

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

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

До захисту допущено
В. о. завідувача кафедри
_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

**Дипломний проєкт
на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»
спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»
на тему: «Прямоточний повітряно-реактивний двигун»**

Виконала:

студентка IV курсу, групи ВЛ-72
Коваленко Оксана Володимирівна _____

Керівник:

Завідувач кафедри КІ, к.т.н., доцент,
Мариношенко Олександр Петрович _____

Рецензент:

Доцент кафедри СКЛА, к.т.н.,
Лукомський Василь Григорович _____

Засвідчую, що у цьому дипломному
проєкті немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних
посилань.

Студентка _____

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

<i>№ з/п</i>	<i>Формат</i>	<i>Позначення</i>	<i>Найменування</i>	<i>Кількість аркушів</i>	<i>Примітка</i>
1	A4		<i>Завдання на дипломний проєкт</i>	1	
2	A4	<i>ВЛ7209.16.60.00.00 ПЗ</i>	<i>Пояснювальна записка</i>	92	
3	A1	<i>ВЛ7209.16.60.00.01М</i>	<i>Огляд аналогів</i>	1	
4	A1	<i>ВЛ7209.16.60.00.02ТК</i>	<i>Конструкція ППРД</i>	1	
5	A1	<i>ВЛ7209.16.60.00.03РР</i>	<i>Методика розрахунків</i>	1	
6	A1	<i>ВЛ7209.16.60.00.04РР</i>	<i>Результати розрахунку</i>	1	
			<i>ВЛ7209.16.60.00.00</i>		
		<i>П.І.Б.</i>	<i>Підп.</i>	<i>Дата</i>	
<i>Розробив</i>	<i>Коваленко О.В.</i>				<i>Відомість дипломного проєкту</i> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div style="text-align: center;"> <i>Аркуш</i> 1 </div> <div style="text-align: center;"> <i>Аркушів</i> 1 </div> </div> <div style="text-align: center; margin-top: 10px;"> <i>КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-72</i> </div>
<i>Перевірів</i>	<i>Мариношенко О.П.</i>				
<i>Н. контр.</i>	<i>Поваров С.А.</i>				
<i>Зав. каф.</i>	<i>Кабанячий В.В.</i>				

**Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”**

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студентці

Коваленко Оксані Володимирівні

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «Прямоточний повітряно-реактивний двигун», керівник проєкту Мариношенко Олександр Петрович, кандидат технічних наук, доцент кафедри КІ, затверджені наказом по університету від «23» квітня 2021 р. № 1061-с.

2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту:

3.1 Взлітна маса 40860 кг

3.2 Тяга двигуна 7650 кгс

3.3 Тип палива: керосин

3.4 Крейсерська швидкість 3,2 М

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1 Стан проблеми та напрямки їх рішення.

4.2 Огляд аналогів.

4.3 Конструкція ППРД

4.4 Методика розрахунку

4.5 Результати розрахунку

5. Перелік графічного (ілюстраційного) матеріалу (із зазначенням обов'язкових креслеників, плакатів, презентацій тощо):

5.1 Огляд аналогів

5.2 Конструкція ППРД

5.3 Методика розрахунків

5.4 Результати розрахунку

6. Консультанти розділів проекту

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

7. Дата видачі завдання: 1 лютого 2021 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Термін виконання етапів проекту	Примітка
1.	<i>Підбір та аналіз літератури</i>	<i>до 15.03.2021 р.</i>	
2.	<i>Огляд стану та перспектив розвитку</i>	<i>до 29.03.2021 р.</i>	
3.	<i>Порівняльний аналіз ППРД</i>	<i>до 12.04.2021 р.</i>	
4.	<i>Аналіз методики проектування</i>	<i>до 20.04.2021 р.</i>	
5.	<i>Розрахунок характеристик двигуна</i>	<i>до 30.04.2021 р.</i>	
6.	<i>Моделювання ППРД</i>	<i>до 5.05.2021 р.</i>	
7.	<i>Дослідження аеродинамічних характеристик</i>	<i>до 15.05.2021 р.</i>	
8.	<i>Аналіз результатів моделювання</i>	<i>до 27.05.2021 р.</i>	
9.	<i>Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів</i>	<i>до 07.06.2021 р.</i>	
10.	<i>Перевірка на плагіат</i>	<i>до 11.06.2021 р.</i>	
11.	<i>Захист</i>	<i>з 14.06.2021 р. по 20.06.2021 р.</i>	

Студентка _____

Оксана КОВАЛЕНКО

Керівник _____

Олександр МАРІНОШЕНКО

**Пояснювальна записка
до дипломного проєкту**

на тему: «Прямоточний повітряно-реактивний двигун»

Анотація

Пояснювальна записка до дипломного проєкту «Прямоточний повітряно-реактивний двигун» містить 92 аркуші тексту, 61 ілюстрацію, 9 таблиць та 55 використаних джерел.

Мета проєкту – розрахунок прямоточного повітряно-реактивного двигуна для надзвукового літального апарату.

Під час виконання дипломного проєкту було розглянуто особливості реактивних двигунів, історію створення та огляд прототипів прямоточного повітряно-реактивного двигуна. Сформульовано стан проблеми та напрямок її вирішення. Розглянуто конструкцію двигуна, виконано розрахунок основних параметрів його складових, проведено дослідження обтікання двигуна при різних числах Маха.

В роботі широко використані методи комп'ютерного моделювання в програмах ANSYS, AutoCAD, Solidworks.

Результати роботи можуть бути використані при подальшій розробці літального апарату з таким типом двигуна.

Ключові слова: надзвуковий літальний апарат, прямоточний повітряно-реактивний двигун, дифузор.

Abstract

Explanatory Note to DP “Ramjet” contains 92 pages of text, 61 illustrations, 9 tables and 55 sources.

The purpose of the project – calculation ramjet for a supersonic aircraft.

As a result of the performed work the features of jet engines, the history of creation and review of prototypes of ramjet were considered. The state of the problem and the direction of its solution are formulated. The design of the engine is considered, the basic parameters of its components are calculated, and a study was made of the flow of the engine at different Mach numbers.

The work widely uses methods of computer modeling in programs ANSYS, AutoCAD, Solidworks.

The results of the work can be used in the further development of the aircraft with this type of engine.

Keywords: supersonic aircraft, ramjet, diffuser section.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	6
Вступ.....	7
1. Стан проблеми та напрямки їх рішення.	9
1.1 Класифікація реактивних авіаційних двигунів і їх характеристика	9
1.1.1 Ракетний двигун (РД)	9
1.1.2 Повітряно-реактивні двигуни (ПРД).....	10
1.2 Історія створення ППРД.....	16
1.2.1 СРСР	17
1.2.2 Німеччина	19
1.2.3 Франція.....	24
1.2.4 США	25
1.2.5 Великобританія	28
1.2.6 Китай	28
1.3 Огляд сучасних ППРД.....	29
Висновок по розділу	32
2. Огляд аналогів	33
2.1 Буря (виріб «350», В-350, Ла-350, Ла-Х)	33
1.2 Буран (М-40)	35
1.3 XSM-64 Navaho	37
Висновок по розділу	43
3. Конструкція ППРД.....	44
3.1 Дифузор.....	44
3.2 Камера згорання	48
3.3 Сопло	54
Висновок по розділу	57

<i>ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ</i>								
					<i>Прямоточний повітряно-реактивний двигун</i>			
<i>Зм.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>№ документ.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		<i>Літ.</i>	<i>Аркуш</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Разраб.</i>		<i>Коваленко О.В.</i>					4	92
<i>Перевірів</i>		<i>Мариношенко О.П.</i>				КПІ ім. Ізгоря Сікорського Каф. АРБ, Гр. ВЛ-72		
<i>Реценз.</i>								
<i>Н. контр.</i>		<i>Поваров С.А.</i>						
<i>Затверд</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>						

4. Методика розрахунку	58
4.1 Параметри потоку в багатострибковому дифузорі.....	58
4.2 Параметри камери згорання.....	65
4.3 Параметри сопла.....	69
4.4 Моделювання обтікання.....	72
Висновок по розділу	72
5. Результати розрахунку.....	73
5.1 Розрахунок відносних параметрів потоку в багатострибковому дифузорі	73
5.2 Розрахунок параметрів камери згорання	79
5.3 Розрахунок параметрів вихідного сопла.....	81
5.4 Результати обтікання	83
Висновок по розділу	87
Висновок	88
Список використаних джерел	89

Перелік умовних позначень

РД – ракетний двигун

ПРД – Повітряно-реактивний двигун

ТРД – Турбореактивний двигун

ТРДД – Турбореактивний двоконтурний двигун

ТРДФ – турбореактивний двигун з форсажною камерою

ТРДДФ – турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою

ТГД – Турбогвинтовий двигун

ТВаД – Турбовальний двигун

ТГВД – Турбогвинтовентиляторний двигун

ПуПРД – Пульсуючий повітряно-реактивний двигун

ППРД – прямоточний повітряно-реактивний двигун

ЗРК – зенітний ракетний комплекс

ПЗРК – переносний зенітний ракетний комплекс

ЛА – літальний апарат

ТРД – турбореактивний літак

ККД – коефіцієнт корисної дії

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		6

Вступ

З початку винайдення першого реактивного двигуна пройшло два століття. За цей час було сконструйовано і виготовлено велику кількість двигунів і ще більша кількість так і не була реалізована. Серед усіх видів двигунів одним з найпростіших за конструкцією є прямоточний повітряно-реактивний двигун (ППРД). Це реактивний двигун прямої реакції, який в якості окислювача використовує повітря, що отримує з навколишнього середовища. Не дивлячись на простоту конструкції, проектування цього двигуна виявилось не легкою справою, на заводі ставали недостатність матеріалів і можливості оцінити характеристики виробу. Вперше патент на нього отримав французький інженер Рене Лорен в 1913 році. Схожих патентів було багато, в різний час інженери і науковці намагалися створити прямоточний двигун, бачивши в ньому потенціал. Але кожен раз програми закривали, не дивлячись на їх успіх, і за двигун забували на декілька десятків років. Проте світ не стоїть на місці, з'являються нові методики, матеріали, конструкції і технології. Інженери повертаються до старих проєктів, вдосконалюють їх і дають їм нове життя.

В шістдесяті роки двадцятого століття під час «холодної війни» прямоточний двигун розглядали в основному як рушійну силу для бойових ракет і снарядів. В США і СРСР багато спеціалістів працювали в цьому напрямку, отримавши замовлення від урядів держав. Були створені міжконтинентальні крилаті ракети з ППРД. Вони вражали своїм потенціалом і випереджали свій час. Сьогодні ж світ зацікавлений більше в освоєнні космосу і надшвидких літальних апаратах. Простий за будовою двигун, який може досягати надзвукових і гіперзвукових швидкостей, а також працювати в розріджених шарах атмосфери, де двигуни інших типів неефективні або малоефективні, знов зацікавив інженерів з різних країн. Його головним недоліком є неможливість старту без розгону та політ на низьких швидкостях. Через це часто для запуску ППРД використовують прискорювачі,

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк. 7
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		

розробляють комбіновані двигуни, або використовують інші засоби для розгону.

Прямоточний повітряно-реактивний двигун, що є темою даного дипломного проєкту, є рушієм надзвукового літального апарата (ракетоплана). Такий літальний апарат (ЛА) є частиною комплексу з доставки корисного навантаження у верхні шари атмосфери і на низьку навколоземну орбіту. Можливість створити такий комплекс, використовуючи передові наукові розробки є перспективною ідеєю.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		8

1. Стан проблеми та напрямки їх рішення.

Тема дипломного проектування передбачає розрахунок двигуна, що є частиною надзвукового ЛА. Такий ЛА функціонує у складі комплексу з доставки корисного навантаження у верхні шари атмосфери і на низьку навколоремну орбіту: на першому етапі запуску екраноплан здійснює розгін другої ступені (надзвукового ракетоплану), що у свою чергу з максимально можливої висоти свого польоту дозволяє здійснити старт третьої ступені, яка безпосередньо доставляє корисне навантаження на орбіту. Основною проблемою є вибір двигуна другої ступені для проекту. Для вирішення питання необхідно розглянути особливості конструкції і будови всіх ракетних двигунів і опираючись на характеристики вибрати оптимальний варіант.

1.1 Класифікація реактивних авіаційних двигунів і їх характеристика

1.1.1 Ракетний двигун (РД)

РД – різновид реактивного двигуна який містить в собі все необхідне для створення реактивної тяги: енергоносії і робоче тіло (РТ). Завдяки цьому робота такого двигуна не залежить від атмосферного повітря і вони можуть використовуватися на будь-яких швидкостях і на будь-якій висоті.

Поділяються на:

- хімічні:
- рідинний ракетний двигун
- гібридний ракетний двигун
- твердопаливний ракетний двигун
- ядерні (термоядерні)
- електричні

Такі двигуни використовують, як стартові прискорювачі літаків, на реактивних снарядах, зенітних управляємих ракетах і на ракетах дальньої дії.

									ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						9

1.1.2 Повітряно-реактивні двигуни (ПРД)

ПРД використовують повітря в якості робочого тіла, який беруть з навколишнього середовища. Будь-який ПРД має дифузор для забору повітря і вихідне, або реактивне сопло для випуску робочого тіла, сила реакції якого створює корисну тягу.

Турбореактивний двигун (ТРД) окрім вхідного дифузора і вихідного сопла складається також з компресора, камери згорання і турбіни. Повітря через дифузор надходить до компресора, там стискається і далі надходить в камеру згорання (або ядерний реактор). В камері згорання вприскується і згорає паливо, в результаті чого утворені стиснуті і гарячі гази приводять в рух турбіну, віддаючи їй частину своєї енергії. Далі газ вже витікає через вихідне сопло зі швидкістю, яка є більшою швидкості набігаючого потоку, що створює деяку силу реакції на двигун. ТРД має низький ККД при відносно невеликих швидкостях польоту. При надзвукових швидкостях польоту температура газів які виходять з компресора стає великою, а можливість нагріву газу в камері згорання зменшується. З цієї причини турбореактивні двигуни ефективно використовувати лише при швидкості польоту, яка не перевищує швидкість звуку в 3 рази.

Турбореактивний двоконтурний двигун (ТРДД) характеризується тим, що має внутрішній і зовнішній контур. В такому двигуні повітря через вхідний дифузор спочатку потрапляє у компресор низького тиску і розподіляється по зовнішньому і внутрішньому контуру. Внутрішній контур конструктивно ідентичний звичайному ТРД. Окрім цього двигун за турбіною високого тиску має турбіну низького тиску, яка розкручує відповідно компресор низького тиску. Перевагою такого виду двигунів є його висока економічність в порівнянні з ТРД при такій же тяговій ефективності. Важливим параметром двоконтурних двигунів є ступінь двоконтурності. Це відношення масової витрати повітря через зовнішній контур до витрат повітря через внутрішній. ТРДД з високим ступенем двоконтурності, переважно без змішування потоків

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

задля економії маси в результаті відсутності камери змішування виділяють в окремий вид *турбовентиляторних реактивних двигунів*. Недоліками ТРДД є великі розміри і маса. Зі збільшенням швидкості до надзвукової ефективність двигунів падає. Для збільшення ефективності застосування ТРД і ТРДД на високих швидкостях їх забезпечують форсажною камерою. Утворилися два інших види двигунів: *турбореактивний двигун з форсажною камерою (ТРДФ)* і *турбореактивний двоконтурний двигун з форсажною камерою (ТРДДФ)*. У форсажній камері доспалюється паливе в газах які вже пройшли через турбіну. За турбіною в таких двигунах знаходиться дифузор, форсажна камера і регульоване сопло. Недоліками турбореактивних двигунів з форсажною камерою є низька економічність на малих швидкостях і високий рівень шуму.

Турбогвинтовий двигун (ТГД) складається з повітряного гвинта з редуктором, компресора, камери згорання, турбіни і сопла. В ТГД при згоранні палива розширені гази обертають турбіну, яка в свою чергу обертає повітряний гвинт через редуктор для пониження швидкості обертання. Не більше ніж 10% тяги мотору утворюється за допомогою енергії, яка не була витрачена на обертання турбіни і виходячи через сопло утворює реактивну тягу. Перевагою таких двигунів є економічність і менша витрата палива порівняно з ТРД. Проте такий двигун також має суттєві недоліки на сьогоднішній день, такі як шум при роботі гвинта, який перевищує допустиму сучасні норми, а також неможливість розвивати великі швидкості, що зумовлено конструкцією ТГД. Зазвичай такі двигуни використовують для польотів на далекі відстані з невеликою швидкістю.

Турбовальний двигун (ТВВД) це газотурбінний двигун в якому основними компонентами є компресор, дві турбіни, камера згорання, редуктор і вал. Одна турбіна приводить в рух компресор, а друга – робочий вал. Принцип роботи схожий на ТГД, але вся енергія використовується на обертання вала. Невідпрацьовані гази виходять через спеціальні канали. Основним недоліком такого двигуна є велика витрата палива і відповідно низький ККД. Найбільше

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		11

ТВаД знайшли застосування у вертольотах, а також використовуються як ДСУ.

Турбогвинтовентиляторний двигун (ТГВД) є проміжною ланкою між ТГД і ТВРД. Цей двигун має один або два гвинтовентилятори зі спеціальною формою лопатей для підвищення тиску повітря, які одночасно нагнітають повітря у внутрішній контур і також створює тягу. Внутрішній контур являє собою звичайний ТРД. Іншими слова ТГВД можна назвати ТРДД з дуже високим ступенем двоконтурності. Складається з гвинтовентилятора, компресора, камери згорання, турбіни і сопла, також має додаткову турбіну, яка приводить в рух гвинтовентилятор через редуктор. Принцип роботи такий, як в ТРДД. Сьогодні такі двигуни не мають масового застосування.

Пульсуючий повітряно-реактивний двигун (ПуПРД) – двигун з пульсуючим режимом роботи. Його конструкція включає дифузор, повітряні клапани, камеру згорання і довге вихідне сопло. Електричний запал підпалює суміш з палива, яке впрыскується, і повітря. Оскільки гази в довгому вихідному соплі перешкоджають швидкому розширенню продуктів згорання, в камері підвищується тиск і вхідні клапани закриваються. Гази зі збільшеною швидкістю виштовхуються із сопла і діють на двигун з певною силою реакції. Після цього тиск в камері падає нижче атмосферного і клапани знов відкриваються і впускають повітря. На відміну від прямоточного повітряно-реактивного двигуна можуть працювати на низьких швидкостях і на нульовій швидкості, але не можуть на такій швидкості створити достатню реактивну тягу необхідну для пуску, тому такі двигуни потребують розгону. Простота конструкції і невисока вартість є основними перевагами ПуПРД. Недоліками ж є підвищений рівень шуму, неекономна витрата палива і обмеженість по швидкості. Якщо потужність стає дуже великою, то тиск швидкісного напору в дифузорі двигуна буде завжди більшим ніж в камері згорання і клапани не можуть закритися. Такий двигун використовується як силова установка для

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		12

повітряних мішеней, і там, де потрібний недорогий двигун на одноразове використання.

Прямоточний повітряно-реактивний двигун (ПРД)

Дифузор підвищує тиск вхідного повітря і знижує його швидкість. Для того щоб запобігти витіканню продуктів горіння через передню частину двигуна потрібно щоб тиск швидкісного напору повітря був достатньо великим. Тому дифузори спеціально конструюють для певної заданої швидкості польоту або швидкості набігаючого потоку.

Камера згорання це порожній обсяг, в якому відбувається процес горіння. Безперервний потік палива через форсунки, які з'єднані з системою подачі палива, що знаходиться під певним тиском задля того, щоб паливо надходило в середину області високого тиску газів в передній частині камери згорання. Перше займання палива здійснюється спеціальним запалювальним пристроєм. Далі процес підтримується самостійно.

Стабілізатор вогню обмежує процес горіння в певній області, не дозволяючи вогню поширюватися в задню частину двигуна. Також стабілізатор забезпечує достатньо високу температуру камери згорання для підтримки процесу горіння.

Вихідне сопло має вхідний, критичний і вихідний переріз. Його конструкція змінюється для різних режимів польоту. Головне призначення – збільшувати швидкість газів.

Дозвукові прямоточні двигуни

Перед входом в двигун повітря починає стискатися, пройшовши через дифузори який являє собою канал, що розширюється, повітря закінчує стискатися. При цьому відбувається процес перетворення кінетичної роботи повітря в роботу стиску: швидкість повітря зменшується, а температура і тиск збільшується. Чим більша швидкість польоту, тим більший тиск на вході. В передній частині камери згорання встановлені турбулізатори, які

				ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ		Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	13	

забезпечують підвищення інтенсивності горіння. В камері згорання відбувається займання суміші повітря і палива, яке надходить через форсунки. За рахунок спалювання палива температура газів зростає і вони надходять у вихідне сопло. Під час протікання в соплі збільшується їх швидкість, а тиск падає. Відбувається процес переходу потенціальної енергії в кінетичну. Таким чином швидкість руху газів через сопло двигуна більше швидкості польоту. Діапазон швидкості дозвукових ППРД 0,5-0,1М. Такі недоліки, як необхідність розгону, обмеженість в швидкості і низький ККД роблять дозвуковий вид ППРД малоефективним і вони майже не використовуються.

*Надзвукові прямоточні повітряно-реактивні двигуни в діапазоні
невеликих надзвукових швидкостей*

Коли швидкість ППРД досягає надзвукової, на вході в дифузор виникає прямий скачок ущільнення. Коли потік з надзвуковою швидкістю проходить через цей скачок ущільнення, його швидкість зменшується до дозвукової і збільшується тиск. Для зменшення втрат енергії при гальмуванні надзвукового потоку застосовують спеціальні надзвукові дифузори і потік сповільнюється вже в декілька етапів. Пройшовши через дифузор повітря стискається ще більше і його швидкість падає. Усі подальші процеси горіння проходять так само як і в дозвукових ППРД. Конструктивних змін зазнає сопло. Тепер воно спочатку звужується, а далі розширюється, надаючи надзвукову швидкість.

*Надзвукові прямоточні повітряно-реактивні двигуни в діапазоні
великих надзвукових швидкостей*

При швидкостях коли число Маха дорівнює 2 перед дифузором створюють не прямі, а косі скачки ущільнення. Пройшовши через ці скачки швидкість зменшується, але всеодно залишається надзвуковою, а тиск збільшується. Конструкція дифузора проектується так, щоб при русі потоку до входу в камеру згорання кут фронту косих скачків ущільнення зменшувався до прямого скачка, за яким швидкість потоку ставала дозвуковою. Коли надзвуковий потік проходить через дифузор який звужується, швидкість

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

Гіперзвукові ППРД розробляють для використання на космічних апаратах.

Розганяють установки з ППРД за допомогою літаків-носіїв або ракетних прискорювачів.

Очевидно, що ефективно працювати в розріджених шарах атмосфери можуть лише два види двигунів: ракетний і прямоточний повітряно-реактивний двигун. Прямоточний двигун має меншу масу, завдяки відсутності необхідності в баках з окислювачем і простішу будову, створюючи тим самим менший опір в повітрі. Дозвукові двигуни є малоефективними, а гіперзвукові не створюють достатньо тяги доки не досягнуть швидкості аж в 5 Мах. Тому саме надзвуковий прямоточний повітряно-реактивний двигун буде далі розглянутий в роботі. Важливим етапом проектування двигуна є вивчення його історії, знайомство з проблемами, які в свій час спіткали розробників, змушуючи замовників закривати свої проекти. Також необхідно ознайомитися з сучасними проектами з таким типом двигуна, щоб мати уявлення про його перспективи розвитку на сьогоднішній день.

1.2 Історія створення ППРД

Першу газову турбіну було описано в патенті англійським винахідником Джоном Барбером в 1791 році. В наступні більш ніж сто років було запропоновано дуже багато проектів реактивних двигунів. І аж в 1913 році вперше був задуманий ППРД, французьким інженером Рене Лореном (рис. 1). Двигун мав форму труби з обтічною формою, всередині якої був наскрізний канал. При польоті, повітря, що надходило в передню частину двигуна стискалося і змішувалося з паливом, яке вприскувалося через форсунки. При згоранні палива повітря нагрівалося і тиск збільшувався. Нагріте повітря і продукти згорання вилітали через сопло.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		16

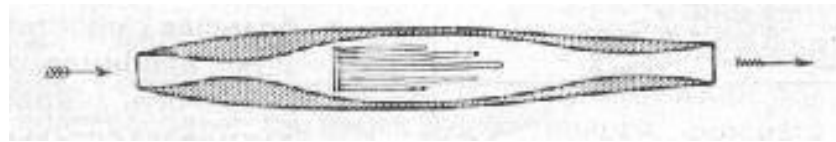


Рис. 1 Реактивний двигун Лене Лорена [9]

Він отримав на пристрій патент, але двигун не був побудований. В одних джерелах сказано, що причиною є відсутність необхідних матеріалів, в інших повідомляється, що Лорін не зміг оцінити вплив швидкості польоту на ефективність і економічність двигуна. Схожі проекти були розроблені у Венгрії в 1928 році і у Франції в 1933 році. Жодна із розробок не була втілена. В 1915 році угорець Альберт Фоно запропонував ідею об'єднання гарматного снаряду з реактивним двигуном, ця пропозиція була відхилена. В 1928 році він описав повітряно-реактивний двигун в німецькій патентній заявці. (рис. 2). Схожий винахід, ППРД для артилерійських снарядів, в 1926 році запатентував англієць Бенджамін Картер.

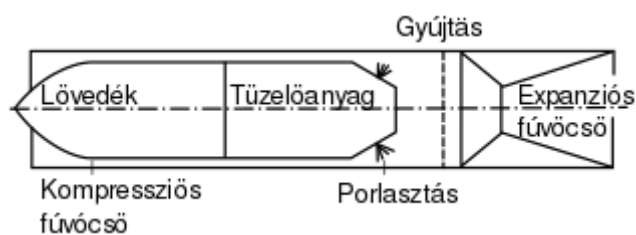


Рис. 2 Гарматне ядро Альберта Фоно з 1915 року. [7]

1.2.1 СРСР

В СРСР у 1928 році Борисом Стечкиним була представлена теорія повітряно-реактивних двигунів. 15 квітня 1933 року третьою бригадою ГВРР (Група вивчення реактивних рухів) під керівництвом Победоносцева було проведено перше випробування моделі ПВРД на водні в аеродинамічній трубці. Успіх цього і подальших випробувань дали можливість до розробки моделі для випробування у вільному польоті, яке відбулося у вересні 1933 року. В 1937 році під керівництвом А.Я. Щербаковим на заводі «Авиахим» почалися роботи по створенню ракет з ППРД, а в 1939 році почалися випробування двоступеневих ракет в польоті, які довели можливість створення ППРД, який

						ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			17

здатний розвивати тягу на дозвукових швидкостях, що перевищує лобовий опір і навіть суму сил лобового опору і ваги.

Подальші дослідження були націлені на застосування ППРД в авіації, які розпочалися з виготовлення перших авіаційних ППРД – додаткових моторів (ДМ-1) в серпні 1939 року. Після вдалих випробувань двигунів ДМ-2 в аеродинамічній трубці вони були встановлені на літак І-152, як додаткові. 25 січня 1940 року було виконано офіційні випробування ППРД на літаку. Дуже вагома робота була проведена в 1942-1943рр. в Московському авіаційному інституті ім. Серго Орджонікідзе професором К.А. Путіловим по дослідженню і вивченню ППРД. В 1942 і 1944 році відбулися льотні випробування ППРД конструкції М.М Бондарюка на літаку ЛАГГ-3 і ДМ-4с на літаку ЯК-7Б. Досвід показував, що ППРД для дозвукових літаків не є ефективним, тому більш перспективним напрямком визначили розробку ППРД для безпілотних крилатих снарядів і експериментальних ЛА. Двигун РД-900 для літака-мішені Ла-17 став останнім дозвуковим ППРД колективу М.М. Бондарюка. В кінці 40-х почалися перші теоретичні розробки надзвукового ППРД. Вже в 1949-1950 роках було створено перший експериментальний одноконтурний ППРД РД-550, який працював на надзвукових швидкостях. Його льотні випробування проводили на літаючій лабораторії літака ТУ-12. В 1952 році відбулися випробування двигуна РД-025 з надзвуковим дифузором на балістичній ракеті. Результати цих випробувань склали основу для проектування нових надзвукових ППРД.

В 1954 році вийшла постанова ради міністрів СРСР щодо розробки двох типів міжконтинентальних крилатих ракет-носіїв ядерного заряду. Одна з них більш легка – «350» або «Буря» була доручена ОКБ-301 С.О. Лавочкина і друга більш важка – «40» або «Буран», яка доручалася ОКБ-23 В.М. Мясищева. Науковим керівником обох проектів був М.В. Кельдиш. Розробка надзвукового ППРД для маршевих ступенів доручена була головному конструктору ОКБ-670 М.М. Бондарюку. Призначенням ракети «Буря» було

						ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			18

доставка ядерних зарядів на великі відстані. З 1957 розпочалися льотні випробування. Проект мав ряд проблем, а прийнята на озброєння міжконтинентальна балістична ракета Р-7 і смерть генерального конструктора С.О. Лавочкіна призвели до закриття проекту. В ході льотних випробувань обидва двигуни показали надійність роботи при екстримальних умовах.



Рис. 3 Надзвукова міжконтинентальна крилата ракета «Буря»

На кінець 1950-х і першу половину 1960-х років прийшовся пік розвитку надзвукових ППРД для зенітних керованих ракет (ЗКР), таких як «Даль» і «Даль-М», та ЗРК «Круг». В 1978 році було створено спеціалізоване конструкторське бюро з експериментальною і стендовою базою під керівництвом І.Б. Леванова. В цьому конструкторському бюро проводилася розробка надзвукового ППРД. В 1991 році було завершено роботи по створенню спеціального двигуна оригінальної схеми для крилатої ракети «Яхонт». В 1998 році на російсько-індійському підприємстві було розроблено протикорабельну ракету з надзвуковим ППРД.

1.2.2 Німеччина

У Німеччині роботою по створенню першого німецького ППРД при підтримці уряду займалася фірма Н. Walter KG. Свої перші дослідження в сфері ППРД Вальтер провів в 1934 році, представивши торпеду на даному типі двигуна управління сухопутних військ. Перші дослідження ППРД для визначення принципу його роботи почалися в 1936 році. Хельмут Вальтер сконструював

										Арк.
										19
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ

випробувальний двигун який працює на природньому газі (рис. 4). При перших експериментах були отримані низькі коефіцієнти тяги, тому інтерес до прямоточного двигуна знизився до 1941 року. Протягом 1944 року почалося виробництво ППРД в якості силової установки літаків. За планом два таких двигуни мали підвішуватися під крилами винищувачів Мессершмітт Me263.

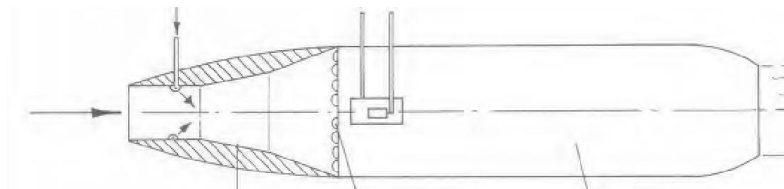


Рис. 4 ППРД Вальтера, 1936 р. [14]

В 1936 році доктор Вольф Троммдорф запропонував сконструювати артилерійський снаряд на основі ППРД. Перші стрільби були проведені в 1939 році із 88-мм зенітної пушки (рис.5). Конструкцією слугував порожній циліндричний корпус з обтічником у вигляді усіченого конуса. Роль повітрязбірника виконував отвір в обтічнику. В центральній частині розташовувалося порошкоподібне паливо, а на дні – сопло. Випробування показали можливість створення активно-реактивних снарядів з ППРД. В подальші роки було проведено ще багато досліджень на дану тематику. Кардинально змінювалася конструкція, використовувалися інші види палива. Розроблені активно-реактивні снаряди на ППРД мали хороші характеристики, але оскільки їх розробка припала на закінчення війни, то деякі проекти навіть не отримали шансу на повноцінну реалізацію. В 1945 році лабораторія В. Троммдорфа опинилася в радянській зоні окупації. Разом з радянськими вченими вони мали завершити розробку існуючих проектів. Згодом ідея таких снарядів з ППРД не отримавши підтримки була забута на десятки років.

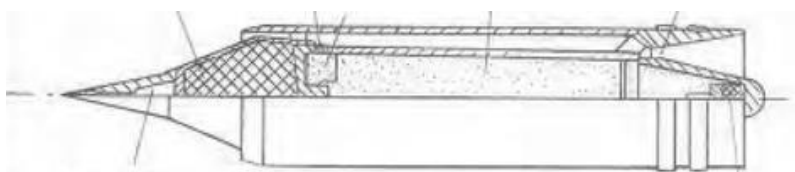


Рис. 5 88-мм ракета Тромсфорда з ППРД [14]

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							20

В 1941 році два наукових інститути працювали над розробкою надзвукового дифузора. Найкраще рішення представив інститут міста Геттінген, саме такої конструкції дифузор і застосовувався надалі в ракетах Тромсфорда (рис. 6). Доктор Клаус Осватіш з його асистентом Г. Бохмом під керівництвом професора Л. Прандтля запропонувало багатоконусний дифузор, який дозволяв надзвуковий потік сповільнювати і викликати стиск завдяки декільком скачкам ущільнення.

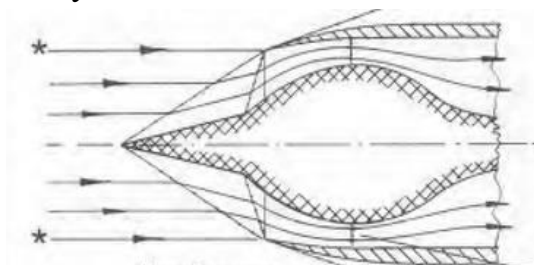


Рис. 6 Багатоконусні надзвукові дифузори Осватича [14]

У 1941 р. Ойгеном Зенгером був запропонований реактивний двигун із високою температурою в камері згорання, який було випробувано на вантажних автомобілях та на спеціальній випробувальній установці (рис. 7). В 1942 році перші льотні випробування були проведені на двомоторному літаку Дорн'є Do 17 Z (рис. 8). Незадовго до закінчення війни за наказом Міністерства авіації продовжилася розробка безхвостого винищувача з ППРД. В цьому проекті Р.0180 розглядалося застосування двох ППРД Зенгера. Також в 1945 році фірма Хейнкель (Heinkel) доручила Німецькому авіаційному експериментальному інституту сконструювати винищувач з ППРД на рідкому паливі. Жоден з цих проектів не був реалізований до кінця війни.



Рис. 7 Випробування ППРД діаметром 50 мм. [14]

												Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата								21
											ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	



Рис. 8 Літак Дорн'є Do 17 Z, випробувальний політ з 500-мм ППРД
Зенгера. [14]

Також розробкою активно-реактивних снарядів з ППРД займався Олександр Мартін Ліппіш. Перші його розробки датуються 1927 роком. В 1944 році була представлена його модель снаряду з переднім розташуванням двигуна (рис. 9), та почалася робота над проектом літака LP-13b. В кінцевому результаті, після досліджень, комбінуючи свої ідеї різним способом, О. Ліппіш представив вісім основних архітектур активно-реактивного снаряду і згодом побудував на їх основі реальні снаряди для артилерії.

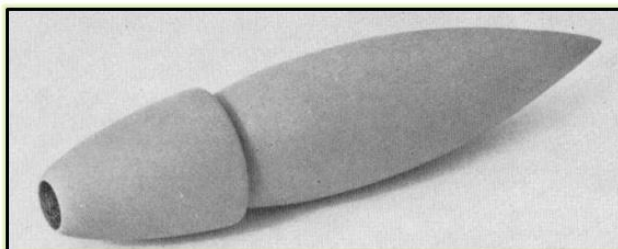


Рис. 9 Модель активно-реактивного снаряду з переднім розташуванням
ППРД. [12]

Більшість його розробок також залишилися лише на папері і не були завершені, не дивлячись на те що були досить перспективними, оскільки припали на закінчення війни і поразку Німеччини.

Наприкінці 1943 року Німецький авіаційний експериментальний інститут передав фірмі Focke-Wulf всі дані щодо ППРД Зенгера. Доктор Отто Пабст, який керував програмою фірми по ППРД, ознайомившись з матеріалами двигуна Зенгера зацікавився в розробці ППРД. У розробленому дифузоре Пабста тиск збільшувався ззовні дифузора, таким чином конструкція двигуна зменшувалася. Також Пабст вважав що паливо має використовуватися в

											ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата								22

газоподібному а не рідкому стані, для швидкого змішування з повітрям. Для цього було розроблено стабілізатор полум'я. Сконструйовані Пабстом моделі ППРД (рис. 10) на водні показали гарні результати при продувці в аеродинамічній трубі.

Фірма BMW також займалася дослідженням ППРД. Розпочалися ці роботи в 1944 році інженером Патером Каппусом. Через відсутність даних про надзвукові дифузори практична робота не просувалася. Ракету з ППРД фірма визнала непрактичною, визначаючи її перевагу лише на дуже великі відстані. Приклади ракет цієї фірми зображені на рисунку 11.

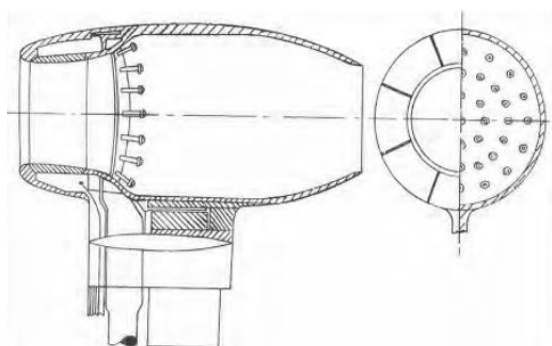


Рис. 10 ППРД Пабста. [14]

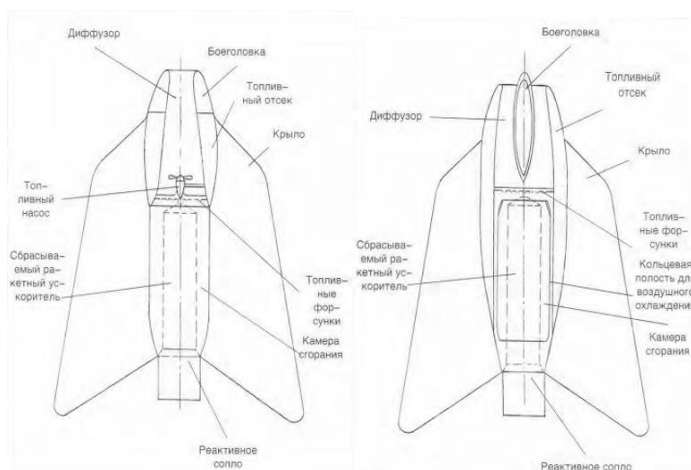


Рис.11 Ракета з ППРД фірми BMW. [14]

В ті роки ППРД не змогли закріпитися в сфері артилерійських снарядів. Проте в наші дні норвежці представили проект 155-мм активно-реактивним снарядом з твердопаливним ППРД. Це означає що в такій концепції досі зацікавлені і ведуться дослідження в такому напрямку.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ		Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			23

1.2.3 Франція

У Франції розробкою першого експериментального літака з ППРД займався Рене Ледюк на замовлення уряду. На час війни робота була призупинена. 19 листопада 1946 року відбувся перший політ літального апарату Leduc 010 (рис. 12). Протягом наступних десяти років було сконструйовано і випробувано Leduc 021 і Leduc 022. В 1957 році уряд Франції відмовився від продовження цих досліджень на користь більш перспективного на той час напрямку ТРД. 8 лютого 1950 року пройшло випробування ракети SE-4200. Це тактична крилата ракета з ППРД, яка перебувала на озброєнні з 1955 по 1963 рік. В 1953 році почалися розробки літака Nord 1500 Гриффон. Двигун літака Griffon II являє собою комбінацію турбореактивного і прямоточного повітряно-реактивного двигунів. При польоті в 1958 році літак Nord 1500 Гриффон (рис.13) досяг Маха 2,19 (745 м/с; 2680 км/год).



Рис. 12 Ледук 0,10 [7]



Рис. 13 Nord 1500 Griffon [7]

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		24

1.2.4 США

У США перші експерименти з ППРД проводив в 1930-ті роки Вільям Евері. Пізніше, починаючи з 1944 року за вказівкою Бюро озброєнь ВМС США розпочалася історія досліджень ППРД. Було розроблено серію ракет «повітря-повітря» під назвою “Gorgon” з різними силовими установками. На “Gorgon IV” було використано ППРД, зроблений Гленом Мартіном, який випробували на військово-морській станції Point Mugu (Naval Air Station Point Mugu) в 1948-1949 роках. Розробкою ППРД займався Університет Південної Каліфорнії, а виготовленням компанія Marquardt Aircraft.

Ще одна програма розпочата в кінці Другої світової війни під назвою «Bumblebee» і передбачала розробку зенітних керуючих ракет з ППРД для оснащення кораблів. Першою ракетою була Cobra, яка в червні 1945 року вперше продемонструвала успішний надзвуковий політ ППРД. Наступні роки розроблялася нова система з ППРД, корабельний зенітний ракетний комплекс ЗРК) «Talos» (рис. 14). Це був перший ППРД, який прийняли на оснащення ВМС США в 1955 році. Першою в світі ЗРК морського базування, прийнятим на озброєння в 1956 році є «RIM-2 Terrier». Це була двоступінчата ракета на твердому паливі. Ще одним ЗРК був «RIM-24 Tartar», являє собою зменшену копію «RIM-2 Terrier». На озброєнні був прийнятий з 1962 року.

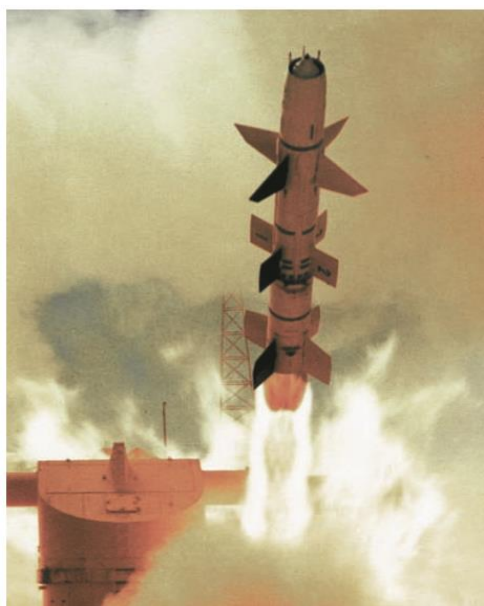


Рис. 14 Talos [13]

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		25

Успіх «Talos» привів до розробки ракети «Typhon» в 1957 році (рис. 15). Вона була набагато меншою за «Talos» і мала більш ефективний ППРД. З 1961 по 1963 роки успішно пройшла 9 випробувань, але так і не була представлена як зброя для флоту. В 1965 році розроблялися ракети з підвищеною тягою TARSAM на твердому паливі, та інтегральні ракетні ППРД IRR-SAM і IRR-SSM в 1966-1974 роках на рідкому паливі.



Рис. 15 Typhon [13]

З 1949 по 1957 було сконструйовано систему Boeing CIM-10 Bomarc (рис. 16). Це ЗРК надвеликої дальності дії, створений компанією Boeing разом з лабораторією аеронавтики Мічиганського університета. На сьогоднішній день вважається найбільш далекобійною ЗРК серед тих які стояли на озброєнні США.



Рис. 16 Boeing CIM-10 Bomarc

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		26

В Naval Air Warfare Center (NAWC) розробка ППРД почалася в середині 1950-х років. З 1955 по 1960 роки система Ram Air Rocket Engine (RARE) на твердому паливі була сконструйована і пройшла льотні випробування. Наступною розробкою був вісесиметричний інтегральний ракетний ППРД на твердому паливі, який за 6 льотних випробувань показав відмінні результати. Цю систему розглядало Бюро Військово-воєнної, але вона не стала діючою.

В середині 1960-х інтегральний ракетний двигун програми Advanced Small Volume Ramjet (ALVR) мав бокові входні отвори, маршевий двигун ППРД на рідкому паливі і вбудований твердопаливний ракетний прискорювач. При льотних випробуваннях було досягнуто всіх цілей і вказаних задач.

В 1973 році був розроблений Modern Ramjet Engine (MRE). В MRE використовувався інтегральний ракетний ППРД, який включав в собі два повітрязбірника і мав органи управління як у літака.

В середині 1970 В NAWC проводилися ряд досліджень твердопаливних і рідинних ППРД для протиповітряної ракети великої дальності. Створена в результаті цих досліджень інтегральна ракета другого покоління з рідинним ППРД великої дільності (Advanced Common Interceptor Missile Demonstrator) була відмінена в 1984 році (рис. 17).

З 1997 по 1999 рік США підтримувало лише одну програму розробки ППРД, під назвою ППРД з малим опором (Ramjet Cheapshot). Це ППРД не має поверхонь управління і включає в себе планер з низьким лобовим опором і вісесеметричний входний дифузор.



Рис. 17 Advanced Common Interceptor Missile Demonstrator [7]

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		27

1.2.5 Великобританія

У 1950-х – 1960-х у Великобританії розроблялися ракети на ППРД. Проект називався «Blue Envoy», мав на меті забезпечити країну переносним зенітним ракетним комплексом (ПЗРК) великої дальності, але проект було скасовано. На зміну цьому проекту було розроблено і сконструйовано ЗРК «Bloodhound» на замовлення Королівських військово-повітряних сил (рис. 18). Перебував на озброєнні з 1958 по 1991 рік.

У 1967 році почалося серійне виробництво ЗРК «Sea Dart», розробленого фірмою Hawker Siddeley Dynamics. З 1961 року його розробкою займалася компанія Armstrong Whitworth, а в 1963 році розробка була передана Hawker Siddeley Dynamics. Льотні випробування розпочалися в 1965 році. Комплекс досі стоїть на озброєнні Великобританії.



Рис. 18 Bloodhound [8]

1.2.6 Китай

На початку 1990-х років Державна рада і Центральна воєнна комісія видала наказ на розробку надзвукової протикорабельної ракети. Перші успішні випробування такої ракети YJ-12 відбулися в 1997 році. Після істотних модифікацій в 2015 році ракета була прийнята на озброєння. Ракета оснащена рідинним надзвуковим ППРД. За даними ЗМІ технологію ППРД Китай отримав з російської ракети.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		28

1.3 Огляд сучасних ППРД

Ракети класу земля-повітря з маршевим ППРД були однією з основних розробок європейських, американських і радянських дослідників в 1950-х і 1960-х роках. На сьогоднішній день в експлуатації залишаються лише невелика кількість радянських ЗРК «Куб» і «Круг».

1. Під час міжнародної виставки Eurosatory-2018 норвезька фірма Nammo продемонструвала концепцію боєприпасу з сучасним ППРД, який має наймовірні характеристики дальності і точності (рис. 19). В жовтні 2019 році компанія завершила перший етап випробувань ППРД, провівши 150 успішних тестів.



Рис. 19 155mm Solid Fuel RamJet [19]

Також в компанії Nammo ведеться розробка ракети-перехоплювача на основі розробок в сфері проектування компактних надзвукових і гіперзвукових ППРД. Дана розробка здійснюється при підтримці Норвезького науково-дослідного інституту оборонних досліджень і Науково-дослідної лабораторії військово-морських сил США. Льотні випробування такої ракети заплановані на 2022-2023 роки.

2. Дослідницький напрям роботи США щодо тематики прямогочного двигуна зосереджений навколо теми гіперзвукових ППРД і вивчення поведінки літального апарату на таких швидкостях. Однією з таких програм є Hypersonic Air-breathing Weapon Concept (HAWC) (рис. 20). Метою є створення гіперзвукової крилатої ракети з гіперзвуковим ППРД. 5 січня

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		29

2021 року представники Агенства передових оборонних дослідницьких проектів США повідомили про завершення випробувань двох таких типів ракет.



Рис. 20 Потенційний вигляд ракети HAWC [24]

3. Однією з американських гіперзвукових крилатих ракет є Boeing X-51, (X-51 WaveRider). В 2007 році пройшли випробування двигуна ракети SJX-61 компанії «Pratt & Whitney». В 2010 році відбувся перший політ ракети. А в 2013 році ракета рухалася з гіперзвуковою швидкістю із використанням гіперзвукового ППРД 210 секунд, досягнувши числа Маха 5,1.

4. У Франції тривають розробки ядерної крилатої ракети ASMP (Air-Sol Moyenne Portée) з ППРД (рис. 21). З 2016 року триває програма оновлення надзвукових ракет ASMP-A, яка перебуває на озброєнні на літаках Rafale F3R. В кінці 2020 року генеральна дирекція по озброєнню звітувала про успішний перший випробувальний пуск. Паралельно ведеться розробка гіперзвукової ракети ASN4G.

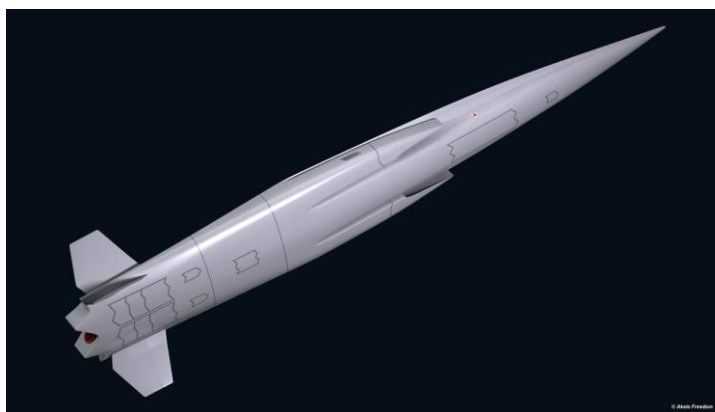


Рис. 21 ASN4G [29]

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ		Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			30

5. Індійська організація космічних випробувань в 2016 році провела успішні випробування гіперзвукового ППРД. За допомогою ракети-носія Advanced Technology Vehicle дві ракети були успішно виведені на необхідну стартову швидкість і відпрацювали 5 секунд.

6. На авіаційній виставці China Airshow 2018 було представлено надзвукову ракету HD-1, оснащену ППРД компанії Guangdong Hongda Blasting Company. Ракета успішно пройшла випробування. HD-1 може бути адаптована як до літаків і кораблів, так і до базового наземного варіанту.

7. Цікавою є концепція канадського надзвукового лайнера Skreemr інженера і винахідника Шарля Бомбардье і дизайнера Рея Меттісона (рис. 22). Лайнер запускається із землі за допомогою електромагнітної рельсової пушки, а потім вмикає реактивні двигуни і набравши необхідну швидкість і висоту використовує гіперзвуковий ППРД.



Рис. 22 Skreemr [32]

Перспективним напрямком є створення гіперзвукових літаків. Використовувати традиційні ТРД на гіперзвукових швидкостях неможливо, а ППРД не є ефективним на дозвукових швидкостях, в таких випадках розробляють комбіновані двигуни. Одним з таких двигунів є пара Pratt & Whitney J58, який встановлювався на літак SR-71.

8. Програма DARPA Advanced Full Range Engine (AFRE) передбачає створення комбінованого двигуна, який включає в собі ТРД і ППРД.

Досягаючи швидкості достатньої для оптимальної роботи ППРД, повітряний потік перенаправляється у зовнішній контур, минаючи газогенератор і напряду попадаючи у камеру згорання. З 2007 року почали з'являтися відомості про створення спадкоємця SR-71 – літака Lockheed SR-72 (Darkstar). Це безпілотний, багаторазовий гіперзвуковий та ударний літак, який розганятиметься до швидкості 6 Мах. Для створення гібридного двигуна Lockheed співпрацює з Aerojet Rocketdyne. Перші офіційні підтвердження сталися 1 листопада 2013 року, коли було опубліковано статтю про цей літак в журналі «Aviation Week & Space Technology». У листопаді 2018 року Lockheed Martin заявив, що прототип SR-72 повинен був вилетіти до 2025 року (рис. 23). Наразі розробка проекту просувається повільно і даних щодо випробувань літака немає.



Рис. 23 SR-72 [35]

Висновок по розділу

У даному розділі було сформульовано проблему і розглянуто конструкцію різних видів двигунів. На основі розглянутих даних про переваги і недоліки кожного з видів двигунів для поставлених цілей і задач було вибрано прямоточний повітряно-реактивний двигун. Проведено вивчення історії створення ППРД і досліджено проблеми, які виникали в різні роки на різних етапах його створення. Розглянуто сучасні проекти з цим двигуном і перспективи їх розвитку.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		32

2. Огляд аналогів

2.1 Буря (виріб «350», В-350, Ла-350, Ла-Х)

Буря є першою в світі надзвуковою двоступінчастою міжконтинентальною крилатою ракетою наземного базування (рис. 24). Буря стартувала вертикально зі спеціального пускового пристрою, після старту розганялася прискорювачами до швидкості 3М і досягала висоти 18-20 км. Після виходу в режим максимальної тяги відбувалося відокремлення прискорювачів і ракета летіла до місця цілі на ППРД зі швидкістю 3,15-3,2 М. При підході до цілі набирала висоту 25 км і здійснювала пікірування, при якому відділялося центральне тіло з бойовим ядерним зарядом. В 1957 році було закінчено технічну документацію ракети і почалося створення дослідного екземпляра. Льотні випробування розпочалися в 1957 році. При останньому пуску в 1960 році ракета пролетіла 6500 км. ППРД працював добре, єдиним недоліком була збільшена витрата палива порівняно з розрахунковою. Двигун РД-012У був надійним, при льотних випробуваннях ракети не було жодної серйозної проблеми пов'язаної з двигуном.

Створення надзвукового ППРД для ракети було одним з найважчих технічних рішень при проектуванні МКР. Випробування РД-012 розпочалися в серпні 1954 року. Згодом двигун був вдосконалений і отримав індекс РД-012У. Важливу роль при випробуванні двигуна зіграло створення з ініціативи та під керівництвом М.В. Келдиша експериментальної бази для випробувань натурних СПВРД. Для випробувань РД-012У, що проводилися спочатку в ЦАГІ, НДІ-1 побудував натурні стенди - Ц-7Н, Ц-9Н і Ц-12Т. Найбільший вклад в створення РД-12 зробили: І.Б. Леванов, Б.В. Савілов, Н.І. Міхневич, І.А. Куратов, С.І. Тебякін. Надзвуковий ППРД стикується з повітрозабірником і отримує паливо за допомогою турбонасосного агрегату. В передній частині фюзеляжу маршової ступені знаходиться надзвуковий дифузор з триступінчатим конусом, в якому розміщується бойова частина. Вздовж усього фюзеляжу до хвостової частини веде повітропровід оточений баками з

						ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
							33
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			

паливом, розташованими по колу. В хвостовій частині фюзеляж закінчується обтічником сопла ППРД. Отримання хороших характеристик двигуна сильно залежало від розробленого в НІІ-1 повітрязабірника і від малих втрат імпульса у вихідному соплі двигуна, який було сконструйовано за новою методикою профілювання оптимальних контурів сопел надзвукових ППРД, яка була розроблена за завданням М.В. Келдиша Д.А. Мельниковим в НІІ-1 в 1955 році. Експериментальні і розрахункові дослідження показали, що температура теплоізолюваної поверхні при 3М досягала температури 600К. Це вимагало заміни традиційного для авіації алюмінія на титан. Основні характеристики двигуна РД-012У наведені в таблиці 2.1.

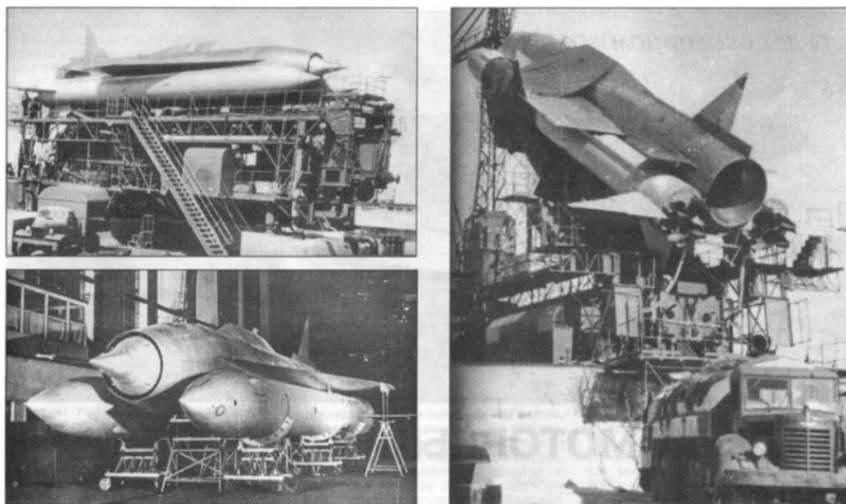


Рис. 24 Зовнішній вигляд Бурі [36]

Таблиця 2.1

Основні дані ПРВД РД-012У

Робочий діапазон висот, км	16 - 25,5
Робочий діапазон чисел М	2,8 – 3,3
Маршове число М	3,15
Ресурс, год	4
Час безперервної роботи, год	2,5
Максимальна тяга, кгс (при М = 3,15 і на висоті 18 км)	9050
Питома тяга, с	1560

Діаметр камери, мм	1700
Довжина камери згорання з соплом, мм	5770
Вага камери згорання з соплом, кг	750
Вага комплекту двигуна, кг (Камера згорання з соплом, ТНА з агрегатами системи регулювання і запалювання)	950
Паливо	Т-5
Енергетична потужність ТНА (турбонасосного агрегату), кВт	18

1.2 Буран (М-40)

Буран – це міжконтинентальна крилата ракета (рис. 25). Конструкція ракети аналогічна МКР «Буря», але стартова вага дещо більша, тому що передбачалося розмістити потужнішу і важку бойову частину (рис. 26), оснащену вибуховими пристроями контактного і дистанційного типу. Для покращення характеристик центральне тіло повітрязабірника довжиною 700 мм було встановлено з від'ємним кутом атаки в 3°. Основні характеристики двигуна РД-018А наведені в таблиці 2.2. Зовнішній вигляд в порівнянні з Бурею можна побачити на рисунку 27.



Рис. 25 Зовнішній вигляд Бурану [43]

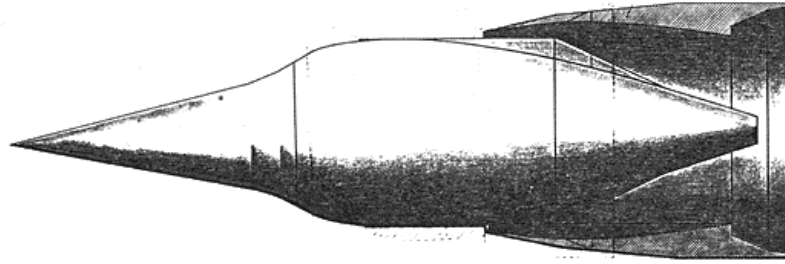


Рис. 26 Головна частина виробу 42А Бурану [44]

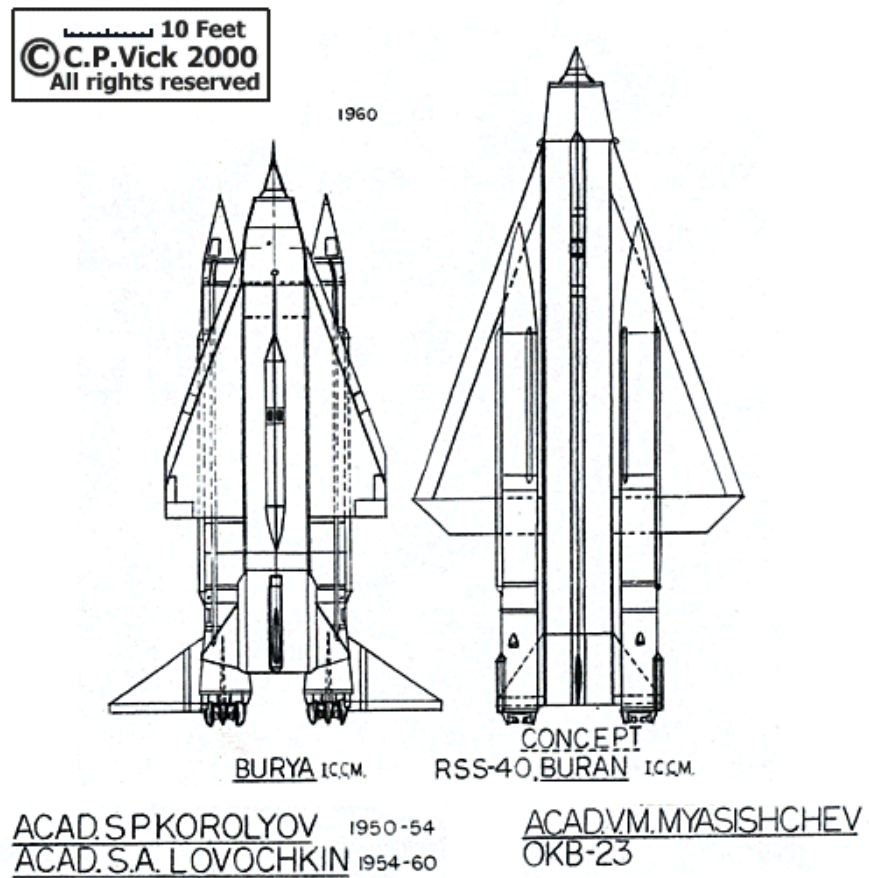


Рис. 27 Порівняння Бурі і Бурану [45]

Таблиця 2.2

Основні дані ПРВД РД-018А

Робочий діапазон висот, км	16 - 26
Робочий діапазон чисел М	2,85 – 3,25
Маршове число М	3,1
Ресурс, год	4

Максимальна тяга, кгс (при $M = 3,15$ і на висоті 18 км)	13500
Питома тяга, с	1358
Діаметр камери, мм	2000
Довжина камери згорання з соплом, мм	6400
Вага камери згорання з соплом, кг	980
Вага комплекту двигуна, кг (Камера згорання з соплом, ТНА з агрегатами системи регулювання і запалювання)	1235
Паливо	T-5

1.3 XSM-64 Navaho

Після війни американці активно вивчали зразки німецької техніки. 31 жовтня 1945 року Міністерство оборони направило офіційний запит великим авіаційним компаніям із пропозицією створення засобів доставки ядерного боєзаряду на велику дальність. В North American Aviation (NAA) було створено Лабораторію аерофізики. В березні 1946 року компанія отримала контракт на розробку балістичної ракети MX-770 з дальністю польоту 800 км. Двигун Mark II планували зробити на основі двигуна німецької ракети A-4, названого Mark I. Через деякий час представники ВПС США висунули вимоги збільшення дальності польоту до 1600 км і проект довелося переглянути. Німецьку модифікацію двигуна було відхилено на користь ППРД. В травні 1949 року проект отримав остаточний вигляд літального апарату дальньої дії і отримав позначення XSSM-A-2 і назву «Навахо» (Navaho). Це була двоступінчаста ракета з тандемним розташуванням ступенів. Знизу знаходилися прискорювачі з ракетними двигунами, а зверху маршова ступінь з ППРД. (Таким чином, крилата ракета з ПВРД представляє балістичну ракету з рідинно-реактивним двигуном в якості першого ступеня і крилату ракету в

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		37

якості другого ступеня. В листопаді було підготовано двигун Mark III (XLR-41 от eXperimental Liquid Rocket). Його випробування проходили невдало. В березні 1950 році двигун вийшов на проектну тягу 34 тони, після чого вибухнув. Ще два місяці двигун намагалися довести до стабільного робочого стану. В липні ВПС США висувають вимогу збільшення радіусу дії до 9000 км. Було розроблено конфігурації при якій крилата ступінь знаходилася збоку прискорювача.

В 1951 році було створено проект X-10 по створенню радіокерованого ЛА з аеродинамічним виглядом аналогічним бойовій ракеті нового типу. Було проведено серію випробувань. Після цього NAA почала будівництво спрощених прототипів крилатої ракети, що отримав позначення G-26 (рис. 28). Маршова ступінь ракети XSM-64 зберегла основні особливості виробу X-10, але оснащувалася двигунами іншого типу. Оскільки компанія NAA не досягла значних успіхів у розробці власного двигуна, на новій ракеті було використано два прямоточних двигуна фірми Wright типу **XRJ47-W-5** тягою по 36 кН. Запуск ракети XSM-64 пропонувалося здійснювати з вертикальної пускової установки. Перший ступінь з рідинним двигуном повинна була піднімати ракету в повітря на висоту не менше 12 км, розвиваючи швидкість до $M = 3$. Після цього запускався ППРД маршової ступені і відбувалося скидання стартової ступені. Крилата ракета повинна була підніматися на висоту близько 24 км і рухатися до мети на швидкості $M = 2,75$. Дальність польоту, за розрахунками, могла досягати 5600 км. В конструкції маршової ступені широко використовувалися деталі з титану і деяких інших новітніх сплавів.

Перший випробувальний запуск ракети відбувся 6 листопада 1956 року і закінчився провалом. Ракета перебувала в повітрі 26 секунд, після чого вибухнула. До середини березня 1957 року було проведено десять випробувальних запусків, які завершилися знищенням ракет через декількох секунд після старту або прямо на стартовому комплексі. Перший відносно вдалий запуск відбувся 22 березня 1957 року, коли ракета пробула в польоті 4

									ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						38

хвилини 39 секунд. Програма розробки крилатої ракети великої дальності MX-770 / XSM-64 зіткнулася з серйозними труднощами, ракета була не надто надійною. В одному з польотів XSM-64 Navaho змогла розвинути швидкість близько $M = 3$ і залишатися в повітрі протягом 42 хв 24 с (рис. 29, 30). 11 липня 1957 року розробка проекту була зупинена рішенням Міністерства оборони США. Проте, програма льотних випробувань ще продовжувалася для отримання додаткових даних. 18 листопада 1958 року ракета піднялася на висоту 23,5 км, де вибухнула. Це був останній запуск ракет проекту Navaho.

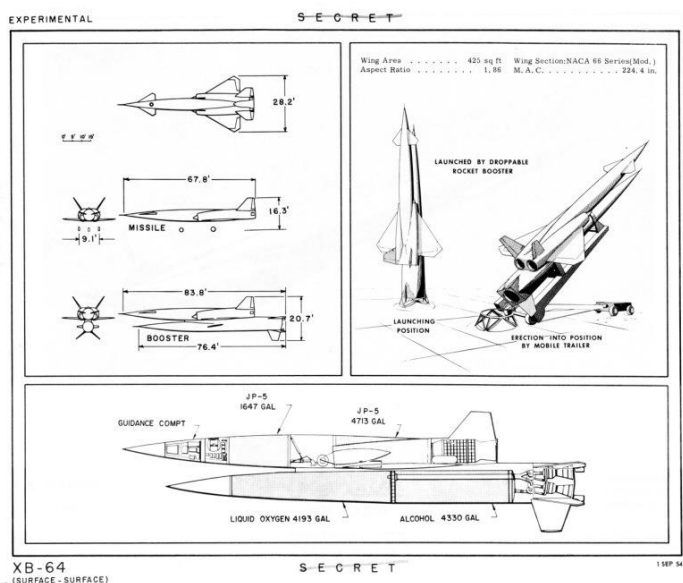


Рис. 28 Загальна схема Navaho (XB-64) в проекті 1954 року. [48]



Рис. 29 Крилата ракета Navaho (G-26) на стаціонарній пусковій установці, 25 квітня 1957 року. [48]

							ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк. 39
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата				



Рис. 30 Випробувальний запуск 26 червня 1957 року [47]

Проект G-38 / XSM-64A, представлений в лютому 1957 року, був доопрацьований варіант попереднього G-26 (рис. 31). Ця ракета відрізнялася збільшеними розмірами і іншим складом бортового обладнання. При цьому принципи запуску і інші особливості проекту залишилися майже без змін. Розрахункова стартова вага маршової ступені досягала 54,6 т. В якості силової установки пропонувалися два ПВРД Wright **XRJ47-W-7** тягою по 50 кН кожен. Така силова установка повинна була використовуватися для виходу на висоту близько 24 км і польоту зі швидкістю $M = 3,25$. Розрахункова дальність польоту передбачалася 10 тис. км. Відсутність прогресу і невдачі привели до закриття проекту, який залишився на папері.

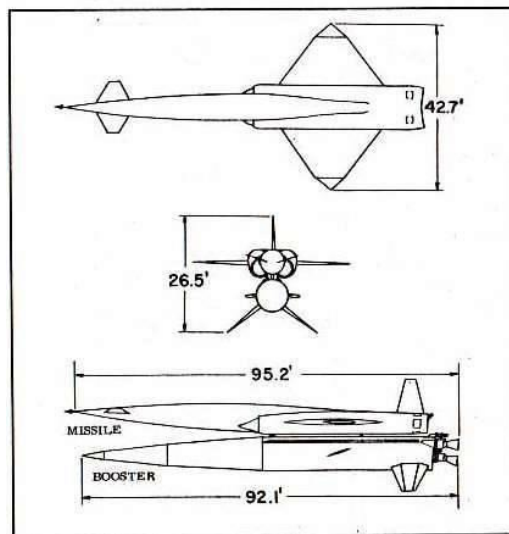


Рис. 31 Схема ракети G-38 / XSM-64A [48]

Огляд двигуна XRJ47-W-5

XRJ47-W-5 – це ППРД розроблений в 1950-х роках (рис. 32). Центральна лінія впускної системи двигуна вигнута для того щоб вхідний перетин повітрязбірника і поле обтікання носової частини ракети знаходилися на одній лінії.

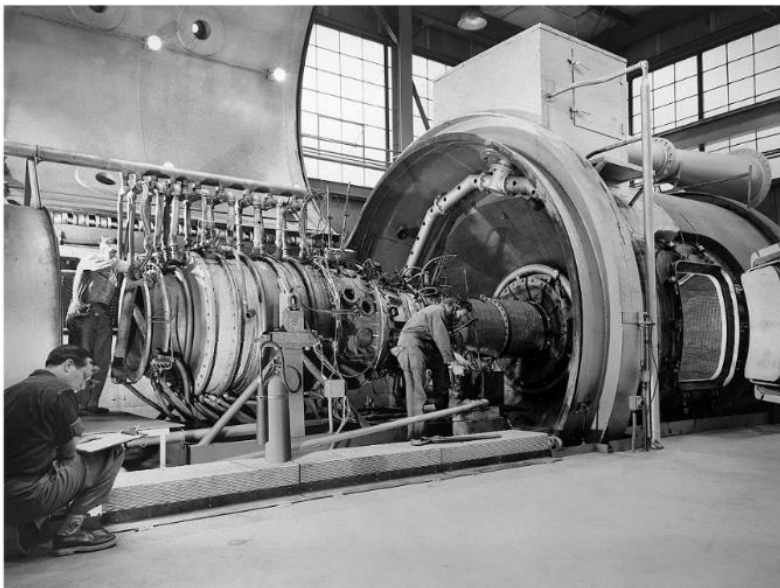


Рис. 32 Двигун Wright XRJ47-W-5 в New Propulsion Systems Laboratory [47]

Основні характеристики двигуна наведені в таблиці 2.3.

Таблиця 2.3

Основні дані XRJ47-W-5

Загальна характеристика	
Довжина, мм	9900 мм камери згоряння плюс трубопровід і дифузор
Діаметр, мм	1200
Площа вхідної кромки, см ²	4100
Площа камери згоряння, см ²	11700
Геометрична площа горловини сопла, см ²	7630
Геометрична площа виходу сопла, см ²	11700
Суха вага, кг	459

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата	ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
						41

Компоненти	
Камери згоряння, К(° С)	1887 К (1614)
Ефективність згоряння, %	83,3
Час горіння, с	6500
Тип палива	JP-5 (F-44 / AVCAT)
Льотно-технічні характеристики	
Максимальна тяга, кН	16,87
Масова витрата повітря, кг/с	27,1
Витрата палива, кг /год	4784
Питома витрата палива, кг / кН / год	283,7
Відношення тяги до ваги	3,75

Порівняльні характеристики всіх трьох ракет наведені в таблиці 2.4.

Таблиця 2.4

Порівняння характеристик ракет

Характеристики	«Навахо» XSM-64A	«Буря» «350»	«Буран» «40»
Стартова вага, кг	135 000	98 280	175 480
Вага бойового заряду, кг	2250	2350	3500
Повна довжина системи, м	35,1	19,879	27,35
Висота, м	-	6,642	7,15
Маршова ступінь			«42»
Вага, кг	-	33 522	60 000
Довжина, м	20,7	18,0	23,3
Діаметр корпусу, м	1,83	2,2	2,35
Розмах крила, м	8,72	7,746	11,35
Площа крила, м ²	38,9	60,0	98,662
Число НППРД	2*RJ-47	1*РД-	1*РД-
Діаметр НППРД, м	1,22	012У	018У
Тяга, тс	2 * (14,0 – 18,0)	1,7 7,65	2,0 10,6
Проектувальна дальність польоту, км	8000	8000	8000
Максимальна дальність польоту, яка була досягнута в процесі льотних випробувань, км	3200	6500	-

Продовження табл. 2.4

Висота польоту, км	22,0 – 24,0	17,5 – 25,5	17,0 – 36,0
Швидкість польоту, число М	3,25	3,1 – 3,2	3,1
Початок розробки	1950 г.	1954 г.	1954 г.
Дата початку льотних випробувань	06.11.56 г.	01.07.57 г.	-
Загальна кількість пусків (з них аварійних)	11 (10)	19 (3)	-
Закриття програми	червень 1957 р.	грудень 1960 р.	листопад 1957 р.

Висновок по розділу

У даному розділі було здійснено огляд аналогів літальних апаратів з ППРД. Було обрано такі ЛА: «Буря», «Буран» і «Навахо». Усі три ЛА проектувалися приблизно в один період і мають ППРД в якості маршового ступеня зі схожими характеристиками. Усі три проекти були закриті. Під час розробки ППРД для цих ЛА було створено велику базу і методологію по конструюванню таких типів двигунів, здійснено велику кількість досліджень і новітніх на той час рішень. Розглянуті технічні характеристики надзвукового ППРД РД-012У в подальшому будуть взяті за основу при розрахунках в даному дипломному проекті.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		43

3. Конструкція ППРД

Надзвуковий ППРД конструктивно складається з надзвукового входного дифузору, камери згорання з форсунками для подачі пального, пристроїв для запалювання і стабілізації вогню і спеціального надзвукового вихідного сопла (рис. 33).

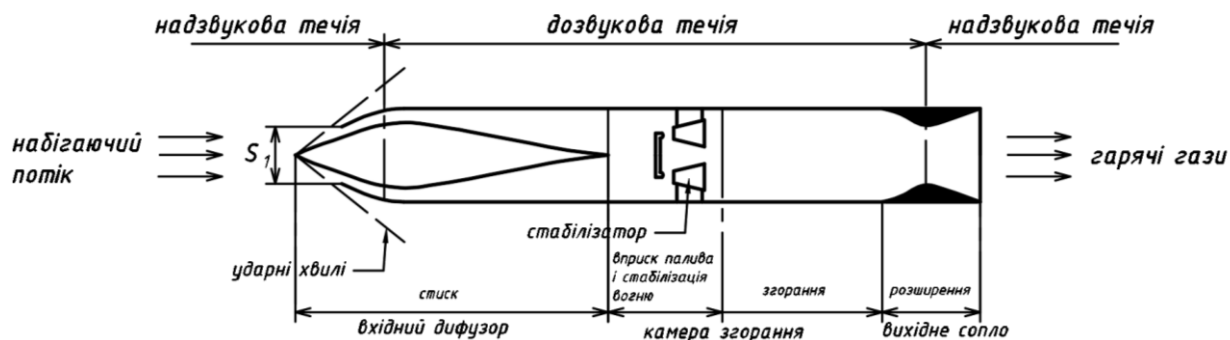


Рис. 33 Схема конструкції типового надзвукового ППРД

3.1 Дифузор

Дифузори здійснюють перетворення швидкісного набігаючого потоку в статичний тиск. Призначенням дифузору є подача повітря, який виступає окиснювачем для створення робочого тіла ППРД. Відповідно за швидкістю потоку дифузори поділяються на дозвукові, навіколозвукових і надзвукових. Їх конструкція суттєво відрізняється один від одного. Надалі ми більш детально будемо розглядати саме надзвукові дифузори, оскільки наш ППРД є надзвуковим.

Коли швидкість потоку дорівнює швидкості звуку, то при взаємодії цього потоку з обтічним тілом швидкість, тиск, температура і густина змінюються не поступово, а раптово. Таку різку зміну параметрів надзвукового потоку називають стрибком ущільнення. При набіганні такого потоку на поверхню яка розташована перпендикулярно до нього, перед дифузором утворюється прямий стрибок ущільнення. В надзвукових ППРД при проходженні потоком цього стрибка його швидкість зменшується до дозвукового, а тиск збільшується. Якщо потік набігає на поверхню яка

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							44

розташована відносно нього під кутом, то виникають косі стрибки ущільнення. При великих швидкостях, які вдвічі більше швидкості звуку, в дифузорі з прямим стрибком ущільнення втрати енергії стають великими. Для зменшення цих втрат прямий стрибок ущільнення замінюється декількома косими стрибками різної інтенсивності і замикаючим прямим стрибком.

Існують дифузори із зовнішнім, внутрішнім і змішаним стиском (рис. 34). У дифузорі зовнішнього тиску косі стрибки ущільнення знаходяться перед площиною входу і гальмування надзвукового потоку здійснюється до площини входу. У дифузорах внутрішнього стиску всі стрибки ущільнення знаходяться всередині каналу і гальмування надзвукового потоку відбувається після площини входу. У дифузорі змішаного стиску частина стрибків ущільнення знаходиться перед площиною входу, а частина за площиною.

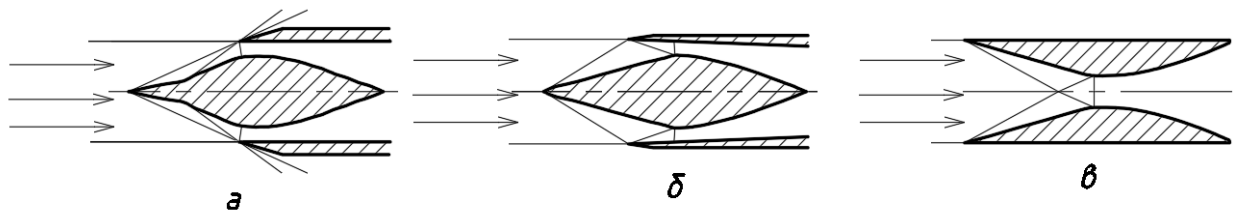


Рис. 34 Схеми дифузорів з різними видами стиску

а – зовнішній; б – змішаний; в – внутрішній.

Для забезпечення косих стрибків у дифузорі зовнішнього стиску в конструкцію додають внутрішнє центральне тіло, яке виступає за вхідний отвір. По формі центральне тіло може бути плоским, що складається з ряду плоских панелей і утворює ступінчастий клин, і просторовим (вісесиметричним), що має форму ступінчастого конуса. Інколи косі стрибки ущільнення виникають при набіганні потоку на обичайку.

Вибір стрибків ущільнення відбувається із умови отримання на виході високого коефіцієнта зберігання повного тиску.

Число ступенів конусу і кути їх встановлення визначаються на розрахунковому режимі ППРД. На розрахунковому режимі стрибки формуються на передній кромці дифузора (рис. 35а). На практиці двигун

працюватиме в широкому діапазоні нерозрахункових режимів, на різних числах Маха, висоті польоту і різних атмосферних умовах.

Нерозрахункові режими характеризуються:

- зміною і руйнуванням розрахункової системи стрибків
- вибиванням головної хвилі на вході в дифузор
- розтікання вхідного струменю
- нестійка робота дифузора (помпаж)
- поява докритичних і надкритичних режимів

При швидкості набігаючого потоку більше розрахованого значення кути нахилу стрибків зменшуються і поверхні стрибків не фокусуються на передній кромці, а потрапляють всередину горла дифузора (рис. 35в). При набіганні незбуреного потоку на кромку дифузора виникає хвиля розрідження. Таким чином в горловину потраплятиме стиснутий за стрибками потік і потік який пройшов хвилю розрідження. Поле тиску і швидкості на вході в дифузор стають неоднорідні, далі аж в дозвуковій частині дифузору відбудеться поступове вирівнювання полів. При такому режимі середній тиск гальмування менше максимально можливого, а коефіцієнт відновлення тиску буде занижений (відношення повного тиску на виході з дифузора до повного тиску набігаючого потоку).

У випадку швидкості польоту менше розрахункової кути нахилу стрибків збільшуються і стрибки ущільнення перестають формуватися на кромці дифузора (рис. 35б). На поверхню обичайки починає діяти підвищений тиск. Межа потоку, який потрапляє в двигун направлені від передньої кромки паралельно поверхні внутрішнього тіла.

У всіх типів дифузору на певних режимах роботи, коли пропускна здатність горла виявляється недостатньою і не пропускає все повітря, яке надходить у вхідний канал, перед входом в дифузор утворюється вибита ударна хвиля (рис. 36). Вона може частково або повністю порушити систему стрибків. Виникнення вибитої хвилі є небажаним явищем. Вона збільшує

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		46

втрати повного тиску і зовнішній опір дифузора і зменшує витрату повітря через дифузор.

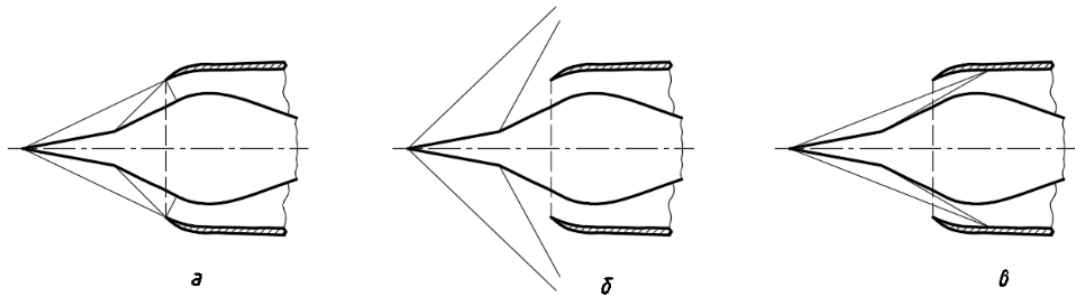


Рис. 35 Схема стрибків ущільнення при різних розрахункових режимах

а – швидкість польоту дорівнює розрахунковій швидкості;

б – швидкість польоту менше розрахункової швидкості;

в – швидкість польоту більше розрахункової швидкості.

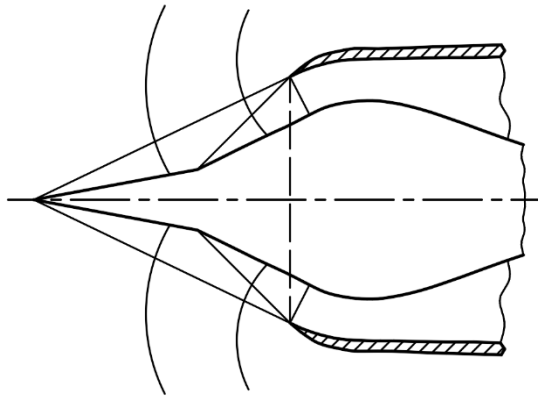


Рис. 36 Схема дифузора з вибитою ударною хвилею

Режими можуть бути докритичні, тобто потік в каналі що розширюється дозвуковий, і надкритичні, коли потік в цій частині каналу більше швидкості звука і утворюється прямий стрибок.

Втрати, які приводять до зменшення повного тиску в реальному дифузорі:

- втрати на удари (втрати в стрибках ущільнення і при раптовому розширенні потоку);
- втрати на тертя;
- втрати на утворення вихорів.

Дифузор при швидкостях більших швидкості звуку має форму, яка розширюється. Для зменшення опору передня кромка дифузору робиться гострою, а зовнішня поверхня – конічною з малим кутом нахилу.

Основні вимоги до дифузору:

- забезпечення високого коефіцієнта відновлення повного тиску;
- забезпечення підводу повітря в двигун з певною швидкістю;
- забезпечення одночасно з високим значенням коефіцієнта відновлення повного тиску мінімальним зовнішнім опором дифузора.

Вибір конструкції дифузора

Оскільки двигун, який ми проектуємо матиме швидкість яка перевищує швидкість звуку, то обираємо конструкцію надзвукового дифузора із повітрозабірником зовнішнього стиску. Хоча такі дифузори мають значний зовнішній опір і поступаються дифузoram з внутрішнім стиском значенням коефіцієнта відновлення повного тиску, проте можуть надійно працювати на нерозрахованих режимах польоту і легко запускаються.

Внутрішнє тіло матиме вісесиметричну форму конуса з трьома косими стрибками ущільнення і замикаючим прямим стрибком. Косі стрибки менш інтенсивні за прямі, проте незворотні втрати енергії в косих стрибках менші ніж в прямих. При гальмуванні потоку через систему косих стрибків отримаємо менші втрати енергії і більш високий тиск гальмування. Дифузор матиме форму, яка розширюється і гостру передню кромку, а зовнішню поверхню – конічною з малим кутом нахилу.

3.2 Камера згорання

Камера згорання слугує для спалювання палива і перетворення його хімічної енергії в теплову енергію продуктів горіння. В залежності від швидкості набігаючого на двигун потоку камери згорання можна поділити на камери дозвукових і камери надзвукових ППРД. Камери для роботи у

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		48

вузькому діапазоні швидкостей і тиску повітря є однорежимними, а для роботи в широкому діапазоні швидкостей, висот польоту і тиску потоку – багаторежимними. Поділяються камери згорання також на одноконтурні і двоконтурні. В одноконтурних пальне вводиться у весь повітряний потік. В двоконтурних потік поділяється на первинний і вторинний (перший і другий) (рис. 37). Пальне вводиться в потік повітря, який протікає через перший контур з розрахунком отримати в ньому коефіцієнт надлишку повітря (відношення кількості повітря в паливно-повітряній суміші до кількості повітря яка необхідна теоретично для повного згорання палива в цій суміші) в межах від одиниці до двох, завдяки чому легше отримати високу повноту згорання палива, та близьку до максимальної температуру згорання. Температура газів в трубі дуже висока і для охолодження стінок труби використовується вторинний потік. При змішуванні потоків відбувається пониження температури газу до розрахункової і догорання палива. І одноконтурні і двоконтурні камери можуть бути вихрєвого і стабілізаторного типу.

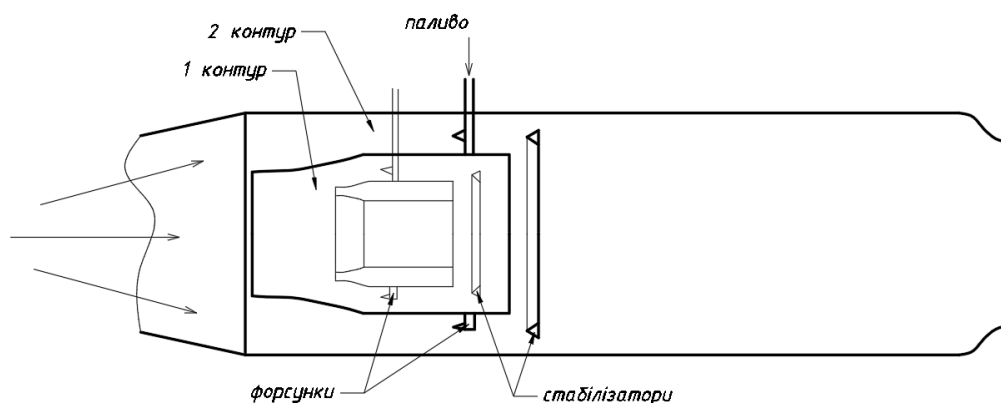


Рис. 37 Схема надзвукової двоконтурної камери

Стабілізаторна камера згорання складається з приладу для подачі і розпилення палива, запалюючого пристрою, турбулізаторів і стабілізаторів.

Запалюючим пристроєм для камер згорання виступає електрична іскра або полум'я, зазвичай це електричні запалювальні свічки. Після займання

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							49

джерело підпалювання може не гаситися і виконувати функцію чергового полум'я.

Для забезпечення безперервного займання потоку суміші з паливом, яка рухається з великою швидкістю джерело запалювання розташовують позаду тіл з погано обтічною формою. Це може бути наприклад пластина, позаду якої формуються вихрова зона. За тілом формується зона з низьким тиском, подалі від тіла по потоку тиск збільшується. Наявність перепаду тиску призводить до появи руху газу з зони з більшим тиском в меншу, тобто газ рухається до стабілізатора. Таким чином виникає зона зворотніх течій. Таке тіло, в зоні рециркуляції якого утримується полум'я називається стабілізатором. Потік який утримується стабілізатором є джерелом для запалювання свіжих сумішей. На кордоні між зоною зворотніх течій і основним потоком утворюється вихрова зона. У цій утримується безперервне горіння. Холодний потік газу, який обтікає стабілізатор, стикається з зоною горіння і отримує теплоту необхідну для підпалювання. Стабілізатор має конструкцію плоских, конічних, жолобкових, циліндричних або інших форм.

Для турбулізації потоку на вході в камеру встановлюють турбулізуючі сітки або решітки. Турбулізатори вирівнюють поля швидкостей, що покращує стабілізацію вогню і турбулізує потік, що збільшує повноту згорання.

Запалюючий пристрій завжди намагаються зробити невеликої конструкції і маси, проте об'єм запаленої суміші маленький, відношення поверхні до об'єму зони горіння велике. Тепло, яке виділяється розподіляється на велику масу суміші яка оточує зону горіння. Суміш може не загорітися. А стабілізатор який забезпечує стійке горіння не може підтримати запалювання, оскільки ще не має в зоні зворотніх течій гарячих газів. Тому, часто в одноконтурних камерах спочатку суміш загорається в форкамерах, де для цього створені малі швидкості потоку. Форкамера це камера попереднього горіння (рис. 38). Вона створює потужне постійно діюче полум'я, яке запалює

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		50

основну суміш і покращує стабілізацію полум'я. Розташовують форкамеру на початку основної камери.

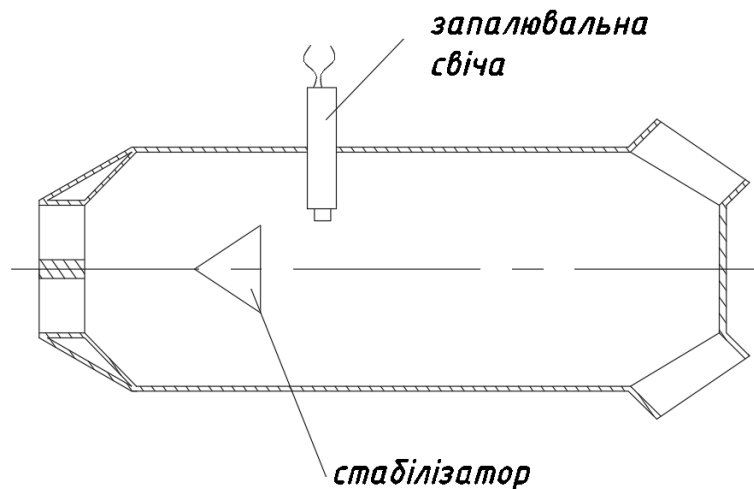


Рис. 38 Схема форкамери

Сумішоутворення

Через велику швидкість потоку на вході, перебування горючої суміші в камері згорання не перевищує декілька мілісекунд. Для того щоб паливо встигло згоріти за такий малий проміжок часу потрібно перед цим виконати ретельну підготовку суміші пального з повітрям – сумішоутворення. Сумішоутворення проходить в декілька етапів: подачі палива, роздроблення рідкого струменя на краплі, випаровування крапель і перемішування парів палива з повітрям. Паливо подається за допомогою балонів стиснутого газу або насоса, який приводиться в рух повітряною турбіною.

Розпилення палива здійснюється за допомогою форсунок. Вони бувають відцентровими або пряموструйними (при великих швидкостях потоку різниця між розпилком стає малопомітною). Форсунки підбираються так, щоб суміш в районі стабілізаторів була в межах загорання у всьому діапазоні роботи камери згорання. Вони мають бути розташовані таким чином, щоб забезпечити гарне розпилювання, випаровування і змішування палива з повітрям. Струмień палива витікаючи з форсунки подрібнюється на маленькі краплі. Випаровування здійснюється за рахунок тепла від оточуючих газів і за рахунок

									ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						51

власного тепла. Перемішування парів пального з повітрям відбувається завдяки турбулентності потоку і молекулярній дифузії.

Паливо

Однією з найважливіших задач в двигунобудуванні є раціональний вибір паливної композиції, оскільки її параметри впливають на льотно-технічні характеристики ЛА і ефективність системи в цілому. Важливою задачею в розробці або підборі палива є зменшення необхідного запасу пального на борту ЛА, завдяки збільшенню теплотворчої здатності. Окрім того необхідно реалізовувати можливості по зменшенню вартості та збільшенню екологічності використання гюрючої суміші. Підбір палива для ЛА є комплексною задачею оптимізації рішення якої пов'язано з використанням міждисциплінарного підходу. В залежності від типу двигуна і його призначення здійснюється підбір паливної композиції що мають певні фізико-хімічні властивості і здатні забезпечити необхідний режим роботи в заданих умовах з максимально високим коефіцієнтом корисної дії (ккд).

Для даного двигуна розглядаємо тільки однокомпонентні рідкі палива, що дозволяють значно спростити систему подачі в конструкцію ЛА в цілому.

Вимоги для палива ППРД:

- паливо не повинно утворювати осадів в системі подачі на всіх діапазонах робочих температур;
- при забезпеченні тривалої роботи ППРД паливо не повинно проявляти агресивність до матеріалів;
- паливо має бути стабільним при зберіганні і передбачуване в експлуатації (заправка, переливання і т. і.);
- паливо повинно забезпечувати охолодження конструкції камери згорання;
- продукти згорання не повинні бути агресивними, токсичними чи канцерогенними.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		52

За [55] можемо оптимальним паливом вважаємо гас, похідні від нього і подібні палива. Таке паливо є відносно дешевим і поширеним в авіаційній сфері. В перспективі можлива заміна його на більш ефективні аналоги.

Основні вимоги до камери згорання:

- стійкість процесу горіння паливно-повітряної суміші у всьому діапазоні робочих режимів;
- повнота згорання палива (при цьому збільшується дальність і тривалість польоту);
- малі втрати повного тиску;
- надійне займання;
- висока теплонапруженість (відношення тепла, підведеного в камеру до газу до об'єму камери згорання і повному тиску повітря на вході в камеру).

Деякі з вимог суперечать одна одній, тому вибір основних параметрів камери здійснюється в результаті оцінки їх на параметри двигуна.

Якість камери згорання характеризується двома параметрами: коефіцієнтом опору і повнотою згорання. На обидва параметри впливає конструкція камери згорання. Від її довжини залежить час перебування суміші в зоні горіння. Зі збільшенням довжини повнота згорання збільшується, проте при досягненні певного значення довжини, повнота згорання наближується до максимального значення і збільшувати довжину камери далі не має сенсу. Також зі збільшенням довжини збільшуються теплові втрати і втрати на тертя, що призводить до збільшення коефіцієнту опору камери. При збільшенні швидкості потоку на вході в камеру згорання, збільшується ступінь турбулентності течії в камері і збільшується повнота згорання. На повноту згорання також впливають параметри суміші: склад суміші, температура повітря, природа горючого, швидкість руху суміші, вологість повітря і ступінь турбулізації потоку.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		53

Вони поділяються на дозвукові і надзвукові в залежності від швидкості витікання газів. Існують сопла, які можна регулювати за допомогою внутрішнього тіла в соплі, рухомих стінок або гнучких стінок.

Дозвукові і надзвукові сопла відрізняються по своїй будові (рис. 40). Дозвукове сопло звужується, а надзвукове після звуження ще додатково розширюється (рис.) Найважливішими перерізами в соплі є вхідне, критичне і вихідне. Переріз в якому швидкість досягає швидкості звуку називається критичним. За законом Бернуллі в усталеному потоці кількість газів що проходять через поперечний переріз за одиницю часу постійна. Отже, якщо потік дозвуковий, то зі зменшенням поперечного перерізу сопла швидкість газу буде збільшуватися і навпаки. Таке співвідношення поперечного перерізу і швидкості працює лише для дозвукового потоку. Швидкість дозвукового потоку пройшовши через сопло яке звужується може досягти на виході швидкості, яка менше або дорівнює швидкості звуку (рис. 40а).

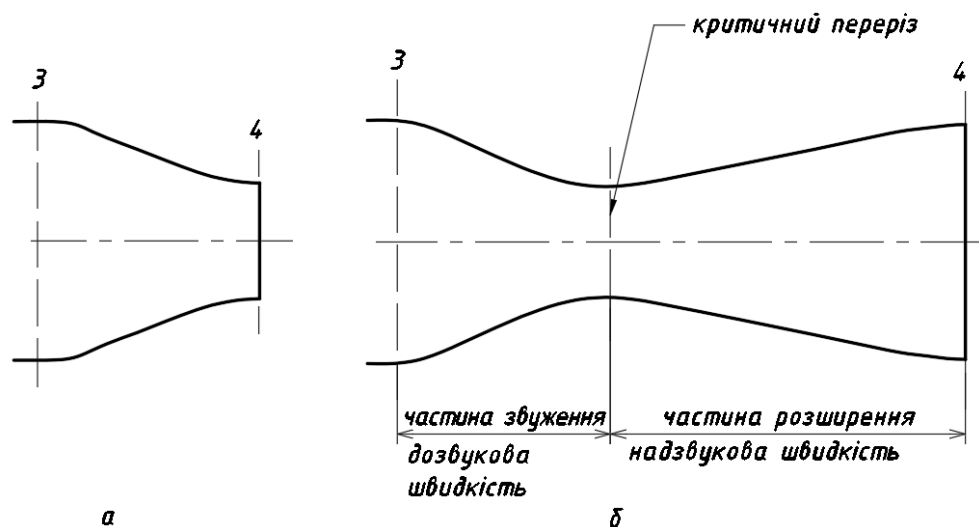


Рис. 40 Схеми вихідних сопел ППРД

а – дозвукове сопло; б – надзвукове сопло

Надзвуковий потік містить гази в стисненому стані і при розширенні сопла вони отримують можливість розширитися. Енергія тиску переходить в кінетичну енергію і швидкість газу збільшується. Тому для надзвукових двигунів використовують сопло, яке спочатку звужується надаючи газам

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							55

стрибки ущільнення приводять до відриву потоку від стінок. Взаємодіючи з оточуючими газами такий потік швидко втрачає швидкість, в соплі виникає система косих стрибків ущільнення, в результаті чого тиск зростає, а швидкість падає. Тому при проектуванні надзвукових сопел вибирають таку ступінь розширення, щоб на всьому діапазоні роботи двигуна сопло працювало або в розрахунковому режимі, або в режимі недорозширення.

Вибір конструкції сопла

Оскільки двигун надзвуковий, то сопло також вибираємо надзвуковим. Оскільки ППРД призначений для одноразового використання і на більшості свого шляху матиме розрахункову швидкість, то немає необхідності конструювати регульоване сопло.

Висновок по розділу

У даному розділі було розглянуто детальну конструкцію ППРД, особливу увагу приділено конструктивним особливостям саме надзвукового двигуна. Здійснено вибір конструкції ППРД для якого в наступних розділах буде здійснено розрахунок характеристик. Він матиме надзвуковий багатострибковий дифузор, двоконтурну камеру згорання стабілізаторного типу і надзвукове сопло. Дифузор матиме внутрішнє тіло, яке створюватиме три косі і замикаючий прямий стрибок, що здійснюватиме перетворення набігаючого надзвукового потоку в дозвуковий зі збільшеним тиском. Камера згорання конструктивно складатиметься з стабілізаторів, форсунок і запального пристрою. Сопло спроектоване таким чином, щоб швидкість потоку збільшувалася в частині сопла яке звужується, досягала швидкості звуку в критичному перерізі і збільшувала швидкість до надзвукової в тій частині сопла, яка розширюється.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		57

4. Методика розрахунку

4.1 Параметри потоку в багатострибковому дифузорі

Оскільки гальмування газу в стрибках ущільнення є незворотнім процесом, то зміну параметрів газу в стрибках розраховують за рівнянням нерозривності течії і по законам збереження імпульсу і енергії [1].

Потік на конусі є просторовим (тривимірним) і кут нахилу лінії течії безпосередньо за стрибком менше кута нахилу лінії течії на поверхні конуса. Точний розрахунок параметрів кінчної течії є дуже складним і на практиці застосовують більш прості методи в залежності від мети розрахунку. Розв'язок плоскої задачі і знаходження параметрів потоку за плоскими скачками значно полегшує роботу. Для подальшого розрахунку скористаємося методом заміни кутів конуса еквівалентними кутам клина, які вибрані так, щоб виникаючі стрибки були такими ж як і при обтіканні конуса. Клин створює більші збурення потоку і відповідно кут клину має бути меншим за кут конуса для того щоб викликати однакові ударні хвилі (рис. 42). В системі стрибків кінчних і клиноподібних при їх рівній інтенсивності коефіцієнт відновлення повного тиску однаковий.

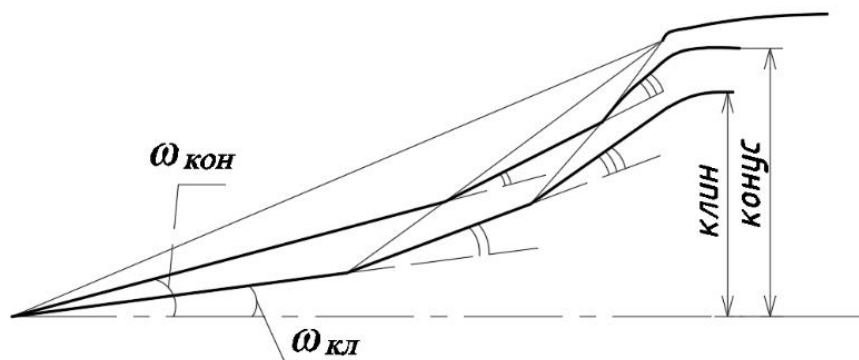


Рис. 42 Перехід від розрахункового клиновидного дифузора до кінчного

При переході через перший косий стрибок ущільнення при зустрічі потоку з вершиною клина, потік відхиляється від початкового напрямку і рухається паралельно поверхні конуса (рис. 43). Швидкість потоку (w_H) зменшується і залишається надзвуковою, а густина і тиск зростають. Після

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							58

переходу через другий стрибок потік знову відхиляється і починає рухатися паралельно поверхні другого ступеня клину. Швидкість потоку знижується, але залишається надзвуковою, густина і тиск потоку зростають. За третім стрибком ущільнення швидкість все ще залишається надзвуковою, потік рухається паралельно третій ступені клина, тиск і густина ще збільшуються. У вхідному перерізі дифузора виникає прямий стрибок ущільнення і швидкість потоку стає дозвуковою. Оскільки швидкість потоку, який пройшов через систему косих стрибків, не на багато більше швидкості звука, то механічні втрати в кінцевому прямому стрибку будуть невеликі.

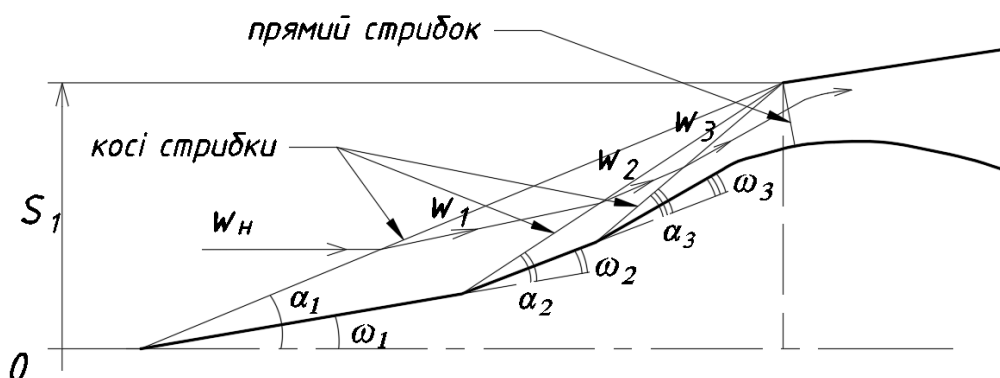


Рис. 43 Схема стрибків при вході в багатострибковий надзвуковий дифузор

Параметри незбуреного повітря перед першим стрибком мають такі характеристики: число Маха (M_H), тиск (p_H), густину (γ_H) і температуру (T_H). За кожним наступним стрибком: число Маха (M_i), тиск (p_i), густину (γ_i) і температуру (T_i), де $i = 1, 2, 3, 4$ і вказує на параметри потоку відповідно за першим, другим, третім і четвертим стрибком.

Вибір і розрахунок оптимального дифузора для конкретного двигуна має значні складності, оскільки потребує великої кількості розрахунків не лише характеристик дифузорів і силової установки, а й літального апарата. Найбільш точний і достовірний розрахунок характеристик ППРД дають експериментальні характеристики повітрязабірника, які відсутні на етапі попереднього проектування. Отримати необхідні параметри, такі як кількість і значення кутів клину експериментально неможливо. Тому на практиці при

розрахунку характеристик дифузора задають деякі вихідні основні геометричні параметри, виходячи із загальних міркувань і рекомендацій. В даній дипломній роботі за основу ми використаємо дані з прототипу крилатої ракети «Буря».

1. За відомою швидкістю потоку і кутом скошу потоку знаходимо еквівалентний до кінчного клиновидний кут за графіком на рисунку 44.

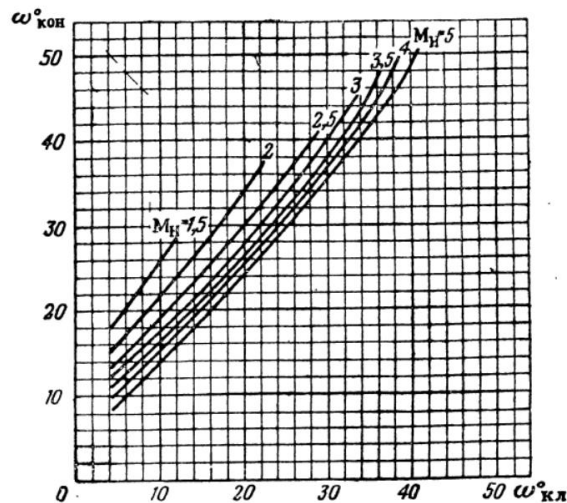


Рис. 44 Кути нахилу стрибків рівної інтенсивності, які виникають при обтікання клину і конусу [1]

2. Швидкість за першим стрибком знаходимо за тими ж даними за графіком на рисунку 45.

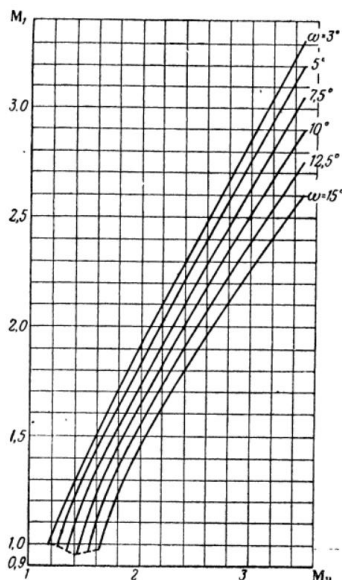


Рис. 45 Залежність швидкості за косим стрибком від швидкості набігаючого потоку [1]

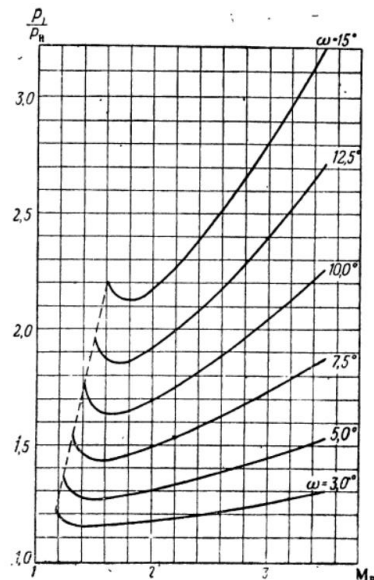


Рис. 46 Залежність тиску за косим стрибком від швидкості набігаючого потоку [1]

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата
-----	------	----------	--------	------

3. Відносний тиск за першим стрибком визначаємо з графіка на рисунку 46.

4. Визначаємо відносну густину за першим стрибком з графіка на рисунку 47.

5. Знаходимо відносну температуру за першим стрибком з графіка на рисунку 48.

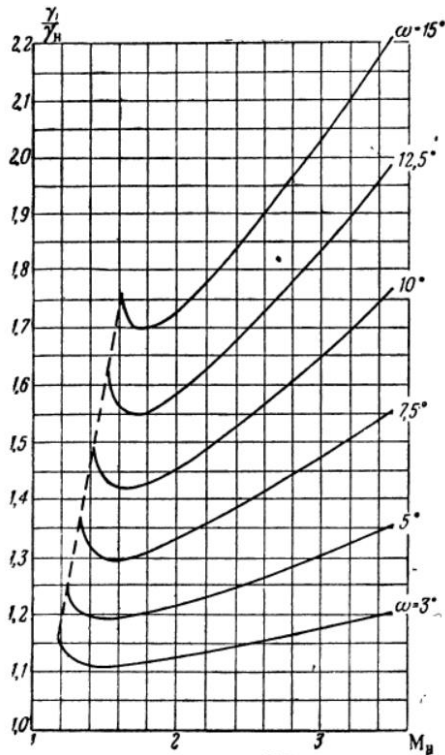


Рис. 47 Залежність густини за косим стрибком від швидкості набігаючого потоку [1]

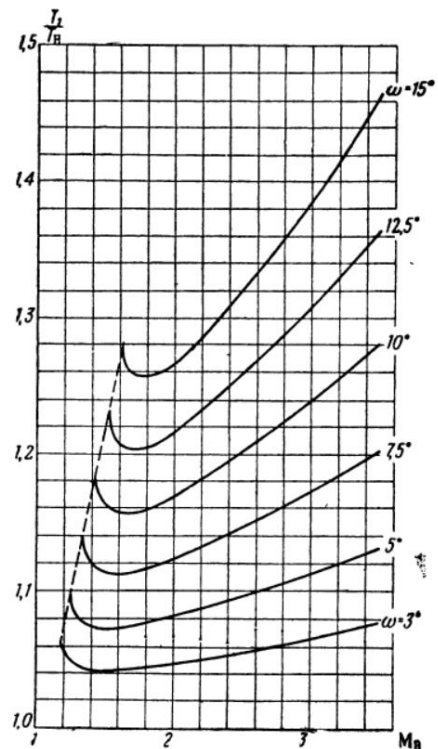


Рис. 48 Залежність температури за косим стрибком від числа Маха набігаючого потоку [1]

6. За тими ж графіками аналогічно знаходимо параметри потоку за іншими косими стрибками ущільнення використовуючи кут скосу потоку для якого шукаємо параметри і знайдену швидкість потоку попереднього стрибка. Кути другого і третього ступеня залишаємо незмінними, так як кривизна поверхні мала і друга і третя конічні ступені здійснюють майже таке ж збурення потоку, що і плоска.

Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

7. Параметри потоку за прямим стрибком ущільнення відносно попереднього знаходимо за графіком на рисунку 49.

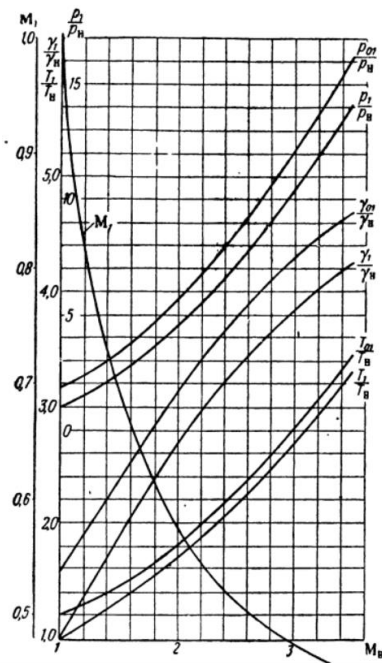


Рис. 49 Зміна параметрів повітря в прямому стрибку [1]

8. Параметри гальмування за остаточним прямим стрибком відносно параметрів незбуреного потоку можна знайти за формулами:

$$\frac{p_4}{p_n} = \frac{p_1}{p_n} \cdot \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{p_3}{p_2} \cdot \frac{p_4}{p_3}$$

$$\frac{\gamma_4}{\gamma_n} = \frac{\gamma_1}{\gamma_n} \cdot \frac{\gamma_2}{\gamma_1} \cdot \frac{\gamma_3}{\gamma_2} \cdot \frac{\gamma_4}{\gamma_3} \quad (1)$$

$$\frac{T_4}{T_n} = \frac{T_1}{T_n} \cdot \frac{T_2}{T_1} \cdot \frac{T_3}{T_2} \cdot \frac{T_4}{T_3}$$

9. Проводимо перевірку

Мають виконуватися рівності:

$$\frac{p_1}{p_n} = \frac{\gamma_1}{\gamma_n} \cdot \frac{T_1}{T_n};$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\gamma_2}{\gamma_1} \cdot \frac{T_2}{T_1};$$

$$\frac{p_3}{p_2} = \frac{\gamma_3}{\gamma_2} \cdot \frac{T_3}{T_2};$$

$$\frac{p_4}{p_3} = \frac{\gamma_4}{\gamma_3} \cdot \frac{T_4}{T_3} \quad (2)$$

$$\frac{p_4}{p_H} = \frac{\gamma_4}{\gamma_H} \cdot \frac{T_4}{T_H}$$

$$\frac{T_4}{T_H} = 1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_H^2,$$

де $k = 1,4$ – показник адіабати.

10. Коефіцієнт відновлення тиску в багатострибковому дифузорі:

$$\sigma_T = \frac{p_4}{p_H \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_H^2\right)^{\frac{k}{k-1}}} \quad (3)$$

11. За відомими даними тиску, температури і густини потоку по міжнародній стандартній атмосфері на розрахунковій висоті польоту двигуна і знайденим відносним параметрами за попередніми пунктами, розраховуємо величини тисків, температури і густини потоку за стрибками ущільнення і будуємо графік.

12. Параметри гальмування набігаючого потоку:

$$\frac{T_H}{T_{0H}} = \tau(\lambda_H) = 1 - \frac{k_x - 1}{k_x + 1} \lambda_H^2, \quad (4)$$

де T_{0H} – температура гальмування набігаючого потоку;

T_H – температура набігаючого потоку;

k_x – показник адіабати холодних газів;

λ_H – приведена швидкість.

$$\frac{p_H}{p_{0H}} = [\tau(\lambda_H)]^{\frac{k_x}{k_x-1}}, \quad (5)$$

де k_x – показник адіабати холодних газів.

13. Максимально можливий тиск на вході в камеру:

$$p_{02} = \sigma_d \cdot p_{0H}, \quad (6)$$

де σ_T – коефіцієнт відновлення тиску

14. Ентальпія гальмування набігаючого потоку:

$$i_{0x} = \frac{c_p \cdot T_H}{\tau(\lambda_H)}, \quad (7)$$

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		63

де c_p – теплоємність повітря;

T_H – температура набігаючого потоку;

15. Критична швидкість набігаючого повітря:

$$a_x = \sqrt{\frac{2gk_x R_{\Pi} T_{0H}}{k_x + 1}}, \quad (8)$$

де g – прискорення вільного падіння;

k_x – показник адіабати холодних газів;

R_{Π} – універсальна газова стала повітря;

T_{0H} – температура гальмування набігаючого потоку.

16. Критична температура:

$$T_{1 \text{ кр}} = \frac{2}{k_x + 1} \cdot T_{0H}, \quad (9)$$

де k_x – показник адіабати холодних газів;

T_{0H} – температура гальмування набігаючого потоку.

17. Критичний тиск:

$$p_{1 \text{ кр}} = \left(\frac{2}{k_x + 1} \right)^{\frac{k_x}{k_x - 1}} p_{02}, \quad (10)$$

де k_x – показник адіабати холодних газів;

p_{02} – максимально можливий тиск на вході в камеру згорання.

18. Критична густина:

$$\gamma_{1 \text{ кр}} = \frac{p_{1 \text{ кр}}}{R_{\Pi} T_{1 \text{ кр}}}, \quad (11)$$

де R_{Π} – універсальна газова стала повітря.

19. Розрахуємо витрати повітря:

$$G_B = \varphi w_H \gamma_H S_1, \quad (12)$$

де φ – коефіцієнт витрати дифузора;

w_H – швидкість набігаючого потоку двигуна;

γ_H – густина набігаючого потоку;

S_1 – переріз входу.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		64

20. Переріз горловини дифузора:

$$S_{1 \text{ кр}} = \frac{G_{\text{в}}}{\gamma_{1 \text{ кр}} \cdot a_x}. \quad (13)$$

4.2 Параметри камери згорання

Застосовуючи при проектуванні камери згорання складніші пристрої для сумішоутворення, запалювання і стабілізації вогню збільшується повнота згорання, проте збільшуються також і витрати енергії на подолання місцевих опорів і зменшується тиск, швидкість і сила реакції газів. Через описані вище причини якість камери згорання визначається двома параметрами: коефіцієнтом опору і повнотою згорання. Ці параметри характеризують придатність камери для роботи на певному пальному при заданому надлишку повітря, але при цьому це не є характеристикою якості палива. При конструюванні камери потрібно знайти співвідношення між коефіцієнтом опору камери і повнотою згорання при якому повітряний питомий імпульс газів, які виходять з камери згорання при заданій суміші буде найбільший. Оскільки між характеристиками немає однозначного аналітичного зв'язку, тому оптимальний пристрій камери згорання знаходять дослідним шляхом.

1. Коефіцієнт опору камери

Для знаходження коефіцієнту опору камери необхідно знати тиск гальмування і статичний тиск на вході в камеру згорання і тиск гальмування за стабілізатором. Такі виміри проводять при відсутності горіння, але при такій же витраті як при працюючій камері.

Коефіцієнт опору камери знаходимо за формулою:

$$\zeta = \frac{k-1}{k} \cdot \frac{\frac{\Delta p}{p_{02}}}{1 - \left(\frac{p_2}{p_{02}}\right)^{\frac{k-1}{k}}}, \quad (14)$$

де $k = 1,3$ – показник адіабати;

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							65

$$\Delta p = p_{02} - p'_{02};$$

p_{02} – тиск гальмування на вході в камеру;

p_2 – статичний тиск на вході в камеру;

p'_{02} – тиск гальмування за стабілізатором.

Схема камери з позначенням тисків зображена на рисунку 50.

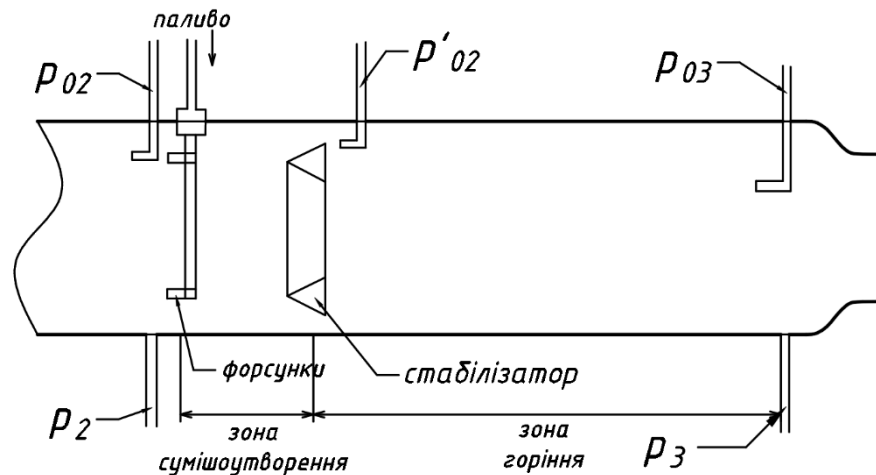


Рис. 50 Схема замірів тисків в камері

2. Повнота згорання в камері

Коефіцієнт повного згорання це відношення приросту ентальпії продуктів згорання до хімічної енергії палива, яке вводиться в камеру.

Повнота згорання знаходиться за формулою:

$$\varphi_{зг} = (1 + \alpha L) \cdot \frac{c_{рг} T_{04} - c_{рх} T_{02}}{H_u}, \quad (15)$$

де $c_{рг}$ – середня теплоємність продуктів згорання в інтервалі температур від 0 до T_{04} ;

$c_{рх}$ – середня теплоємність повітря в інтервалі температур від 0 до T_{02} ;

H_u – теплотворність пального.

Коефіцієнт надлишку повітря α , яка визначається подачею пального в камеру згорання, задається експериментатором.

Для розрахунків повноти згорання необхідно знати витрату повітря G_B , який визначається, витрату пального G_r , переріз камери S_3 або переріз

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		66

вихідного сопла S_4 , статичний і повний тиск в одному з перерізів p_4 і p_{04} або p_3 і p_{03} .

Витрати пального:

$$G_{\Gamma} = \frac{G_{\text{В}}}{\alpha L}, \quad (16)$$

де $G_{\text{В}}$ – витрати повітря;

α – коефіцієнт надлишку повітря;

L – кількість повітря, теоретично необхідного для спалювання 1 кг пального.

Для виведення остаточної формули повноти згорання потрібно знати температуру гальмування продуктів згорання. Оскільки виміряти таку високу температуру дуже складно, тому дуже часто на практиці вимірюють температуру газів перед згоранням, а температуру після згорання розраховують по формулі:

$$T_{03} = \frac{2gk_{\Gamma}}{(k_{\Gamma} - 1)R_{\Gamma}} \cdot \left(\frac{p_{03}S_3}{G_{\text{В}} + G_{\Gamma}} \right)^2 \cdot \left[\left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{2}{k_{\Gamma}}} - \left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{k_{\Gamma}+1}{k_{\Gamma}}} \right], \quad (17)$$

де p_{03} – повний тиск у вихідному перерізі камери;

p_3 – статичний тиск у вихідному перерізі камери;

S_3 – площа вихідного перерізу камери;

k_{Γ} – показник адіабати для гарячих газів;

g – прискорення сили тяжіння;

R_{Γ} – універсальна газова стала продуктів згорання;

$G_{\text{В}}$ – витрата повітря;

G_{Γ} – витрата пального.

Підставивши у рівняння повноти згорання формулу температури гальмування продуктів згорання отримали:

$$\varphi_{\text{зг}} = \frac{G_{\text{В}} + G_{\Gamma}}{G_{\Gamma}H_u} * \left\{ \frac{2g}{R_{\Gamma}} \cdot \left(\frac{k_{\Gamma}}{(k_{\Gamma} - 1)R_{\Gamma}} \cdot \frac{p_{03}S_3}{G_{\text{В}} + G_{\Gamma}} \right)^2 \cdot \left[\left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{2}{k_{\Gamma}}} - \left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{k_{\Gamma}+1}{k_{\Gamma}}} \right] - i_{0\text{x}} \right\}, \quad (18)$$

де p_{03} – повний тиск у вихідному перерізі камери;

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							67

p_3 – статичний тиск у вихідному перерізі камери;
 S_3 – площа вихідного перерізу камери;
 k_r – показник адіабати для гарячих газів;
 g – прискорення сили тяжіння;
 R_r – універсальна газова стала продуктів згорання;
 G_v – витрата повітря;
 i_{0x} – ентальпія повітря на вході в камеру згорання;
 H_u – теплотворність пального.

3. Ентальпія гальмування продуктів згорання:

$$i_{0r} = i_{0x} + \frac{H_u \cdot \varphi_{зг}}{1 + \alpha L}, \quad (19)$$

де H_u – теплотворність пального;

α – коефіцієнт надлишку повітря;

L – кількість повітря, теоретично необхідного для спалювання 1 кг пального.

4. Знаходимо з графіка на рисунку 51 температуру гальмування T_{0r} після згорання.

5. Відносний підігрів:

$$\theta = \frac{T_{0r}}{T_{0H}} \quad (20)$$

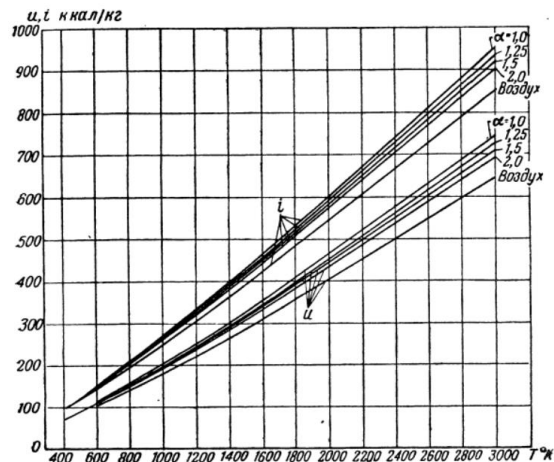


Рис. 51 Температурна залежність внутрішньої енергії і ентальпії продуктів згорання керосину [1]

4.3 Параметри сопла

Через наявність тертя протікання газу в соплі нерівномірне. В різних точках одного і того самого перерізу величини швидкості, тиску і температури різні. Маленькі кути конусності сопла дозволяють знехтувати радіальною складовою швидкості, порівняно з осьовою, а мала в'язкість продуктів згорання і порівняно великі розміри перерізів – впливом прикордонного шару на швидкість, тиск і температуру в перерізі сопла. Тому можна прийняти параметри газу по поперечному перерізу деякими середніми і постійними, не враховуючи нерівномірність потоку. Також можна знехтувати тепловіддачею стінок, оскільки величина цього тепла мала порівняно з повною енергією газів.

Оскільки в соплі тиск зменшується, то за величину, яка характеризує режим роботи сопла зручно прийняти степінь розширення газів в соплі (відношення повного тиску на вході в соплі до статичного тиску на виході).

На режимах роботи, при яких всередині сопла відсутні стрибки ущільнення, характеристики можна розрахувати теоретично. На режимі перерозширення теоретичний розрахунок складно провести, тому характеристики отримують експериментально.

1. Витрата газу через вихідне сопло:

$$G = G_B + G_T, \quad (21)$$

де G_B – витрата повітря;

G_T – витрата пального.

2. Розрахунковий критичний переріз вихідного сопла:

$$S_{4 \text{ кр}} = \frac{\xi \beta \sqrt{\theta}}{\sigma_d'' \sigma_m \sigma_{zg} \sigma_c'} S_{1 \text{ кр}}, \quad (22)$$

Припустимо, що $\sigma_d'' \sigma_m \sigma_{zg} \sigma_c' \approx 0,9$

3. Ступінь розширення сопла:

$$\varepsilon = \frac{S_4}{S_{4 \text{ кр}}}, \quad (23)$$

де S_4 – вихідний переріз.

										ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата							69

4. За графіком на рисунку 52 знаходимо приведену швидкість на виході і відносне падіння тиску в соплі λ_4 ; $\pi = \frac{p_{04}}{p_4}$; $\lambda_4 + \frac{1}{\lambda_4}$.

5. Сила реакції вихідних газів:

$$F_4 = \sqrt{\frac{k_\Gamma + 1}{2gk_\Gamma}} R_\Gamma T_{0\Gamma} G_\Gamma \left(\lambda_H + \frac{1}{\lambda_H} \right), \quad (24)$$

де k_Γ – показник адіабати гарячих газів;

g – прискорення вільного падіння;

R_Γ – універсальна газова стала продуктів згорання;

λ_H – приведена швидкість.

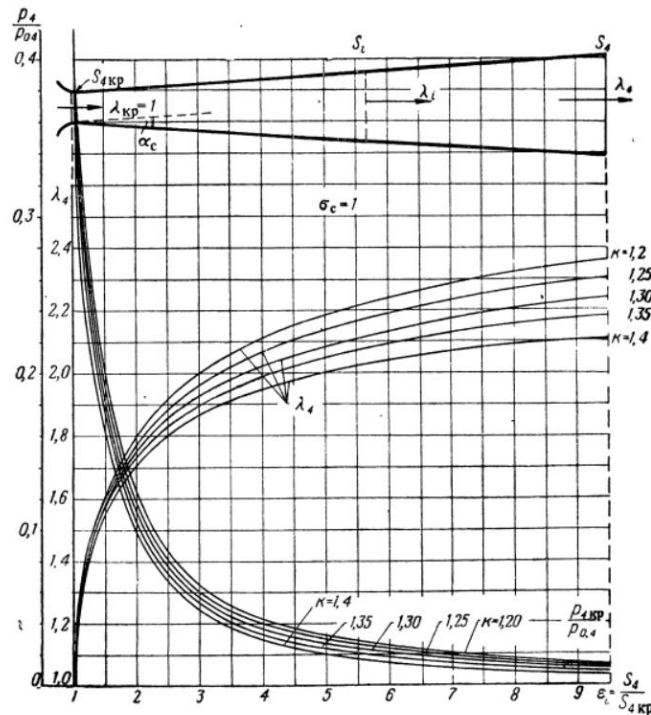


Рис. 52 Залежність приведеної швидкості течії і відносного падіння тиску від ступені розширення сопла[1]

6. Гальмівна сила:

$$F_H = \sqrt{\frac{k + 1}{2gk}} RT_{0H} G_B \left(\lambda_H + \frac{1}{\lambda_H} \right), \quad (25)$$

де k_x – показник адіабати холодних газів;

g – прискорення вільного падіння;

R – універсальна газова стала повітря;

λ_H – приведена швидкість.

7. Реактивна тяга:

$$R = F_4 - F_H - p_H(S_4 - S_1), \quad (26)$$

де S_4 – вихідний переріз сопла;

S_1 – переріз входу.

8. Питома тяга:

$$I = \frac{R}{G_T}, \quad (27)$$

де S_1 – переріз входу.

9. Питома витрата пального:

$$C_e = \frac{3600}{I} \quad (28)$$

10. Швидкісний напір:

$$q = \frac{k_x}{2} p_H M_H^2, \quad (29)$$

де M_H – швидкість набігаючого потоку;

p_H – тиск набігаючого потоку;

k_x – показник адіабати холодних газів.

11. Коефіцієнт тяги:

$$c_R = \frac{R}{S_M q}, \quad (30)$$

де S_M – площа міделевого перерізу.

12. Повний ККД двигуна:

$$\eta = \frac{A \cdot I \cdot c \cdot M_H}{H_u}, \quad (31)$$

де $A = \frac{1}{427}$ – тепловий еквівалент роботи;

c – швидкість звуку;

H_u – теплотворність пального;

M_H – швидкість набігаючого потоку.

									ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						71

4.4 Моделювання обтікання

Реальне обтікання надзвукового ЛА, в тому числі проточної частини ППРД містить велику кількість складних процесів. Тому для детального та якісного проєктування двигуна необхідний цикл натурних випробувань. Оскільки при роботі над дипломним проєктуванням не передбачено проведення реальних досліджень, картини дозвукового і надзвукового обтікання можна отримати в середовищі Solidworks Flow Simulation.

Для проведення цих досліджень необхідно створити модель фюзеляжу ЛА з ППРД і виконати моделювання обтікання для дозвукових швидкостей: 0,1-0,9 М з кроком 0,1 Мах і надзвукової швидкості на крейсерській режимі 3,2 Мах.

Висновок по розділу

У даному розділі було розглянуто методологію розрахунків надзвукового ППРД. Розглянуто метод розрахунку зміни параметрів потоку, а саме температури, тиску і густини за кожним зі стрибків ущільнення і розрахунку основних параметрів дифузора, камери згорання і сопла. В кінці приведено формулу для розрахунку повного коефіцієнта корисної дії двигуна. В методології розрахунків двигуна було наведено розрахунки за формулами і задіяно роботу з графіками для знаходження необхідних параметрів.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		72

5. Результати розрахунку

5.1 Розрахунок відносних параметрів потоку в багатострибковому дифузорі

Задаємо вхідні параметри (таблиця 5.1).

Таблиця 5.1

Вхідні параметри

Параметр	Позначення	Значення
Швидкість польоту (число Маха)	M_H	3,2
Число стрибків	m	4
Кути скосу потоку	ω_1	12,5°
	ω_2	8°
	ω_3	9,5°
Кути нахилу стрибка до напрямку потоку за попередньою ступінню	α_1	19,6°
	α_2	22,5°
	α_3	24,9°

1. Знаходимо плоский кут клину відповідний першому кінчному куту:

$$\omega_{1\text{ кл}} = 4,5^\circ$$

2. Швидкість за першим стрибком:

$$M_1 = 2,97$$

3. Відносний тиск за першим стрибком:

$$\frac{p_1}{p_H} = 1,4$$

4. Відносна густина за першим стрибком:

$$\frac{\gamma_1}{\gamma_H} = 1,28$$

5. Відносна температура за першим стрибком:

$$\frac{T_1}{T_H} = 1,1$$

6. Параметри потоку за другим стрибком за відомим $\omega_2 = 8^\circ$ і знайденим $M_1 = 2,97$:

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		73

$$M_2 = 2,6; \frac{p_2}{p_1} = 1,8; \frac{\gamma_2}{\gamma_1} = 1,5; \frac{T_2}{T_1} = 1,19$$

Параметри потоку за третім стрибком за відомим $\omega_3 = 9,5^\circ$ і знайденим $M_2 = 2,6$:

$$M_3 = 2,2; \frac{p_3}{p_2} = 1,83; \frac{\gamma_3}{\gamma_2} = 1,53; \frac{T_3}{T_2} = 1,2$$

7. Параметри потоку за прямим стрибком:

$$\frac{p_4}{p_3} = 6,9; \frac{\gamma_4}{\gamma_3} = 3,45; \frac{T_4}{T_3} = 2$$

8. Параметри гальмування за остаточним прямим стрибком відносно параметрів незбуреного потоку:

$$\frac{p_4}{p_H} = \frac{p_1}{p_H} \cdot \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{p_3}{p_2} \cdot \frac{p_4}{p_3} = 1,4 \cdot 1,8 \cdot 1,83 \cdot 6,9 = 31,82$$

$$\frac{\gamma_4}{\gamma_H} = \frac{\gamma_1}{\gamma_H} \cdot \frac{\gamma_2}{\gamma_1} \cdot \frac{\gamma_3}{\gamma_2} \cdot \frac{\gamma_4}{\gamma_3} = 1,28 \cdot 1,5 \cdot 1,53 \cdot 3,45 = 10,13$$

$$\frac{T_4}{T_H} = \frac{T_1}{T_H} \cdot \frac{T_2}{T_1} \cdot \frac{T_3}{T_2} \cdot \frac{T_4}{T_3} = 1,1 \cdot 1,19 \cdot 1,2 \cdot 2 = 3,14$$

9. Перевірка:

$$\frac{p_1}{p_H} = \frac{\gamma_1}{\gamma_H} \cdot \frac{T_1}{T_H} \quad 1,4 \approx 1,408$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\gamma_2}{\gamma_1} \cdot \frac{T_2}{T_1} \quad 1,8 \approx 1,785$$

$$\frac{p_3}{p_2} = \frac{\gamma_3}{\gamma_2} \cdot \frac{T_3}{T_2} \quad 1,83 \approx 1,836$$

$$\frac{p_4}{p_3} = \frac{\gamma_4}{\gamma_3} \cdot \frac{T_4}{T_3} \quad 6,9 = 6,9$$

$$\frac{p_4}{p_H} = \frac{\gamma_4}{\gamma_H} \cdot \frac{T_4}{T_H} \quad 31,82 \approx 31,81$$

$$\frac{T_4}{T_H} = 1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_H^2 \quad 3,14 \approx 3,048$$

Отже, розрахунки за графіками були виконані правильно, похибка в розрахунках незначна.

										Арк.
										74
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

10. Коефіцієнт відновлення тиску в багатострибковому дифузорі:

$$\sigma_T = \frac{p_4}{p_H \left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_H^2\right)^{\frac{k}{k-1}}} = \frac{31,82}{\left(1 + \frac{1,4-1}{2} \cdot 3,2^2\right)^{\frac{1,4}{1,4-1}}} = 0,644$$

11. Висота польоту ЛА зі швидкістю 3,2 Махи – 18км. На цій висоті по міжнародній стандартній атмосфері знаходимо необхідні значення тиску, температури і густини потоку. Заносимо дані в таблицю 5.2.

Таблиця 5.2

Дані за міжнародною стандартною атмосферою

Параметр	Позначення	Значення
Температура	T_H	216,7 К
Тиск	p_H	7565 Па
Густина	γ_H	0,1216 кг/м ³

За обчисленими відносними величинами знаходимо тиски за стрибками:

$$p_1 = 1,4 \cdot p_H = 1,4 \cdot 7565 = 10591 \text{ Па}$$

$$p_2 = 1,8 \cdot p_1 = 1,8 \cdot 10591 \approx 19064 \text{ Па}$$

$$p_3 = 1,83 \cdot p_2 = 1,83 \cdot 19064 \approx 34887 \text{ Па}$$

$$p_4 = 6,9 \cdot p_3 = 6,9 \cdot 34887 \approx 240720 \text{ Па}$$

За обчисленими відносними величинами знаходимо температуру за стрибками:

$$T_1 = 1,1 \cdot T_H = 1,1 \cdot 216,7 \approx 238 \text{ К}$$

$$T_2 = 1,19 \cdot T_1 = 1,19 \cdot 238 \approx 283 \text{ К}$$

$$T_3 = 1,2 \cdot T_2 = 1,2 \cdot 283 \approx 340 \text{ К}$$

$$T_4 = 2 \cdot T_3 = 2 \cdot 340 = 680 \text{ К}$$

За обчисленими відносними величинами знаходимо густину за стрибками:

$$\gamma_1 = 1,28 \cdot \gamma_H = 1,28 \cdot 0,1216 \approx 0,1556 \text{ кг/м}^3$$

$$\gamma_2 = 1,5 \cdot \gamma_1 = 1,5 \cdot 0,1556 = 0,2334 \text{ кг/м}^3$$

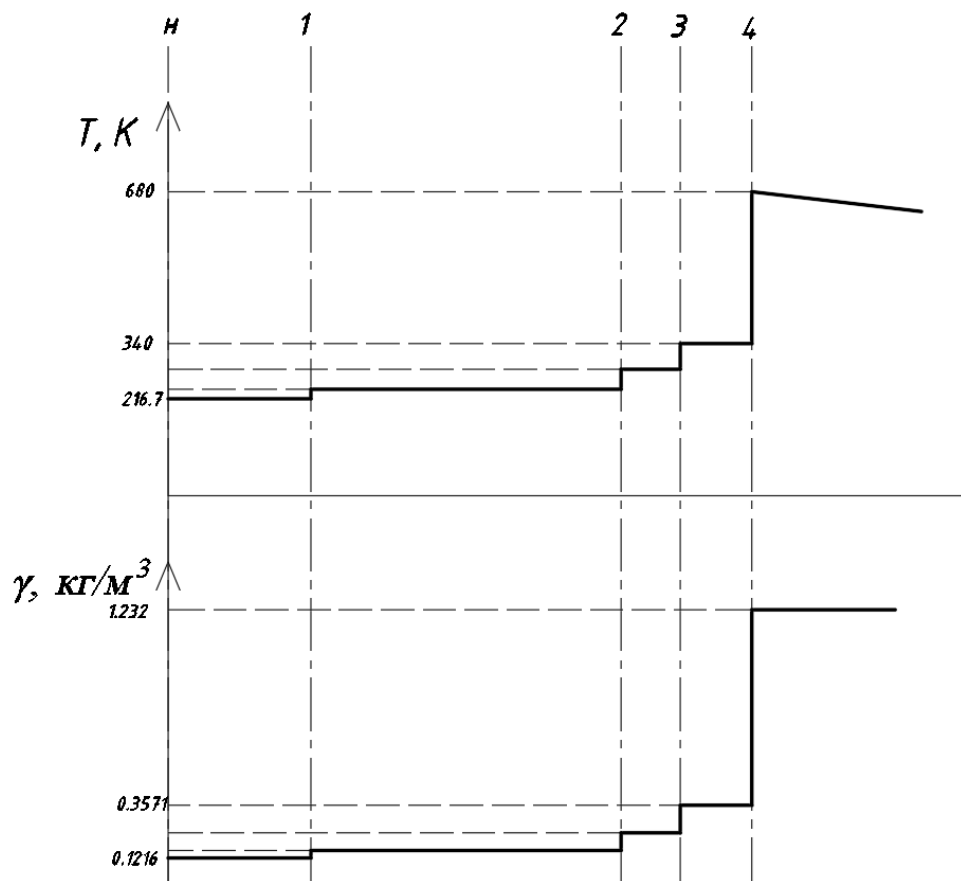


Рис.55 Графік зміни температури і густини в дифузорі
 Задаємо вхідні параметри (табл. 5.3)

Таблиця 5.3

Вхідні параметри

Параметр	Позначення	Значення	Помітки
Показник адиабати холодних газів	k_x	1,4	
Температура	T_H	216,7 К	за міжнародною стандартною атмосферою
Приведена швидкість	λ_H	2.14	При $k=1.4$
Теплоємність повітря	c_p	0,24 ккал/кг	
Універсальна газова стала повітря	R_{II}	29,3	

17. Критичний тиск:

$$p_{1\text{кр}} = \left(\frac{2}{k_x + 1}\right)^{\frac{k_x}{k_x - 1}} p_{02} = \left(\frac{2}{1,4 + 1}\right)^{\frac{1,4}{1,4 - 1}} \cdot 76388,06 = 40332,9 \text{ кг/м}^2$$

18. Критична густина:

$$\gamma_{1\text{кр}} = \frac{p_{1\text{кр}}}{R_{\text{п}} T_{1\text{кр}}} = \frac{40332,9}{29,3 \cdot 761,96} = 1,8 \text{ кг/м}^3$$

19. Розрахуємо витрати повітря:

$$G_{\text{в}} = \varphi w_{\text{н}} \gamma_{\text{н}} S_1 = 1 \cdot 944 \cdot 0,1216 \cdot 1,484 = 170,35 \text{ кг/с}$$

20. Переріз горловини дифузора:

$$S_{1\text{кр}} = \frac{G_{\text{в}}}{\gamma_{1\text{кр}} \cdot a_x} = \frac{170,35}{1,8 \cdot 553,7} = 0,171 \text{ м}^2$$

5.2 Розрахунок параметрів камери згорання

Задаємо вхідні параметри (табл. 5.4)

Таблиця 5.4

Вхідні параметри

Параметр	Позначення	Значення	Помітки
Статичний тиск на вході в камеру	p_2	73342,13 кг/м ²	
Тиск гальмування за стабілізатором	p'_{02}	70254,3 кг/м ²	
Коефіцієнт витрати дифузора	φ	1	При розрахунковому режимі, коли стрибки ущільнення фокусуються на кромці
Показник адіабати гарячих газів	$k_{\text{г}}$	1,3	
Показник адіабати холодних газів	k_x	1,4	
Швидкість звуку	c	295 м/с	за міжнародною стандартною атмосферою

Швидкість набігаючого потоку	M_H	3,2 М	
Швидкість набігаючого потоку двигуна	w_H	944 м/с	
Густина набігаючого потоку	γ_H	0,1216 кг/м ³	
Переріз входу	S_1	1,484 м ²	
Коефіцієнт надлишку повітря	α	2	
кількість повітря, теоретично необхідного для спалювання 1 кг пального	L	15	
Статичний тиск у вихідному перерізі камери	p_3	68345 кг/м ²	
Повний тиск у вихідному перерізі камери	p_{03}	65212 кг/м ²	
Теплотворність пального	H_u	10000 ккал/кг	
Універсальна газова стала повітря	R_{Π}	29,3	
Універсальна газова стала продуктів згорання	R_{Γ}	30	
Прискорення вільного падіння	g	9,81	
Теплоємність повітря	c_p	0,24 ккал/кг	
Температура	T_H	216,7 К	за міжнародною стандартною атмосферою
Приведена швидкість	λ_H	2.14	При $k=1.4$
Площа поперечного перерізу камери	S_3	2,27 м ²	

1. Розрахуємо коефіцієнт опору камери:

$$\zeta = \frac{k_{\Gamma} - 1}{k_{\Gamma}} \cdot \frac{p_{02} - p'_{02}}{p_{02}} = \frac{1,3 - 1}{1,3} \cdot \frac{76388,06 - 70254,3}{76388,06} = 1,982,$$

$$1 - \left(\frac{p_2}{p_{02}}\right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} = 1 - \left(\frac{73342,13}{76388,06}\right)^{\frac{1,3-1}{1,3}}$$

2. Розрахуємо витрати пального і повноту згорання:

$$G_{\Gamma} = \frac{G_B}{\alpha L} = \frac{170,35}{2 \cdot 15} = 5,68 \text{ кг/с}$$

										Арк.
										80
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						

$$\varphi_{зг} = \frac{G_B + G_r}{G_r H_u} * \left\{ \frac{2g}{R_r} \cdot \left(\frac{k_r}{(k_r - 1)R_r} \cdot \frac{p_{03} S_3}{G_B + G_r} \right)^2 \cdot \left[\left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{2}{k_r}} - \left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{k_r+1}{k_r}} \right] - i_{0x} \right\} =$$

$$= \frac{176,03}{56800} * \left\{ \frac{19,62}{29,3} \cdot \left(\frac{1,3}{0,3 \cdot 29,3} \cdot \frac{p_{03} \cdot 2,27}{176,03} \right)^2 \cdot \left[\left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{2}{1,3}} - \left(\frac{p_3}{p_{03}} \right)^{\frac{1,3+1}{1,3}} \right] - 219,7 \right\} = 0,82$$

3. Ентальпія гальмування продуктів згорання:

$$i_{0г} = i_{0x} + \frac{H_u \cdot \varphi_{зг}}{1 + \alpha L} = 219,44 + \frac{10000 \cdot 1}{1 + 2 \cdot 15} = 542,02 \text{ ккал/кг,}$$

де H_u – теплотворність пального;

α – коефіцієнт надлишку повітря;

L – кількість повітря, теоретично необхідного для спалювання 1 кг пального.

4. Знаходимо з графіка на рисунку температуру гальмування після згорання:

$$T_{0г} = 1900 \text{ К}$$

5. Відносний підігрів:

$$\theta = \frac{T_{0г}}{T_{0н}} = \frac{1900}{914,35} = 2,078$$

5.3 Розрахунок параметрів вихідного сопла

Задаємо вхідні параметри (табл. 5.5)

Таблиця 5.5

Вхідні параметри

Параметр	Позначення	Значення	Примітки
Статичний тиск на вході в камеру	S_4	3,8 м ²	
Показник адіабати гарячих газів	k_r	1,3	
Показник адіабати холодних газів	k_x	1,4	
Універсальна газова стала повітря	$R_{п}$	29,3 кг·м/(кг·град)	
Універсальна газова стала продуктів згорання	R_r	30	

Приведена швидкість	λ_H	2.14	При $k=1.4$
Переріз входу	S_1	1,484 м ²	
Швидкість набігаючого потоку	M_H	3,2 М	
Площа міделевого перерізу	S_M	3,8 м ²	
Тепловий еквівалент роботи	A	1/427 ккал/(кгс·м)	
Швидкість звуку	c	295 м/с	за міжнародною стандартною атмосферою
Теплотворність пального	H_u	10000 ккал/кг	

1. Витрата газу через вихідне сопло:

$$G = G_B + G_T = 170,35 + 5,68 = 176,03 \text{ кг/с,}$$

2. Розрахунковий критичний переріз вихідного сопла:

$$S_{4 \text{ кр}} = \frac{\beta \chi \sqrt{\theta}}{\sigma_D'' \sigma_M \sigma_{3r} \sigma_C'} S_{1 \text{ кр}} = \frac{1,033 \cdot 10,38 \cdot \sqrt{2,078}}{0,9} 0,171 = 2,9 \text{ м}^2$$

Припустимо, що $\sigma_D'' \sigma_M \sigma_{3r} \sigma_C' \approx 0,9$;

$$\beta = 1 + \frac{1}{\alpha L} = 1,033;$$

$$\chi = \frac{10k_x R_T}{k_T R_{\Pi}} \cdot \frac{\left(\frac{2}{k_x + 1}\right)^{\frac{k_x + 1}{k_x - 1}}}{\left(\frac{2}{k_T + 1}\right)^{\frac{k_T + 1}{k_T - 1}}} = 10,38$$

3. Ступінь розширення сопла:

$$\varepsilon = \frac{S_4}{S_{4 \text{ кр}}} = \frac{3,8}{2,9} = 1,3$$

4. За графіком на рисунку знаходимо приведену швидкість на виході і відносне падіння тиску в соплі $\lambda_4 = 1,55$; $\pi = \frac{p_{04}}{p_4} = 4,55$.

5. Сила реакції вихідних газів:

$$F_4 = \sqrt{\frac{k_T + 1}{2gk_T} R_T T_{0r} G \left(\lambda_4 + \frac{1}{\lambda_4}\right)} = \sqrt{\frac{1,3 + 1}{2 \cdot 9,81 \cdot 1,3} 30 \cdot 1900 \cdot 176,03 \left(1,55 + \frac{1}{1,55}\right)} = 31087 \text{ кг}$$

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		82

6. Гальмівна сила:

$$F_H = \sqrt{\frac{k+1}{2gk}} R_{\Pi} T_{0H} G_B \left(\lambda_H + \frac{1}{\lambda_H} \right) =$$
$$= \sqrt{\frac{1,4+1}{2 \cdot 9,81 \cdot 1,4}} 29,3 \cdot 914,35 \cdot 170,35 \left(2,14 + \frac{1}{2,14} \right) = 21488,9 \text{ кг}$$

7. Реактивна тяга:

$$R = F_4 - F_H - p_H(S_4 - S_1) = 31087 - 21488,9 - 771,4(3,8 - 1,484)$$
$$= 7811,5 \text{ кг,}$$

8. Питома тяга:

$$I = \frac{R}{G_T} = \frac{7811,5}{5,68} = 1375,264 \text{ с,}$$

9. Питома витрата пального:

$$C_e = \frac{3600}{I} = \frac{3600}{1375,264} = 2,62 \text{ 1/год}$$

10. Швидкісний напір:

$$q = \frac{k_x}{2} p_H M_H^2 = \frac{1,4}{2} \cdot 771,4 \cdot 3,2^2 = 5529,4 \text{ кг/м}^2$$

11. Коефіцієнт тяги:

$$c_R = \frac{R}{S_M q} = \frac{7811,5}{3,8 \cdot 5529,4} = 0,372$$

12. Повний ККД двигуна:

$$\eta = \frac{A \cdot I \cdot c \cdot M_H}{H_u} = \frac{1375,264 \cdot 295,069 \cdot 3,2}{10000 \cdot 427} = 0,304$$

5.4 Результати обтікання

Дослідження були проведені в програмному середовищі Solidworks Flow Simulation і показали наведені нижче результати. У дослідженні застосовувалася модель фюзеляжу з двигуном (рис. 56).

									ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата						83

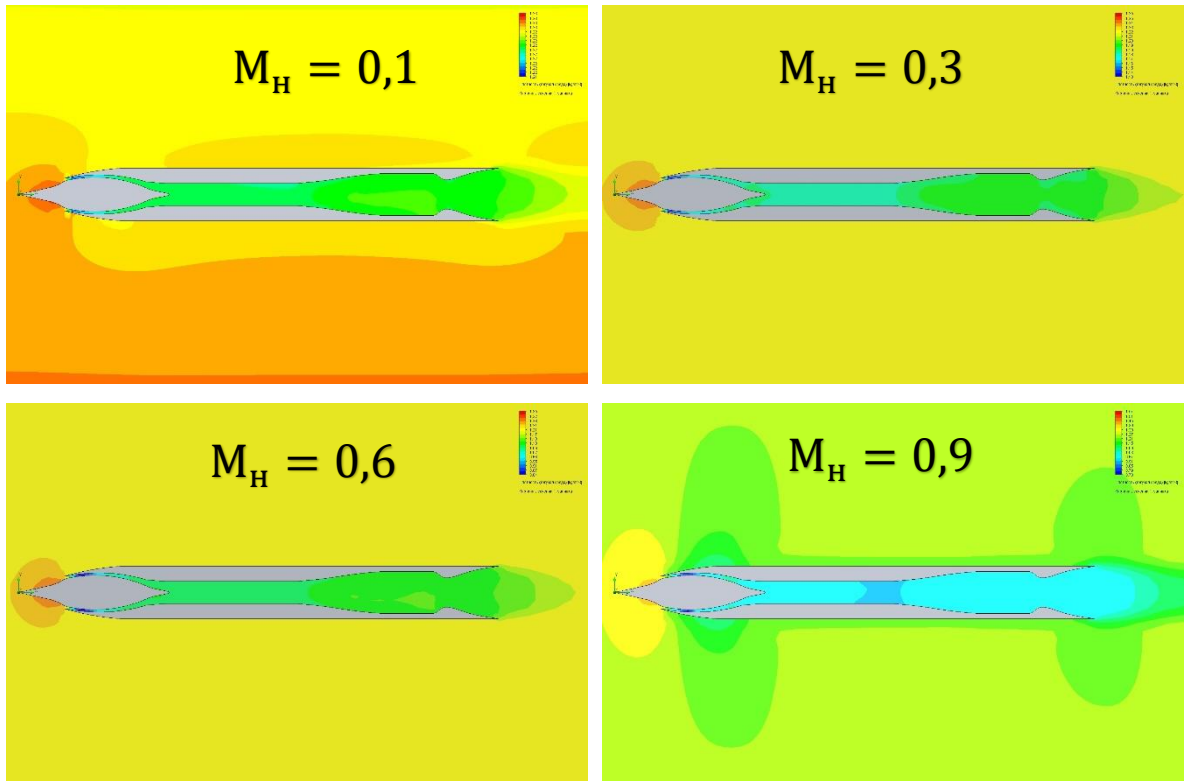


Рис. 58 Розподіл густини

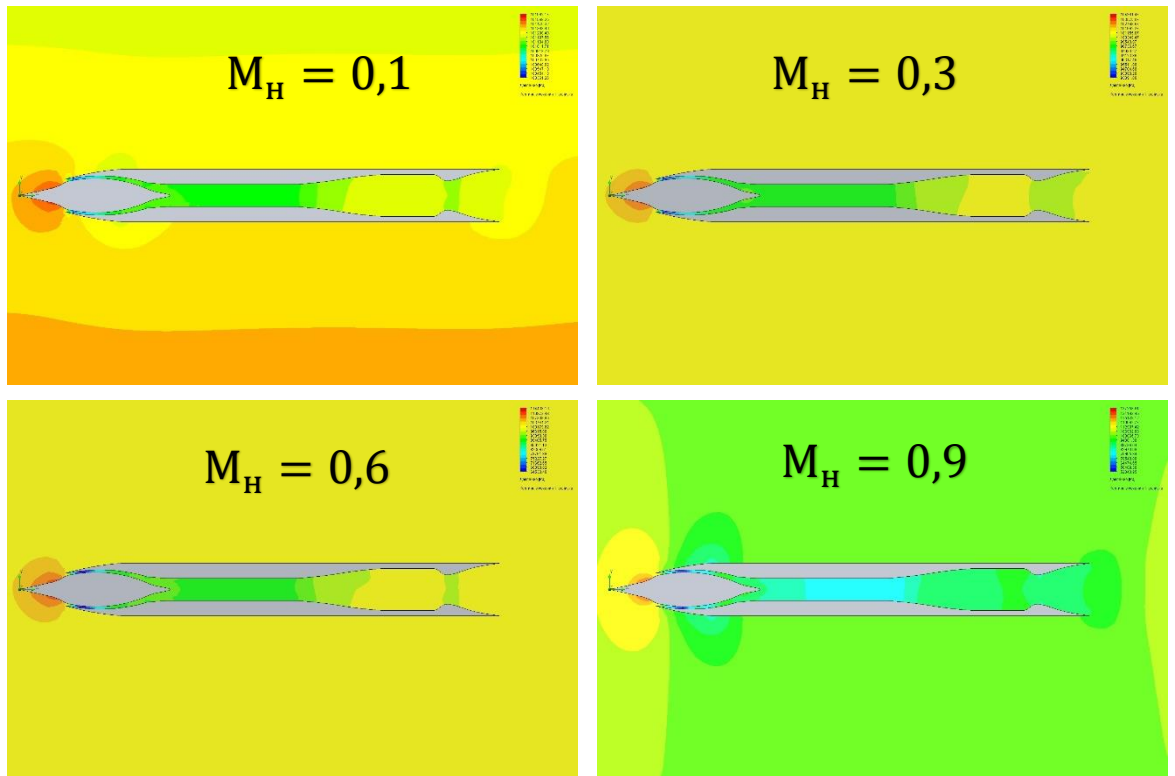


Рис. 59 Розподіл тисків

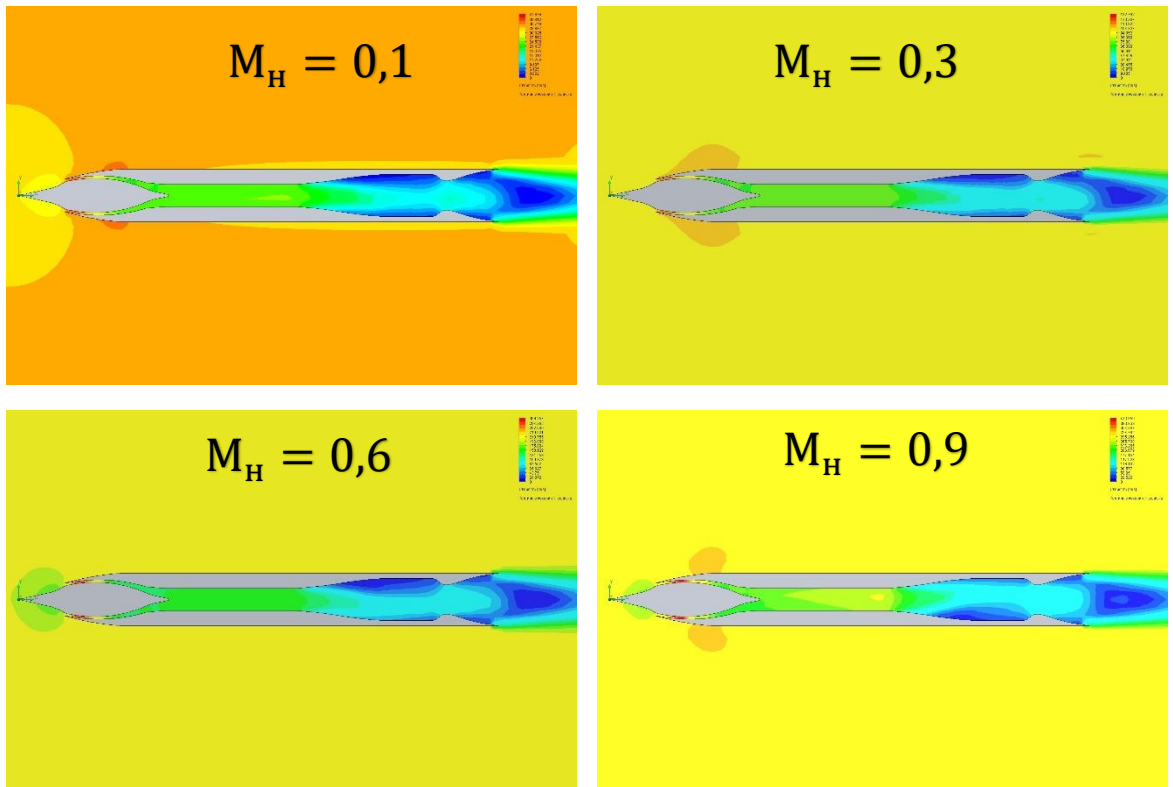


Рис. 60 Розподіл швидкості

Надзвукове обтікання

Наведемо нижче результат обтікання (температура, густина, тиск, швидкість) моделі на швидкості 3,2 Мах на висоті 18 км (рис. 61).

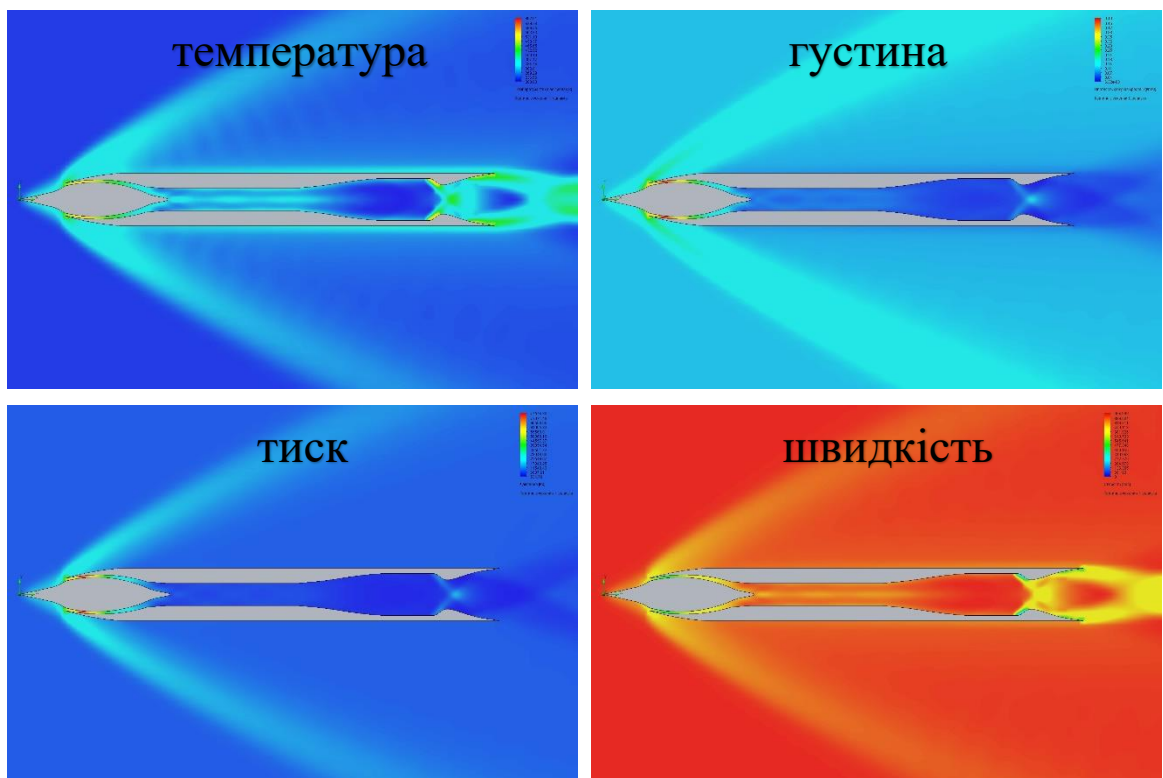


Рис. 61 Результати надзвукового обтікання

Висновок по розділу

У даному розділі було проведено розрахунок основних параметрів дифузора, камери згорання і сопла. За результатами розрахунку параметрів дифузора було накреслено схему дифузора і графіки зміни тиску, температури і густини потоку по контрольним перерізам дифузора. Отримали коефіцієнт корисної дії, що дорівнює 30,4% і є хорошим показником для такого виду двигуна. Здійснили моделювання обтікання моделі ЛА з ППРД на дозвукових і надзвуковій швидкості. Дані результати можна використати для оцінки і як джерело даних для розрахунків.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		87

Висновок

В дипломній роботі було описано конструкцію і характеристики реактивних двигунів. Грунтуючись на розглянутих джерелах для поставлених цілей з доставки корисного навантаження у верхні шари атмосфери обрано ППРД. Розглянуто його історію створення і тенденції розвитку в сучасному світі. Зараз з'являється необхідність у розвитку надзвукових літальних апаратів. У зв'язку з цим актуальними стають надзвукові силові установки.

Оглянуто аналоги надзвукових крилатих ракет і здійснено порівняння їх характеристик. Детально описано конструкцію вісесиметричного ППРД з надзвуковим багатострибковим дифузором, двоконтурною камерою згорання стабілізаторного типу і надзвуковим соплом. Дифузор такого двигуна здійснюватиме перетворення набігаючого надзвукового потоку в дозвуковий і збільшення тиску. Сопло підібране таким чином, щоб надавати реактивному струменю надзвукову швидкість.

Здійснено розрахунок параметрів дифузора, камери згорання і сопла. За результатами обчислень параметрів дифузора було створено креслення дифузора і графіки зміни тиску, температури і густини потоку по вибраним перерізам. Отримано коефіцієнт корисної дії, що дорівнює 30,4% і є хорошим показником для такого виду двигуна. Тяга за розрахунком має значення на 14% менше ніж у прямого аналога, що, враховуючи відсутність натурних експериментів, теоретичну методику та похибки розрахунку є досить задовільним результатом. Здійснено моделювання обтікання моделі ЛА з ППРД на дозвукових і надзвуковій швидкості.

Розробка та удосконалення такого двигуна, включаючи новітні матеріали та технології виробництва є перспективним напрямком створення силових установок для надзвукових ЛА, що в майбутньому дозволять здійснити технологічний стрибок авіаційної та ракетно-космічної техніки.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		88

Список використаних джерел

1. Бондарюк М.М., Ильяшенко С.М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели – Государственное издательство оборонной промышленности, 1958.
2. Говоров А.Н., Гусев В.А., Орлов П.В., Цыбалов И.Г., Теория прямоточных воздушно-реактивных двигателей, 1963.
3. Кулагин В.В Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок – Москва «Машиностроение», 2003.
4. Рипинский А.И., Пляц О.М., Реактивные двигатели: учебно-методическое пособие – Минск: МГВАК, 2011.
5. <https://zewerok.ru/category/dvigateli/jet/>
6. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели – «Авиадвигатель» 2006 р.
7. <https://en.wikipedia.org/wiki/Ramjet>
8. Кисенко М. Журнал "Техника-молодежи" 1938 №2.
9. Рынин Н.А. Межпланетные сообщения ракеты и двигатели прямой реакции (история, теория и техника) – Ленинград 1929.
10. https://uk.wikipedia.org/wiki/Прямоточний_повітряно-реактивний_двигун
11. <http://wikiinfo.mdpu.org.ua>
12. <https://raigap.livejournal.com/892751.html>
13. Paul J. Waltrup, Michael E. White, Frederick Zarlingo, and Edward S. Gravlin History of Ramjet and Scramjet Propulsion Development for U.S. Navy Missiles – JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST, VOLUME 18, NUMBER 2 (1997)
14. Ентоні Л. Кей История разработки и создания реактивных двигателей и газовых турбин в Германии (1930-1945) – Рибінськ (НПО Сатурн), 2006 .
15. <https://kerc.msk.ru/predpijatje/история/>
16. <http://engine.aviaport.ru/issues/09/page34.html>

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		89

17. <https://ru.wikipedia.org/wiki/YJ-12>
18. <https://raigap.livejournal.com/314865.html>
19. <https://raigap.livejournal.com/726159.html>
20. <https://hightech.plus/2019/10/19/zaversheni-ispitaniya-pryamotochnogo-reaktivnogo-dvigatelya-dlya-zenitok>
21. <https://topwar.ru/163328-norvezhskaja-nammo-osporit-gospodstvo-oniksov-m-prjamotochnyj-perehvatchik-pod-maskoj-rim-162-block-ii.html>
22. <https://dfnc.ru/aviazcia/chto-smogut-aviatsionnye-dvigateli-budushhego/>
23. <https://www.militaryaerospace.com/power/article/14189696/hypersonic-test-missile>
24. <https://nplus1.ru/news/2020/12/24/hawc>
25. https://ru.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-51
26. <https://theaviationgeekclub.com/all-you-need-to-know-about-the-sr-72-son-of-blackbird-from-its-conception-to-its-possible-cancellation>
27. https://en.wikipedia.org/wiki/Air-Sol_Moyenne_Port%C3%A9#ASN4G
28. <https://www.navalnews.com/naval-news/2020/12/france-successfully-test-fires-updated-asma-nuclear-missile/>
29. https://defence-ua.com/news/giperzvuk_zachekaje_frantsija_viprobovuje_onovlenu_nadzukovu_raketu_asmp_a-2363.html
30. <https://dfnc.ru/aviazcia/chto-smogut-aviatsionnye-dvigateli-budushhego/>
31. <https://raigap.livejournal.com/796261.html>
32. <https://www.popmech.ru/technologies/230571-sverkhbystryy-passazhirskiy-samolet-skreemr-12-000-km-ch/>
33. <https://dailytechinfo.org/auto/7537-skreemr-koncept-giperzvukovogo-passazhirskogo-laynera-sposobnogo-peresech-atlantiku-menee-chem-za-chas.html>
34. https://en.wikipedia.org/wiki/Lockheed_Martin_SR-72
35. <https://theaviationgeekclub.com/all-you-need-to-know-about-the-sr-72-son-of-blackbird-from-its-conception-to-its-possible-cancellation>

					В/Л7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		90

54. Мазинг Г.Ю., Никитина И.Е. Теория прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Часть 2 Сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель – Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006.

55. Святушенко В.В., Ягодников Д.А. Комплексный анализ эффективности топлив для воздушно-космического самолета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, Машиностроение, 2020.

					ВЛ7209.16.60.00.00ПЗ	Арк.
Зм.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		92