронный ресурс] / Astronautix – Режим доступа до ресурсу: <http://www.astronautix.com/lvs/protonk.htm>
13. Liquid propellant rocket engine. ЖРД РД-253 [Электронный ресурс] / Liquid propellant rocket engine – Режим доступа до ресурсу:  
<http://www.lpre.de/energomash/RD-253/index.htm>
14. Вікіпедія. RD-253 [Электронный ресурс] / Вікіпедія – Режим доступа до ресурсу: <https://en.wikipedia.org/wiki/RD-253>
15. NASA space flight. RS-25 [Электронный ресурс] / NASA space flight – Режим доступа до ресурсу: <https://www.nasaspaceflight.com/wp-content/uploads/2020/03/P1160771.35pct.jpg>
16. Вікіпедія. RS-25 [Электронный ресурс] / Вікіпедія – Режим доступа до ресурсу: [https://en.wikipedia.org/wiki/RS-25#cite\\_note-aerojet-1](https://en.wikipedia.org/wiki/RS-25#cite_note-aerojet-1)
17. "Main Propulsion System (MPS)" (PDF). Shuttle Press Kit.com. Boeing, NASA & United Space Alliance. October 6, 1998. [Электронный ресурс] / NASA space flight – Режим доступа до ресурсу:  
<https://www.nasaspaceflight.com/2011/09/sls-finally-announced-nasa-forward-path/>

18. Apollomaniacs. J-2 [Электронный ресурс] / Apollomaniacs – Режим доступа до ресурсу: <https://www.apollomaniacs.com/apollo/ksc/s4bengine.jpg>
19. Вікіпедія. J-2 [Электронный ресурс] / Вікіпедія – Режим доступа до ресурсу: [https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne\\_J-2](https://en.wikipedia.org/wiki/Rocketdyne_J-2)
20. Wikimedia. Vulcain [Электронный ресурс] / Wikimedia – Режим доступа до ресурсу:  
<https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/thumb/e/e1/Moteur-Vulcain.jpg/800px-Moteur-Vulcain.jpg>
21. Space and Tech. Vulcain [Электронный ресурс] / Space and Tech – Режим доступа до ресурсу:  
[http://www.spaceandtech.com/spacedata/engines/vulcain\\_sum.shtml](http://www.spaceandtech.com/spacedata/engines/vulcain_sum.shtml)
22. The European Space Agency. Ariane 5 [Электронный ресурс] / Space and Tech – Режим доступа до ресурсу:  
[https://www.esa.int/Enabling\\_Support/Space\\_Transportation/Launch\\_vehicles/Ariane\\_5\\_ECA](https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Ariane_5_ECA)
23. Вікіпедія. Vulcain [Электронный ресурс] / Вікіпедія – Режим доступа до ресурсу: [https://en.wikipedia.org/wiki/Vulcain\\_\(rocket\\_engine\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Vulcain_(rocket_engine))
24. Синярев Г. Б. Жидкостные ракетные двигатели. Теория и проектирование / Г. Б. Синярев, М. В. Добровольский. – 2-е изд, прераб. и доп. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1957. – 158 с.
25. Зрелов В. Н. Жидкие ракетные топлива / В. Н. Зрелов, Е. П. Серегин. – М.: Химия, 1975. – 49-50 с.
26. Рожков И. В. Получение жидкого водорода / И. В. Рожков, О. А. Алмазов, А. А. Ильинский. – М.: Химия, 1967. – 46 с.
27. Зрелов В. Н. Жидкие ракетные топлива / В. Н. Зрелов, Е. П. Серегин. – М.: Химия, 1975. – 181 с.
28. Алемасов В. Е. и др. Теория ракетных двигателей: Учебник для студентов высших технических учебных заведений / В. Е. Алемасов, А. Ф. Дрегалин,

- А. П. Тишин; Под ред. В. П. Глушко. — М.: Машиностроение, 1989. — 464 с.
29. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов/ М. В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: МГТУ им. Баумана, 2006. - 488 с.
30. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей: Учебник для вузов/ В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; Под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. – 464 с.
31. Бережинский Р.А., Горохов В.Д., Коробченко В.А. Основы проектирования камер сгорания ЖРД: Учеб. пособие / Под общ. ред. В.С.Рачука. Воронеж: Воронеж. гос.техн.ун-т, 2004. 129 с.
- 32.Ефимочкин А.Ф. Проектирование принципиальных пневмогидравлических схем жидкостных ракетных двигателей: Учеб. пособие / А. Ф. Ефимочкин. - Воронеж: ГОУВПО "Воронежский государственный технический университет", 2010. - 264 с.
33. Рубинский, В.Р. Теория, расчет и проектирование ЖРД: Учеб. пособие / В. Р. Рубинский, А. В. Кретинин, И. Г. Дроздов. - Воронеж: ГОУВПО "Воронежский государственный технический университет", 2010. - 144 с.
34. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов/ М. В. Добровольский; под ред. Д.А. Ягодникова. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: МГТУ им. Баумана, 2006. – 334 - 359 с.
35. Юрцев Е. С. Высокоскоростная обработка «вафельных» обечаек из алюминиевых сплавов // Технология машиностроения. 2012. № 9. – 5–8 с.
36. Конструкторское Бюро “Южное”. РД-8 [Электронный ресурс] / Конструкторское Бюро “Южное” – Режим доступа до ресурсу: <https://yuzhnoye.com/technique/rocket-engines/marching/rd-8/>