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: «Легка космічна ракета»

Виконавла:
студентка IV курсу, групи ВЛ-72
Мусаєва Ельміра Азерівна _____

Керівник:
Старший викладач
Яковенко Петро Олексійович _____

Рецензент:
Доцент, к.т.н.
Маринич Юрій Михайлович _____

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

Київ – 2021 року

ВІДОМІСТЬ ДИПЛОМНОГО ПРОЄКТУ

№ з/п	Формат	Позначення	Найменування	Кількість аркушів	Примітка
1	А4		Завдання на дипломний проект	1	
2	А4	ВЛ7211.30.00.00.00ПЗ	Пояснювальна записка	71	
3	А1	ВЛ7211.30.00.00.01ІМ	Огляд аналогів	1	
4	А1	ВЛ7211.30.30.00.02ЗВ	Стабілізуюче оперення	1	
5	А1	ВЛ7211.30.00.00.03ЗВ	РДТП першого ступеня ракети	1	
6	А1	ВЛ7211.30.00.00.04ЗВ	Загальний вид легкої космічної ракети	1	

					ВЛ7211.30.00.00.00		
		П.І.Б.	Підп.	Дата			
Розробив		Мусаєва. Е.А.			Відомість дипломного проекту	Аркуш	Аркушів
Перевірив		Яковенко П.О.				1	1
						КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. АРБ Гр. ВЛ-72	
Н. контр.		Поваров С.А.					
Зав. каф		Кабанячий В.В.					

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 проект студенту
Мусаєвій Ельмірі Азерівні

1. Тема проєкту «**Легка космічна ракета**», керівник проєкту Яковенко Петро Олексійович старший викладач, затверджені наказом по університету від «___»_____ 20__ р. №_____

2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

3. **Вихідні дані до проєкту:**_____

3.1. Маса корисного вантажу 200 кг
3.2. Швидкість в кінці польоту 7,91 км/с
3.3. Висота польоту на ННО 255 км
3.4. Кількість ступенів 2

4. Зміст пояснювальної записки:

4.1. Аналіз стану та перспектив розвитку
4.2. Аналіз існуючих аналогів легких ракет
4.3. Вибір конструктивно-компоновочної схеми
4.4. Проектування прискорювача
4.5. Вибір схеми другого ступеня і обтічника

55. Перелік графічного (ілюстраційного) матеріалу:

55.1. Аналіз існуючих аналогів легких ракет

55.2. Конструкція прискорювача

45.3. Конструкція стабілізуючих рулів

55.4. Загальний вигляд ракети-носія

Дата видачі завдання: _____1 лютого 2021 р._____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проєкту	Термін виконання етапів проєкту	Примітка
1.	*Підбір та аналіз літератури*	*до 15.03.2021 р.*	
2.	*Аналіз методики проектування*	*до 29.03.2021 р.*	
3.	*Аналіз стану та перспектив розвитку*	*до 12.04.2021 р.*	
4.	*Огляд аналогів*	*до 25.04.2021 р.*	
5.	*Визначення конструктивно-компоновочної схеми*	*до 01.05.2021 р.*	
6.	*Розрахунок масових характеристик*	*до 10.05.2021 р.*	
7.	*Розрахунок геометричних параметрів*	*до 20.05.2021*	
8.	*Розрахунок параметрів рулів*	*до 27.05.2021 р.*	
9.	*Оформлення пояснювальної записки*	*до 07.06.2021 р.*	
10.	*Перевірка на плагіат*	*до 11.06.2021 р.*	
11.	*Захист*	*з 14.06.2021 р.* *по 20.06.2021 р.*	

Студентка *Мусаєва Е.А.*

Керівник *Яковенко П.О.*

Пояснювальна записка
до дипломного проекту
на тему: «Легка космічна ракета»

Київ – 2021 року

Анотація

Пояснювальна записка до ДП «Легка космічна ракета» містить 60 аркуші тексту, 18 ілюстрацій та 26 бібліографічних посилань.

Мета проєкту – розробка ракети-носія легкого класу та проектування її прискорювача.

В результаті виконаний огляд даних аналогів ракет-носіїв легкого класу, сформульовано стан проблеми і напрямок їх вирішення. Розглянути особливості роботи РДТП першого ступеня, детально викладені результати робочого проектування, обрано РРД для другого ступеня ракети, приведені характеристики двигунів і особливості конструкції. На підставі виконаного аналізу сформовано ТЗ до проєкту та визначено шляхи його реалізації.

Після проектування було зроблено креслення ракети-носія, двигунної установки першого ступеня та стабілізуючого оперення.

Ключові слова: ракета-носій, легка ракета, твердопаливний двигун, рідкісний двигун, дистанційне зондування Землі.

Abstract

Explanatory note to DP "Light Space Rocket" contains 60 pages of text, 18 illustrations, and 26 references.

The purpose of the project – development a light class launch vehicle and design its accelerator.

As a result, a survery of the analogues data of light-class launch vehicles, the state formulated the problem and the direction of its solutions. The features of SRB work, are detailed results of the detailed design, LRE for the second stage of the rocket is chosen, characteristics of engines and features of a design are resulted. Formed to draft the TOR and the ways of its implementation on the basis of the analysis

After design, drawings of the launch vehicle, the first-stage engine unit and the stabilizing plumage were made.

Key words: launch vehicle, light rocket, solid propellant engine, liquid engine, remote sensing of the Earth.

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень 6
ВСТУП 7
1. АНАЛІЗ СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ 8
Висновки до розділу 12
2. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ АНАЛОГІВ ЛЕГКИХ РАКЕТ 13
2.1. Falcon 1 13
2.2. Firefly Alpha 19
2.3. Epsilon-2 22
2.4. Куайчжоу-1А 28
2.5. Пегас 29
2.6. Мінотавр-1 30
Висновки до розділу 31
3. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЇ СХЕМИ 32
3.1. Визначення масових характеристик ракети 32
3.2. Вибір параметрів корпусу ракети-носія 34
Висновки до розділу 36
4. ПРОЄКТУВАННЯ ПРИСКОРЮВАЧА 37
4.1. Розрахунок прискорювача 41
4.1.1 Параметри заряду 42
4.1.2. Параметри сопла 45
Висновки до розділу 46
5. КОМПОНОВКА ПЕРЕХІДНИХ ВІДСІКІВ 48
Висновки до розділу 50
6. РОЗРАХУНОК СТАБІЛІЗУЮЧОГО ОПЕРЕННЯ 51
Висновки до розділу 53

7. МАСОВЕ ЗВЕДЕННЯ 54
Висновки до розділу 57
8. ВИБІР СХЕМИ ДРУГОГО СТУПЕНЯ І ОБТІЧНИКА 58
8.1. Другий ступінь 58
8.2. Головний обтічник 62
Висновки до розділу 64
9. ОПИС ПОЛЬОТУ 65
9.1. Перевірка на досягення першої космічної швидкості 65
9.2. Політ ракети 65
Висновок до розділу 66
10. НОВИЗНА І ПЕРЕВАГИ 67
Висновки до розділу 69
ВИСНОВОК 70
Список використаних джерел 71

Перелік умовних позначень

ДЗЗ – дистанційне зондування Землі

РН – ракета-носій

КА – космічний апарат

ННО – низька навколоземна орбіта

КН – корисне навантаження

ТРП – тверде ракетне паливо

РДТП – ракетний двигун твердого палива

РРД – рідинний ракетний двигун

ТНА – турбонасосний агрегат

ТЗП – теплозахисне покриття

ВСТУП

В даному дипломному проєкті ми створимо ракету-носій легкого класу для виведення космічних апаратів дистанційного зондування Землі.

Ракета складатиметься з двох ступенів. Стартовий ступінь буде містити твердопаливний двигун, оскільки він постійно готовий до використання, може довго знаходитись на стартових площадках, тому його можна використовувати оперативніше.

Нашою задачею буде запроєктувати двигун першого ступеня, вибрати для нього тип палива, визначити характеристики.

Також ми оберемо маршовий та рульові двигуни для другого ступеня, які виробляються в Україні. Двигуни другого ступеня мають доставити корисне навантаження на ННО.

Ще однією задачею ДП буде проєктування стабілізуючого оперення, розрахунок сопла, вибір обтічника та масове зведення ракети.

1. АНАЛІЗ СТАНУ ТА ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ

Сьогодні має місце тенденція зниження маси низькоорбітальних супутників та зростання кількості малорозмірних космічних апаратів, які завдяки розвитку мікромініатюризації і нанотехнологій в космічній галузі, мають широкі функціональні можливості.

Як правило, це апарати, що вирішують завдання дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), виконують наукові дослідження або займаються питаннями технології в умовах мікрогравітації. Зазвичай такі супутники є «одноканальними», вони передають інформацію на обмежене число наземних приймальних пунктів, які не вимагають високої потужності передавачів. Відповідно, мініатюризація і використання нових матеріалів обумовлюють тенденцію зниження маси низькоорбітальних апаратів.

Зниження маси і габаритів космічних апаратів і РН - цілеспрямована технічна політика, орієнтована, в кінцевому рахунку, на зниження вартості і підвищення доступності космічних послуг для масового споживача.

Необхідно також брати до уваги плани розгортання багатосупутникових угрупувань, насамперед, низькоорбітальних космічних систем широкосмугового зв'язку, які в найближчі 10 років можуть налічувати більше 16 000 малих космічних апаратів класу міні, масою до 300-400 кг. Причому необхідні діапазони висот і нахили орбіт - істотно ширше, ніж ті, що використовуються в даний час для запусків важких КА. Постала і задача оперативних запусків космічних апаратів у воєнних цілях.

Таку задачу вирішують ракети-носії легкого класу. Їх створення може бути достатньо дешевим не тільки в проєктуванні та виготовленні, але й експлуатації. Вони не вимагають дорогих космодромів, будівництво яких доступно лише окремим країнам. Створення таких ракет дозволяє знизити загальні витрати, а не окремі показники вартості.

Ракета-носій легкого класу забезпечить оперативний запуск апартів для формування та обслуговування низькоорбітальних систем супутників дистанційного зондування Землі, зв’язку і навігації. Цей напрямок неможливо

забезпечити важкими і навіть середніми ракетами-носіями, повне завантаження яких складає десятки супутників, що мають тенденцію до мініатюризації і зниженню ваги. Така потреба оцінена проєктувальниками супутників і власниками існуючих космічних систем.

Оцінка реалій демонструє необхідність створення легкої (або найлегшої в умовній класифікації) ракети-носія. Подібні проєкти вже існують і повністю себе виправдали. Це Falcon 1 (США) – вага запущеного в 2009 р. супутника 180 кг, Shavit (Ізраїль) – в модифікації LK-1 вага супутника 350 кг; вони забезпечують оперативні запуски на орбіту супутників Землі.

Малі габарити і вага ракет-носіїв легкого класу, дозволяють здійснювати пуск носія не в умовах космодрому, а зі стартового пристрою, який може бути розміщений на суші або у водній акваторії практично в будь-якому місці з мінімізацією зон відчуження в момент старту, що особливо актуально для території України. Існує можливість реалізації безпечного пуска ракети-носія із застосуванням парашутної системи для приземлення відпрацьованого першого ступеня, що попередить розліт його уламків.

При проєктуванні систем керування з мінімізацією ваги, габаритів системи і підвищенням надійності шляхом можна використовувати сучасну мікропроцесорну техніку, доступну на світовому ринку, у поєднанні з застосуванням навігаційних систем ГЛОНАСС/GPS. Такі системи забезпечують високу точність виведення супутника на навколоземну орбіту.
За роки незалежності в Україні достатньо ясно визначився перспективний напрямок розвитку ракетно-космічної галузі. Це створення і експлуатація космічних систем дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) з проведенням для цього необхідних прикладних наукових досліджень.

Роль дистанційного зондування Землі визначена науковими національними програмами, що були підготовлені Державною космічною агенцією України в останні роки, концепціями розвитку і майбутніми новими Законами України, що стосуватимуться державного керування космічною діяльністю.

Інформація від космічних систем дистанційного зондуванням Землі - важливий елемент інформаційно-аналітичного забезпечення у сфері прийняття державних рішень. Широке застосування даних ДЗЗ в геоінформаційних системах для забезпечення органів державного управління ведучих країн світу є однією з найбільш актуальних світових тенденцій. Оперативний доступ до геопросторових даних обумовлює можливість в стислі терміни отримати максимально об'єктивну інформацію про стан регіонів країни для прийняття необхідних управлінських рішень.

В даний час більше 30 країн і організацій експлуатують власні системи ДЗЗ з півсотні супутників видової розвідки і приблизно 50 громадянських супутників ДЗЗ. У більшості розвинених країнах світу на базі національних космічних агенцій сформовані інформаційно-аналітичні центри, які за допомогою сучасних засобів зв'язку з'єднані з широким колом споживачів і інтегровані в структури державного управління.

Забезпечення цього напрямку повинно бути комплексним і неможливо без серійного виробництва мікросупутників (за масовими характеристиками близьких до «Січ-2»). А для формування орбітальних систем з таких супутників і їх обслуговування необхідна національна ракета-носій (РН), основа національних пускових послуг. Така РН повинна забезпечувати своєчасність запуска на орбіту супутника в межах кордонів України.

Для виконання таких запусків, імовірно, Україні потрібен носій з вантажопідйомністю 135-200 кг. Такий носій повинен стартувати по мірі виготовлення кожного нового супутника для формування національної космічної системи і підтримки її працездатності. Старт повинен забезпечуватися також у випадках, коли необхідно провести обслуговування орбітального сегменту космічної системи ДЗЗ (для обслуговування окремих супутників – що зараз поки не відбувається, але буде можливо у найближчі роки), а також для поповнення орбітальної групи новими супутниками і виконання інших задач.

З урахуванням того, що Україна підписала міжнародні угоди по обмеженню пусків балістичних ракет зі своєї території, тобто суші (ракети-носії можуть бути прирівняні до балістичних бойових ракет), запуск ракети-носія повинен бути можливим з водної акваторії, де подібних обмежень немає. Звичайно, не виключається можливість пусків РН з іноземних космодромів.

При виборі нової української ракети-носія повинна бути забезпечена її екологічна безпека, чого можна досягти при виборі палива. Компоненти палива для такої РН повинні бути при можливості дешевими і розповсюдженими для застосування в інших сферах діяльності, окрім ракетно-космічної.

Науково-технічний потенціал України говорить про те, що така ракета може бути створена. Але для цього необхідно вирішити проблему відсутності державного проєкту. Всі ракети-носії і здійснювані проєкти є комерційними і не належать Україні як державі. Крім того, помилковим є представлення про необхідність створення комерційних носіїв середньої і великої вантажопідйомності, яке склалось в перші роки державної незалежності України, і до сьогоднішнього дня це не змінилось. Хоча добре відомо, що Україна і за 10 років не підготовить таку кількість супутників, яка може за один раз вивести будь-який з носіїв по комерційним проєктам: «Дніпро», «Морський старт», «Наземний старт», «Циклон-4», а також по проєктам типу програм тим більше викликає сумніви – в світі склалась практика завантаження РН комерційними замовленнями тільки після досягнення високої надійності, що визначається 100 безаварійними послідовними пусками конкретної РН.

Виходячи з таких передумов визначається висновок про необхідність створення в Україні легкої ракети-носія вантажопідйомністю від 135 кг (проєктна вага супутника ДЗЗ МС-2-8) до 200 кг і менше, що дає можливість запускати й інші космічні апарати ще меншої маси: наносупутники, фемтосупутники, пікосупутники, до створення яких йде світова спільнота.

Така РН повинна запускатися з пускової установки (наприклад, морського базування) і не вимагати створення інфраструктури традиційного космодрому.

Висновки до розділу

В даному розділі ми розглянули перспективи створення української ракети-носія легкого класу для виведення малогабаритних космічних апаратів. Ми дійшли висновку, шо така ракета забезпечить оперативний запуск апаратів для формування та обслуговування низькоорбітальних систем супутників дистанційного зондування Землі, зв'язку і навігації, що неможливо забезпечити важкими і середніми ракетами-носіями. Також перевагою ракет-носіїв легкого класу в тому, що вони дозволяють здійснювати пуск носія не в умовах космодрому, а зі стартового пристрою, який може бути розміщений на суші або у водній акваторії.

Створення української ракети-носія для запуску космічних систем дистанційного зондуванням Землі – важливий інструмент для інформаційно-аналітичного забезпечення органів державного управління та швидкого отримання інформації про стан регіонів країни для прийняття необхідних управлінських рішень.

2. АНАЛІЗ ІСНУЮЧИХ АНАЛОГІВ ЛЕГКИХ РАКЕТ

Багатоступінчасті ракети-носії, призначені для виводу супутників, космічних кораблів, міжпланетних апаратів і орбітальних станцій, в залежності від енергетичних характеристик і здатності виводити на низьку навколоземну орбіту корисне навантаження відповідної маси, діляться на класи:

- легкі (вантажопідйомністю до 5 т);
- середні (від 5 до 20 т);
- важкі (від 20 до 100 т);
- надважкі (понад 100 т).

Ми розглянемо наступні ракети-носії легкого класу:

- Falcon 1;
- Firefly Alpha;
- Epsilon-2;
- Куайчжоу-1А;
- Пегас;
- Мінотавр-1.

2.1. Falcon 1

Falcon 1 - це двоступенева ракета-носій, яка працює на рідкому кисні і ракетному гасі (РП-1). Його розробили SpaceX для рентабельного транспортування супутників на низьку навколоземну орбіту. З цією метою SpaceX розробили Falcon 1 з мінімальною кількістю двигунів. В результаті на кожний ступінь доводиться тільки один двигун і тільки одна подія поділу ступенів на політ.

Також SpaceX використали систему утримання ракети перед випуском: після запуску двигуна першого ступеня Falcon утримується і не випускається в політ до тих пір, поки не буде підтверджена номінальна робота всіх силових

установок і систем. Автоматичне безпечне відключення і вивантаження палива відбувається при виявленні будь-яких відхилень від номінальних умов. Falcon користується перевагою простоти, маючи дві ступені і, отже, відбувається тільки одна подія поділу ступенів - мінімальна практична кількість. Всі болти поділу ступенів запускаються з резервуванням, повністю придатні для використання в космосі і не мають випадків відмов в попередніх ракетах-носіях.

Перший ступінь. Первинна конструкція зроблена з алюмінієвого сплаву космічного класу в градуйованому монококу, загальній переборці і зі стабілізованим польотним тиском. Ця конструкція являє собою суміш повністю стабілізованої по тиску конструкції, такий як Atlas II, і більш важкої конструкції з сітки, такий як Delta II. В результаті перший ступінь Falcon 1 здатний вловити масову ефективність стабілізації тиску, але уникнути труднощів при наземному обслуговуванні конструкції, нездатної витримати власну вагу.

Стінки паливних баків для гасу і рідкого кисню виготовлені з алюмінієвого сплаву 2219, мають загальну перегородку і є несучою конструкцією ракети.

У верхній частині ступені розташована парашутна система з гальмівного і основного парашутів, виготовлена компанією Irvin Aerospace. Планувалося, що перший ступінь після розстикування буде приводнюватися в океан за допомогою парашута, для подальших досліджень на предмет повторного використання, але успішного повернення ступені так жодного разу і не відбулося.

Розстикування ступенів проводилося за допомогою піроболтів і пневматичних штовхачів.

На першому ступені Falcon 1 встановлений один двигун Merlin. Інжектор голчастого типу, що лежить в основі Merlin 1C, був вперше використаний в програмі Apollo Moon для посадкового двигуна Lunar Excursion Module (LEM), одного з найбільш важливих етапів місії.

У двох перших запусках використовувався двигун Merlin 1A з абляційним охолодженням камери згоряння і сопла, з тягою на рівні моря близько 325 кН і близько 370 кН в вакуумі, питомим імпульсом 245 с на рівні моря і 290 с в вакуумі. З третього запуску був використаний більш потужний двигун Merlin 1C (рис. 2.1.1) с регенеративним охолодженням, з тягою на рівні моря близько 350 кН і близько 395 кН в вакуумі, питомим імпульсом 256 с на рівні моря і 302,5 с в вакуумі. Час роботи першого ступеня - 169 секунд.

Рис. 2.1.1. Двигун Merlin 1C

Єдиний двигун SpaceX Merlin 1C з рекуперативним охолодженням пускає в хід перший ступінь Falcon 1. Після запалювання двигуна першого ступеня Falcon утримується і не запускається в політ до тих пір, поки всі системи машини не будуть перевірені на нормальне функціонування перед запуском для зльоту.

Герметизація балона з гелієм забезпечується композитними балонами з інконелю з обгорткою від Arde Corporation, та ж модель, що використовується в ракеті Boeing Delta IV.

Розділення ступенів відбувається за допомогою розділових болтів з резервуванням і системи пневматичного штовхача.

Перший ступінь повертається на парашуті до місця посадки на воду, де її підбирає корабель як це робиться для твердопаливних ракетних прискорювачів Space Shuttle. Система відновлення парашута створена для SpaceX компанією Irvin Aerospace, яка також створює систему відновлення ракети-носія Shuttle.

Подача палива здійснюється через турбонасос з одним валом і подвійним робочим колесом, що працює за циклом газогенератора. Керосиновое паливо під високим тиском проходить через стінки камери згоряння і вихлопне сопло перед уприскуванням в камеру згоряння. Це забезпечує значне охолодження, дозволяючи двигуну працювати з більш високими характеристиками. Турбонасос також подає гас під високим тиском для гідравлічних приводів, усуваючи необхідність в окремій гідравлічній системі живлення. Крім того, включення вихлопного сопла турбіни забезпечує управління креном під час польоту.

Об'єднання цих трьох функцій в одному пристрої і перевірка його роботи до того, як транспортний засіб буде злітати, забезпечує значне підвищення надійності на рівні системи.

Завдяки питомому імпульсу вакууму 304 с, Merlin 1C є найпотужнішим з коли-небудь створених гасових двигунів з газогенераторних циклом, що перевершує головний двигун Boeing Delta II, головний двигун Lockheed Atlas II і нарівні з Saturn V F-1.

Дргуий ступінь. Під час перших двох запусків використовувався ступінь з паливними баками з алюмінієвого сплаву 2219, починаючи з третього запуску баків стали виготовляти з більш стійкого до криогенного впливу алюмінієвого сплаву 2014.

Ступінь оснащена одним двигуном Kestrel (рис. 2.1.2) з тягою в вакуумі 31 кН і питомим імпульсом 317 с. Двигун може бути запущений багаторазово. Для запуска двигуна використовують самозаймисту суміш триетилалюмінію і тріетілборана (TEA-TEB).

Kestrel побудований на основі штирьової архітектури і являє собою високоефективний вакуумний двигун низького тиску. Він не має турбонасоса і живиться тільки за рахунок тиску в баку.

Конструкція бака виготовлена з алюмінієво-літієвого сплаву, що володіє найвищим співвідношенням міцності до ваги з усіх алюмінієвих, і в даний час використовується в зовнішньому баку космічного корабля. Хоча продовжується пошук альтернатив в довгостроковій перспективі, для цього конкретного випадку він має найнижчу загальну масу системи серед усіх досліджених матеріалів, включаючи сумісні з рідким киснем суперсплави і композити.

Резервуари виготовлені з високою точністю з листового металу з вбудованими фланцями і отворами, що зводить до мінімуму необхідну кількість зварних швів. Всі основні кільцеві зварні шви виконуються автоматичним зварювальним апаратом, що знижує ймовірність помилки і забезпечує стабільну якість.

Герметизація гелію забезпечується композитними балонами з інконелю, обгорнутими в оболонку від Arde. В цьому випадку гелій також використовується в двигунах з холодним газом для управління орієнтацією і стабілізації палива, коли необхідний перезапуск.

Рис. 2.1.2. Двигун Kestrel

Kestrel абляційно охолоджується в камері і горловині та радіаційно охолоджується в соплі, яке виготовлено з високоміцного сплаву. Удар орбітального сміття або під час поділу ступенів просто пошкодив би метал,

але незначно вплинув би на роботу двигуна. Управління вектором тяги забезпечується електромеханічними приводами на куполі двигуна по тангажу і рисканні. Управління по крену (і управління орієнтацією на фазі вибігання) забезпечується двигунами, що працюють на холодному газі гелію [1].

Обтічник. Для запусків використовувався алюмінієвий обтічник висотою 3,5 м і діаметром 1,5 м, рис. 2.1.3.

Основні характеристики Falcon 1 приведено в табл. 1.

Таблиця 1. Основні характеристики Falcon 1

Основні характеристики	
кількість ступенів	2
довжина, м	21,3
діаметр, м	1,7
стартова маса, кг	27 670
маса корисного навантаження на ННО, кг	420
Перший ступінь	
двигун	Merlin 1C
тяга (рівень моря), кН	347
питомий імпульс (рівень моря), с	255
час роботи, с	169
пальне	гас
окислювач	рідкий кисень
Другий ступінь	
двигун	Kestrel
тяга (вакуум), кН	31
питомий імпульс (вакуум), с	317
час роботи, с	418
пальне	гас
окислювач	рідкий кисень

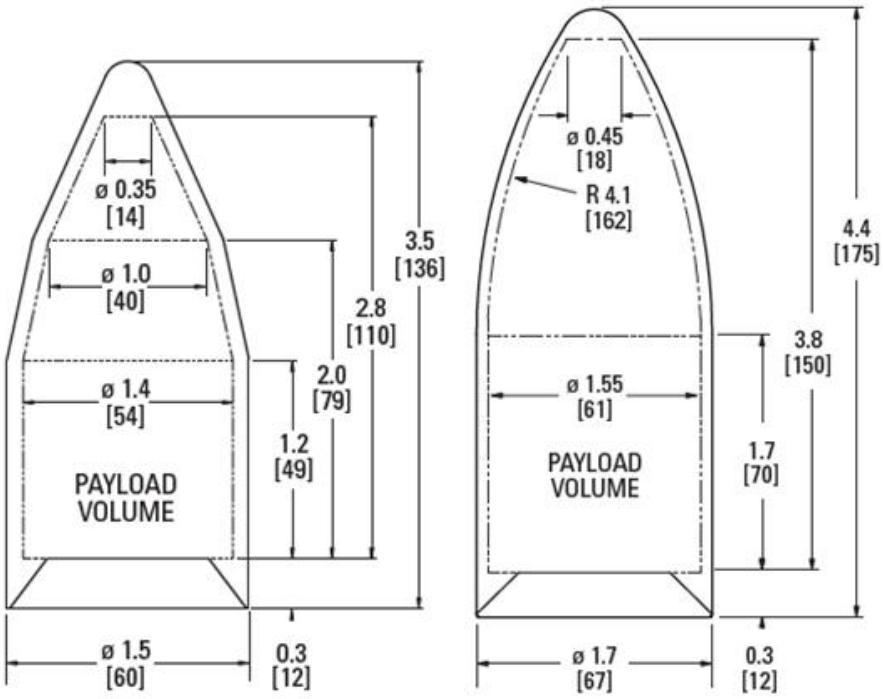

Рис. 2.1.3. Обтічник Falcon 1 (зліва) та Falcon 1e (справа)

2.2. Firefly Alpha

«Альфа» (рис. 2.2.1) початково була спроєктована компанією Firefly Space Systems, щоб встановлювати на її першому ступені ракетний двигун *FRE-2*, що містив 12 сопел, розташованих клиноподібно під кутом один до одного. Для другого ступеня планувався двигун *FRE-1* із одним звичайним соплом. Обидва рушії використовували б як пальне метан. Маса корисного вантажу на ННО мала складати 400 кг [2].

Рис. 2.2.1. Ракета-носій Firefly Alpha

Після того, як компанія збанкрутувала та була реорганізована у Firefly Aerospace, «Альфа» була перепроєктована. 15 березня 2018 року відбулося тестове увімкнення двигуна Lightning 1 протягом майже 5 хвилин на випробувальному стенді компанії біля містечка Бріггс, Техас.

На обох ступенях використовуються рідинні ракетні двигуни із елементами палива — гас RP-1/рідкий кисень. Охолодження двигунів — регенеративне (проходження пального через мідну трубочку навколо сопла). Reaver 1 та Lightning 1 належать до двигунів із відкритим циклом (Combustion tap-off cycle). Гарячий газ, що є робочим тілом для компактно розташованих на одному валу турбонасосних агрегатів, після проходження турбіною викидається назовні. Двигуни можуть дроселюватися на 20%. Lightning 1 здатний на один перезапуск.

Висота ракети — 29 м, діаметр обтічника КВ — 2 м. Його внутрішній об'єм 12,5 м³ дозволяє розмістити там до 6 CubeSat у конфігурації «другорядний вантаж». Корпус та паливні баки ракети виготовлені із композитного матеріалу, армованого вуглецевим волокном [3].

Рис. 2.2.2. Клиноповітряний ракетний двигун (зліва) та його камера згоряння (справа)

Так як сопло представляє собою зайву вагу із точки зору корисного навантаження, при цьому воно потрібно для направлення тяги та забезпечення правильної швидкості розширення вихлопних газів. Дана швидкість розширення залежить від зовнішнього тиску повітря, а для ракет цей тиск постійно змінюється. Відповідно традиційні сопла ефективні при оптимізації

тяги для заданого зовнішнього тиску повітря, але вони менш ефективні в інших точках траєкторії ракет.

В ракеті-носії Firefly Alpha використано клиноповітряний ракетний двигун, рис. 2.2.2. Його сопла здатні змінювати тиск газового струменя залежно від атмосферного тиску, який нижчає зі збільшенням висоти польоту. Двигун з таким типом сопла використовує на 25-30 % менше палива на низьких висотах, де зазвичай потрібна найбільша тяга. При визначеному тиску сопло не таке ефективне, як звичайні, але воно краще використовує аеродинаміку для підвищення ефективності у всьому діапазоні тисків польоту ракети.

Двигуни Firefly є самонагнітаючими і паливо використовується для забезпечення робочого тиску для двигуна. Це спрощує конструкцію і знижує вагу.

Двигуни першого і другого ступенів практично ідентичні, що спрощує виробництво. Перший ступінь також містить десять ідентичних сердечників двигуна, що полегшує масове виробництво. Конструкція з вуглецевого волокна робить конструктивну масу невеликою, що забезпечує максимальну вантажопідйомність [4].

Основні характеристики Firefly Alpha приведено в табл. 2.

Таблиця 2. Основні характеристики Firefly Alpha

Основні характеристики	
кількість ступенів	2
довжина, м	29
діаметр, м	1,82
стартова маса, кг	54 000
маса корисного навантаження на ННО, кг	1000
Перший ступінь	
довжина, м	18

діаметр, м	1,8
двигуни	4 x Reaver 1
тяга, кН	736,1
питомий імпульс (вакуум), с	295,6
пальне	гас RP-1
окислювач	рідкий кисень
Другий ступінь	
довжина, м	6
діаметр, м	1,8
двигун	Lightning 1
тяга, кН	70,1
питомий імпульс, с	322
пальне	гас RP-1
окислювач	рідкий кисень

2.3. Epsilon-2

Головною метою створення нової ракети-носія Epsolin (рис. 2.3.1) було зниження високої вартості запуску ракети «Мю-5», що становила 75-90 млн доларів США.

Впровадження нових технологій та оптимізація виробництва дозволили вдвічі знизити ціну ракети, а також значно скоротити час, необхідний на її створення та обслуговування, в порівнянні з «Мю-5». Так, час від підписання контракту на запуск супутника до старту скоротилося з трьох років до одного року, процес складання ракети-носія на стартовому майданчику зменшений з 42 до 7 днів, передстартовий відлік скорочений з 9 до 3 годин. Ракета оснащена сучасними комп'ютерами, завдяки чому перевірка і контроль готовності ракети до запуску відбуваються автоматично і майже не вимагають участі людини. Для забезпечення пуску ракети-носія «Епсілон» потрібно всього 8 осіб, для запуску колишніх ракет було необхідно близько 150 чоловік персоналу [5].

Епсілон - ракета-носій легкого класу має три або чотири ступеня, в залежності від вибору модифікації. Існує дві основні версії ракети: Епсілон, що запускалася лише одного разу, і Епсілон-2 - оновлена версія з поліпшеними характеристиками, яка є зараз основною.

Базова ракета Епсілон важила 91 тону і могла вивести на низьку навколоземну орбіту корисне навантаження масою до 1,2 тон.

Перший ступінь. В якості першого ступеня встановлено модифікований твердопаливний бічній прискорювач SRB-A3, який використовується на ракетах-носіях H-IIA і H-IIB. Замість конусовидного ковпака-обтічника, нагорі ступені закріплена проміжна секція довжиною 1,58 м, що вміщає сопло двигуна другого ступеня.

Висота ступеня становить 11,68 м (без проміжної секції), діаметр - 2,6 м, стартова маса - 75 500 кг. Ступінь розвиває середню тягу 2271 кН в вакуумі з питомим імпульсом 284 с. Час роботи ступені - 116 секунд.

Другий ступінь. На другому ступені використовується твердопаливний двигун M-34C, модифікована версія третього ступеня ракети-носія «Мю-5» РН M-V.

Діаметр ступеня 2,2 м, висота - 4,3 м, стартова маса - 12 300 кг. Тяга ступеня в вакуумі становить 371,5 кН, питомий імпульс 300 с. Час роботи - 105 секунд.

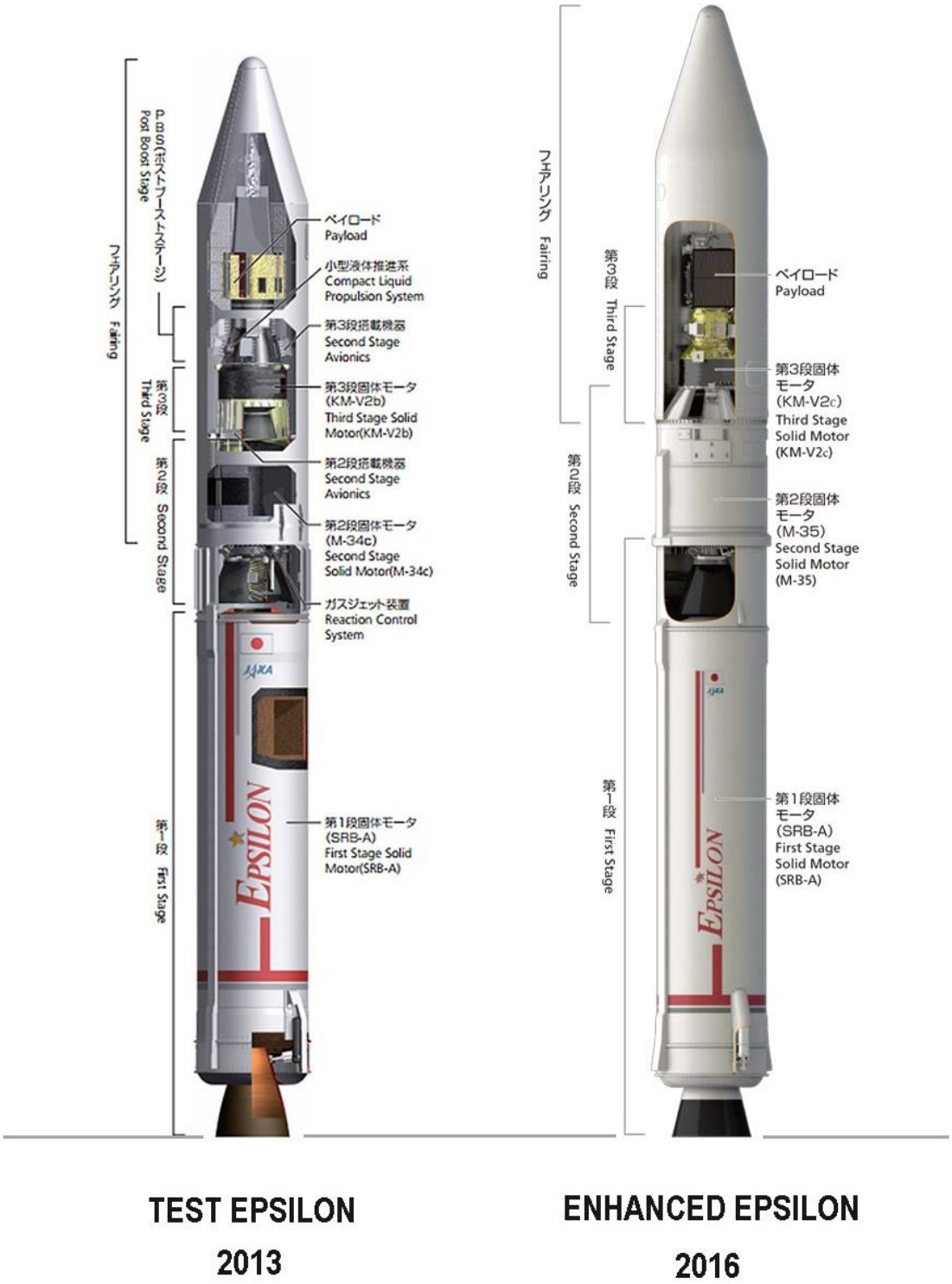

Рис. 2.3.1. Ракета-носій Epsilon початковий варіант (зліва) та підвищений варіант (справа)

Особливістю ступені є висувна соплова насадка, що розкладається після відстиковки першого ступеня і перед запалюванням другого, для підвищення ефективності роботи двигуна.

Третій ступінь. Для третього ступеня використовується твердопаливний двигун KM-V2b, модифікована версія четвертого ступеня ракети-носія «Мю-5».

Висота ступеня - 2,3 м, діаметр 1,4 м, стартова маса - 2,9 т. Середня тяга ступені в вакуумі становить 99,8 кН з питомим імпульсом 301 с. Ступінь також обладнаний висувною сопловою насадкою і працює протягом 90 секунд.

Зверху ступеня знаходиться циліндрична секція для монтажу обладнання EMS (англ. Equipment Mounting Structure), на зовнішній стороні якої розміщуються польотні комп'ютери, системи управління, навігації та телеметрії ракети-носія. До EMS приєднується адаптер корисного навантаження, а всередині секції можуть бути інтегровані елементи додаткового, четвертого ступеня.

Четвертий ступінь (опція). При необхідності більш точного виведення корисного навантаження на необхідну кругову орбіту може бути встановлений компактний рідинний ступінь CLPS (англ. Compact Liquid Propulsion Stage), який використовує в якості палива гідразин. Інша назва ступеня - PBS (англ. Post Boost Stage).

3 паливні баки діаметром 42 см розташовуються усередині секції EMS і вміщають близько 120 кг палива. Тяга рідинного ракетного двигуна становить 0,4 кН. Двигун може бути перезапущений багаторазово, загальний час роботи сягає 1,100 секунд. В якості системи орієнтації використовується набір маленьких гідразінових двигунів.

Головний обтічник. Обтічник кріпиться на проміжну секцію першого ступеня і приховує корисне навантаження, четверий, третій і другий ступені. Довжина обтічника становить 9,19 м, діаметр - 2,5 м, вага - близько 800 кг.

Епсілон-2. Після першого польоту ракета зазнала модифікації: загальна маса виросла до 95,1 т, довжина - до 26 м. Також зросли показники корисного навантаження. Покращена версія ракети-носія може вивести на ННО до 1500 кг, а на ССО - до 590 кг (з використанням четвертого ступеня CLPS).

Перший ступінь практично не зазнав змін, була лише збільшена висота проміжної секції до 2,32 м, щоб вмістити збільшилася сопло двигуна другого ступеня.

Основні зміни торкнулися другого ступеня, діаметр збільшився до 2,6 м, загальна маса виросла до 17 200 кг. Тяга нового двигуна М-35 збільшилася до 445 кН, час роботи ступеня зріс до 129 с. Висувну соплову насадку замінили стаціонарною, збільшивши загальну висоту ступені до 5,16 м. На відміну від попередньої версії, другий ступінь має власну зовнішню оболонку і не прикритий головним обтічником.

На третьому ступені використовується оновлений двигун KM-V2c, який також отримав стаціонарне сопло замість висувного, збільшивши за рахунок цього висоту ступені до 2,5 м; показники продуктивності ступеня не змінилися.

Опціональний четвертий ступінь CLPS на новій версії ракети-носія буде містити замість трьох паливних баків один збільшеного діаметру (65 см), місткість палива підвищиться до 145 кг, а максимальний час роботи ступеня - до 1300 секунд. Використання CLPS збільшує стартову масу ракети на 300 кг.

Головний обтічник залишився колишніх розмірів, але внутрішній обсяг для розміщення корисного навантаження збільшився за рахунок того, що обтічник тепер закріплюється на другий ступінь і приховує тільки третій, четвертий ступені [6].

Основні характеристики Epsilon-2 приведено в табл. 3.

Таблиця 3. Основні характеристики Epsilon-2

Основні характеристики	
кількість ступенів	3
довжина, м	26
діаметр, м	2,6
стартова маса, кг	95 100
маса корисного навантаження на ННО, кг	1500

Перший ступінь	
довжина, м	11,7
діаметр, м	2,6
двигуни	РДТТ
тяга, кН	2150
питомий імпульс, с	283,6
час роботи, с	109
Другий ступінь	
довжина, м	5,16
діаметр, м	2,6
двигун	РДТТ
тяга, кН	445
питомий імпульс, с	295
час роботи, с	129
Третій ступінь	
довжина, м	2,25
діаметр, м	1,45
двигун	РДТТ
тяга, кН	99,8
питомий імпульс, с	301
час роботи, с	89
паливо	НТРВ
Четверта ступінь (опціонально)	
двигун	ЖРД
тяга (вакуум), кН	0.4 кН
питомий імпульс, с	215
час роботи, с	до 1300
паливо	гідразин

2.4. Куайчжоу-1А

«Куайчжоу-1А» - китайська твердопаливна ракета-носій, розроблена для дешевого і швидкого запуску на орбіту невеликих супутників. Ракета створювалась з 2009 року компанією China Aerospace Science and Industry Corporation у співпраці з Харбінським технологічним інститутом на базі ракети середньої дальності Дунфен-21 [7].

Запуск ракети-носія проводиться за допомогою мобільної пускової установки і може бути виконаний з будь-якого космодрому Китаю. Підготовка до запуску потребує тільки 6 людини персоналу і може бути виконана протягом 24 годин.

Ракета має три твердопаливні ступеня з обладнаним рідинним ракетним двигуном верхнього ступеня і може виводити від 4 до 6 супутників на різні орбіти протягом одного запуску. Може бути використаний варіант головного обтічника діаметром 1,4 м. Дозволяє виводити на низьку навколоземну орбіту до 300 кг, на сонячно-синхронну орбіту висотою 500 км – 250 кг, висотою 700 км – 200 кг [8].

Основні характеристики Куайчжоу-1А приведено в табл. 4.

Таблиця 4. Основні характеристики Куайчжоу-1А

Основні характеристики	
кількість ступенів	4
довжина, м	19,4
діаметр, м	1,4
стартова маса, кг	30 000
маса корисного навантаження на ННО, кг	300
маса корисного навантаження на ССО, кг	250
Вартість виведення вантажу, дол./кг	20 000

2.5. Пегас

«Пегас» - американська крилата ракета-носій легкого класу з можливістю повітряного старту. Розроблена корпорацією Orbital Sciences Corporation.

Старт проводиться за допомогою спеціально обладнаного літака L-1011 Stargazer компанії Lockheed Corporation. Відділення ракети від літака-носія відбувається на висоті близько 12 км. Основну тягу двигуна створюють три основних ступеня ракети, які працюють на твердому паливі. У варіанті Pegasus HAPS доповнена блоком маневрування, працюючим на гідразині [9].

Маса носія – 18500 кг (Pegasus), 23 130 кг (Pegasus XL). Маса корисного навантаження, що виводиться на низьку навколоземну орбіту носієм до 443 кг. Вартість запуска на 2014 рік – 40 млн. дол.

Для запуску «Пегас», літак-носій злітає зі злітно-посадкової смуги із засобами підтримки та перевірки. Серед таких місць були Космічний центр Кеннеді / Станція ВВС мису Канаверал, Флорида; База ВПС Ванденберга та Центр досліджень польотів Драйдена, Каліфорнія; Політний комплекс Wallops, штат Вірджинія; Хребет Кваджалейн у Тихому океані та Канарські острови в Атлантиці.

Досягнувши заздалегідь визначеного часу, місця та швидкості, літак випускає «Пегас». Через п’ять секунд вільного падіння перша ступінь запалюється. Дельта-крило на 45 градусів (з вуглецевої композитної конструкції та подвійного клинового профілю) сприяє нахилу та забезпечує певний підйом. Хвостові ребра забезпечують рульове управління для польоту першого ступеня, оскільки двигун Orion 50S не має насадки для векторизації тяги.

Приблизно через 1 хвилину та 17 секунд двигун Orion 50S згоряє. Висота та гіперзвукова швидкість апарату перевищують 61 км. Перший ступінь відпадає разом з поверхнею крил і хвоста, а другий етап запалюється. Orion 50 горить приблизно 1 хвилину 18 секунд. Управління здійснюється шляхом

векторизації тяги двигуна Orion 50 навколо двох осей, кроку та повороту; Контроль крену забезпечується азотними рушіями на третьому ступені.

На півдорозі польоту другого етапу пускова установка досягає майже вакуумної висоти. Обтічник розділяється і відпадає, випускаючи корисне навантаження і третій ступінь. Після прогорання двигуна другого ступеня стек стоїть до досягнення відповідної точки на своїй траєкторії, залежно від місії. Потім Orion 50 відкидається, і двигун Orion 38 третього ступеня запалюється. Він також має сопло для векторизації тяги, за допомогою азотних рушіїв для валка. Приблизно через 64 секунди третій ступінь вигорає.

Іноді додається четвертий ступінь для більшої висоти, точнішої точності висоти або більш складних маневрів. HAPS (допоміжна силова установка для гідразину) оснащена трьома перезавантажуваними гідразиновими силовими установками гідразину. Як і при подвійних запусках, HAPS зменшує фіксований обсяг, доступний для корисного навантаження [10].

Основні характеристики Пегас приведено в табл. 5.

Таблиця 5. Основні характеристики Пегас

Основні характеристики	
кількість ступенів	3
довжина, м	16,9
діаметр, м	1,27
стартова маса, кг	18 500
маса корисного навантаження на ННО, кг	4430

2.6. Мінотавр-1

Мінотавр-1 – американська легка твердопаливна ракета-носій, призначена для запуска на низьку навколоземну орбіту малих космічних апаратів. Перший M55A1 і друга SR19 ступені були запозичені з балістичної ракети LGM-30F «Мінітмен-2», третя Orion 50XL і четверта Orion 38, а також головний обтічник і система керування з ракети-носія Pegasus-XL.

Передбачена опціональний п'ятий ступінь HAPS для виводу декількох супутників. Маса корисного навантаження складає 580 кг на орбіту висотою 185 км і нахилом 28,5°; або 310 кг на сонячно-синхронну орбіту висотою 740 км [11],[12].

Основні характеристики Мінотавр-1 приведено в табл. 6.

Таблиця 6. Основні характеристики Мінотавр-1

Основні характеристики	
кількість ступенів	4
довжина, м	19,21
діаметр, м	1,67
стартова маса, кг	36 200
маса корисного навантаження на ННО, кг	580
маса корисного навантаження на ССО, кг	310

Висновки до розділу

В розділі «Аналіз існуючих аналогів легких ракет» ми розглянули ракети-носії легкого класу, їх вантажопідйомність не перевищує 5 т. Розглянуті ракети-носії призначені для оперативного виведення космічних апаратів невеликої маси.

Це наступні ракети-носії:

- Falcon 1 – вантажопідйомність 420 кг;
- Firefly Alpha – вантажопідйомність 1000 кг;
- Epsilon-2 – вантажопідйомність 1500 кг;
- Куайчжоу-1А – вантажопідйомність 300 (250) кг;
- Пегас – вантажопідйомність 4430 кг;
- Мінотавр-1 – вантажопідйомність 580 (310).

3. ВИБІР КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНОЇ СХЕМИ

Наша ракета-носій матиме два ступені, оскільки це достатньо для виводу корисного навантаження на ННО. Одноступінчаста ракета не володітиме достатньою вантажопідйомністю та дальністю польоту, а от при виводі багатоступінчастої ракети кожний двигун наступного ступеня буде працювати на великій висоті в умовах меншої щільності повітря. Але для виводу КН на ННО трьох ступенів буде забагато, до того ж зі збільшення числа ступенів надійність ракети буде знижуватись.

Виберемо схему з послідовним з'єднанням ступенів – вона матиме найменшу стартову масу в порівнянні з іншими схемами за рахунок простоти вузлів з'єднання, порівняно невеликі збурення при розділі ступенів, невеликий лобовий аеродинамічний опір, простий стартовий пристрій та можливість простого монтажу та демонтажу, що важливо на етапі транспортування ракети-носія від місця виготовлення до місця старту.

Двигуні установки ракети будуть створювати тягу, яка забезпечуватиме політ ракети. Стартовий ступінь матиме твердопаливний ракетний двигун. Стартовий двигун має привести ракету в рух із стану готовності до пуску, придати їй необхідне прискорення і розігнати до необхідної швидкості на заданому інтервалі. На другому ступені знаходитиметься рідинний ракетний двигун, який запускається після відокремлення першого ступеня і працює до кінця активної ділянки польоту.

На першому ступені буде встановлено органи аеродинамічної стабілізації з електроприводами. Органами керування другого ступеня слугуватимуть керовані сопла.

3.1. Визначення масових характеристик ракети

На даному етапі ми використовуємо статистичні дані по відносним масам елементів конструкції ракети-носія.

Щоб знайти необхідну масу палива першого ступеня для розгону до швидкості 2000 м/с другого ступеня з корисним навантаженням 200 кг, скористаємось формулою Ціолковського:

$$V = V_г \ln(1 + z),$$

де $V_г$ – швидкість витікання газів, $m_п = 2700$ м/с;

$z = \frac{m_т}{m_к}$ – число Ціолковського, дорівнює відношенню маси робочого запасу палива $m_т$ до кінцевої маси $m_к$ першого ступеня.

Так як для твердопаливних двигунів $z = \frac{m_п}{m_к} \leq 7 \div 8$, а маса конструкції згідно аналогам дорівнює $m_к \approx 2130$ кг.

Звідси маємо масу палива $m_п = 17040$ кг.

Маса першого ступеня $m_0 = 19170$ кг.

Маса конструкції типового ракетного блоку містить наступні складові:

Маса хвостового відсіку.

Оскільки силові потоки від двигунів передаються через корпус хвостового відсіку, то маса цього корпусу буде пропорціональна стартовій масі ракети:

$$m_{хв} = k_{хв} * m_0,$$

де $k_{хв} = 0{,}004 \ldots 0{,}006$ – статистичний коефіцієнт пропорційності;

m_0 – початкова маса ступеня.

Тоді, маса хвостового відсіку, кг:

$$m_{хв} = 0{,}005 * 19170 = 95{,}85$$

Маса конструкції паливних відсіків.

Маса конструкції паливних відсіків вважається пропорційною маси палива, кг:

$$m_{пв} = k_{пв} * m_{п} = 0{,}06 * 17040 = 1022{,}4$$

Також визначимо *масу приборів системи керування*.

Вона визначається для ракетного блоку останнього ступеня ракети-носія і вважається пропорційною початковій масі цього ступеня, кг:

$$m_{ск} = k_{ск} * m_{II} = 0{,}003 * 6494 = 19{,}5$$

де $k_{ск}$ – коефіцієнт пропорційності, $k_{ск} = 0{,}002 \dots 0{,}006$;

m_{II} – маса другого ступеня, згідно аналогам.

3.2. Вибір параметрів корпусу ракети-носія

Корпус ракети сприймає складні зовнішні навантаження, піддається дії атмосфери, коливання температури навколишнього середовища.

Складні умови роботи, зменшення робочих перерізів для зниження маси конструкції і, одночасно, необхідність забезпечення високої надійності і безпеки роботи обумовлюють необхідність використання високоміцної конструкційної сталі.

Вона повинна володіти поєднанням високих міцнісних і пластичних властивостей, в даному випадку високою границею текучості та границею міцності, корозійною стійкістю за рахунок легування.

Для корпусу нашої ракети-носія ми обрали високоміцну сталь КВК-32, яка використовується для виготовлення зварних та розкатаних безшовних обичайок, днищ, вузлів ємностей виробів разової дії, що працюють короткочасно під внутрішнім тиском без значних концентрацій напруг. Дана сталь легована хромом (1,8-2,2%) та нікелем (0,6 – 0,9%).

Однак для зменшення маси конструкції прискорювача ми застосуємо двохшарову конструкцію. Разом зі сталлю КВК-32 буде використовуватись вуглепластик ВКУ-25. Даний вуглепластик виготовляють методом автоклавного формування з препрегу на основі епоксидного зв’язуючого ВСЕ-1212 і вуглецевих волокон марки HTS-45 12k E23 фірми Toho Tenax [13].

Знаючи матеріал, з якого буде виготовлений корпус, знайдемо товщину стінок корпусу, м:

$$\delta_{\text{ст}} = \frac{P_{max} D n_{\text{з}}}{2\sigma_{\text{т}}},$$

де P_{max} – тиск, що діє на стінки корпусу, Па;

D – діаметр корпусу, м;

$n_{\text{з}}$ – коефіцієнт запасу, приймається 1,2…1,3;

$\sigma_{\text{т}}$ – границя допустимої напруги, МПа, для сталі КВК-32 $\sigma_{\text{т}} = 900$, для вуглепластика ВКУ $- 25$ $\sigma_{\text{т}} = 2180$.

Звідси отримаємо товщину шару зі сталі КВК-32 $\delta_{\text{ст}} = 5$ мм та товщину шару із вуглепластика ВКУ-25 = 8 мм. Товщина стінки $\delta_{\text{ст}} = 0.013$ м.

Під час польоту на надзвуковій швидкості виникатиме кінетичний нагрів корпусу ракети. Кінетичний нагрів обумовлений взаємодією з високотемпературним шаром на границі з поверхнею – температура тіла зростає через аеродинамічний нагрів, що викликаний в’язкістю повітря і його стисканням на лобових поверхнях.

Кінетичний нагрів ракети вже при досягненні числа Маха = 5 буде складати понад 800°С, така температура є більшою за критичну для обраних матеріалів корпусу.

Виходячи з цього, корпус ракети-носія необхідно захистити від нагрівання. Для цього використовуються теплозахисні покриття.

Ми використаємо теплозахисне покриття на основі базальтових волокон, товщиною 2 мм.

Базальтові волокна виготовляють шляхом плавлення базальтових порід і перетворення їх розплаву у волокна.

Базальтові волокна мають високу стійкість до дії навколишнього середовища і агресивного середовища, високих температур і вогню, мають

стійкість до вібрацій. Вони мають високі електроізоляційні і термоізоляційні властивості, що обумовлює широке їх використання в авіаційній і космічній техніці.

Діапазон температур тривалого застосування базальтових волокон від – 200^0С до + 600^0С, вони є негорючими і вогнестійкими, при пожежі витримують дію полум’я і температур +900 – +1000^0С, а також не виділяють диму.

Також цей матеріал має низьку собівартість, екологічно чистий, не містить шкідливих речовин.

Висновки до розділу

В даному розділі ми обрали конструктивно-компоновочну схему ракети. Ракета-носій буде двохступенева з послідовним з'єднанням ступенів.

Ми визначили масові характеристики ракети та параметри корпусу ракети носія. Корпус ракети складатиметься з шару високоміцної сталі КВК-32 та з шару вуглепластика ВКУ-25. Товщина стінки складатиме $\delta_{\text{ст}} = 13$ мм.

4. ПРОЄКТУВАННЯ ПРИСКОРЮВАЧА

Вихідні дані РДТП:

- Паливо: типу ПД-17/18;
- Тиск в камері зрогяння, p: $150*10^6$ Па
- Відносна газова постійна пального, R: 328 Дж/кг*К
- Температура продуктів згоряння в камері двигуна, T: 3100 К
- Показник адіабати пального, k: 1,17

Твердопаливні двигуни відносять до хімічним або термохімічним ракетним двигунам. Вони працюють по принципу перетворення потенційної хімічної енергії палива в кінетичну енергію витікаючих з двигуна газів.

В ракетних двигунах компоненти палива – пальне і окислювач – транспортуються разом з двигуном. Тому сила тяги двигуна не залежить ні від швидкості, ні від властивостей навколишнього середовища, тому ракетний двигун – єдиний двигун, придатний для космічних і міжпланетних польотів. Ракетні двигуни працюють як на рідкому паливі, так і на твердому. Ракети з двигуном на твердому паливі володіють перевагою в тому, що вони можуть заправлятися задовго до запуску і тривалий час знаходитись на стартових площадках для використання в будь-який момент [14].

Ракетні твердопаливні двигуни широко використовуються через їх високу надійність, простоту експлуатації і постійну готовність до використання. Вони також мають і ряд недоліків, наприклад: залежність швидкості горіння твердого ракетного палива від початкової температури плавного заряду, низьке значення питомого імпульсу і складність регулювання тяги в широкому діапазоні.

Ракетний двигун складається з корпусу, заряду ТРП, соплового блоку, органів керування вектором тяги, системи запуску, вузлів відсічення тяги і вузлів аварійного вимкнення. В конструкції РДТП весь запас палива одного ступеня розташовується в камері згоряння двигуна, стінки камери згоряння і сопла не охолоджуються, а корпус двигуна є несучим.

Корпус РДТП представляє собою міцну оболонку циліндричної форми, виготовлений з металу – це основний силовий елемент твердопаливного двигуна і всієї двигуної установки. В корпусі міститься міцно скріплений з ним заряд твердого палива. При нагріві палива від запальника окремі складові палива вступають між собою у хімічну реакцію окислення-відновлення і паливо згоряє. При цьому утворюється газ з високим тиском і температурою.

Заряд твердого палива представляє собою блок відповідної форми і розмірів, розміщений в камері згоряння двигуна. Форма заряду і розмірі мають забезпечувати при горінні заданий час роботи, значення секундного розходу і зміну тяги в часі.

Приклад компоновочної схеми РДТП зображена на рис. 4.1

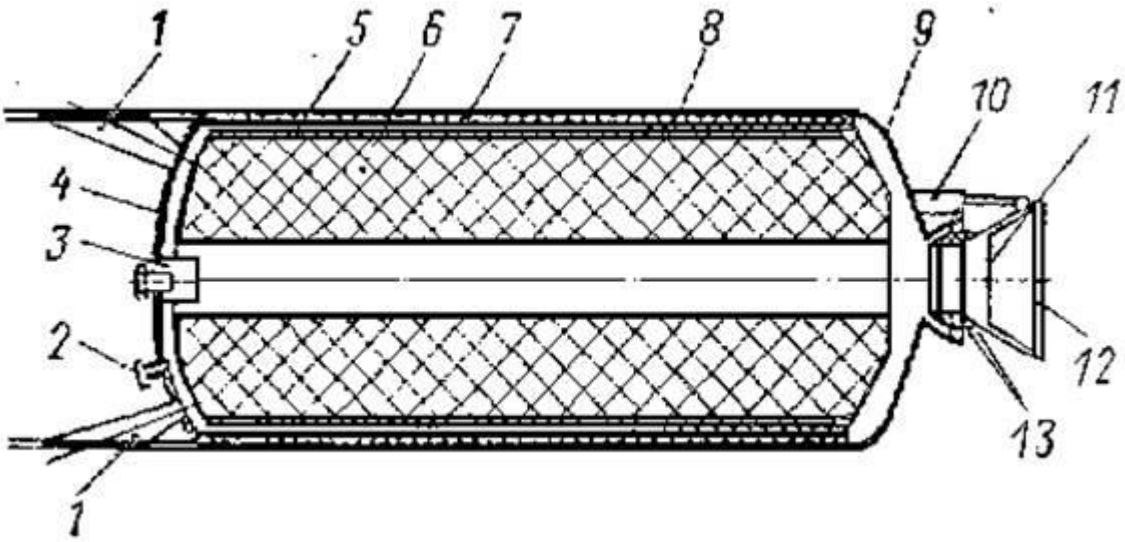

Рис. 4.1. Компоновочна схема РДТП [14]:

1 – реверсивні сопла з заглушками; 2 – датчики руху; 3 – запальник; 4 – переднє днище; 5 – ТЗП; 6 – заряд твердого палива; 7 – обичайка; 8 – деталі кріплення заряду в двигуні; 9 – соплове днище; 10 – привід повороту сопла; 11 – заглушка; 12 – поворотне сопло; 13 – сопловий вкладиш.

Розрізняють два основних способи розміщення заряду твердого палива в камері двигуна: вкладний і скріплений зі стінками камери згоряння.

Ми будемо використовувати РДТП зі вкладеним зарядом, що горить по внутрішнім поверхням. Приклад такого двигуна наведено на рис. 4.2.

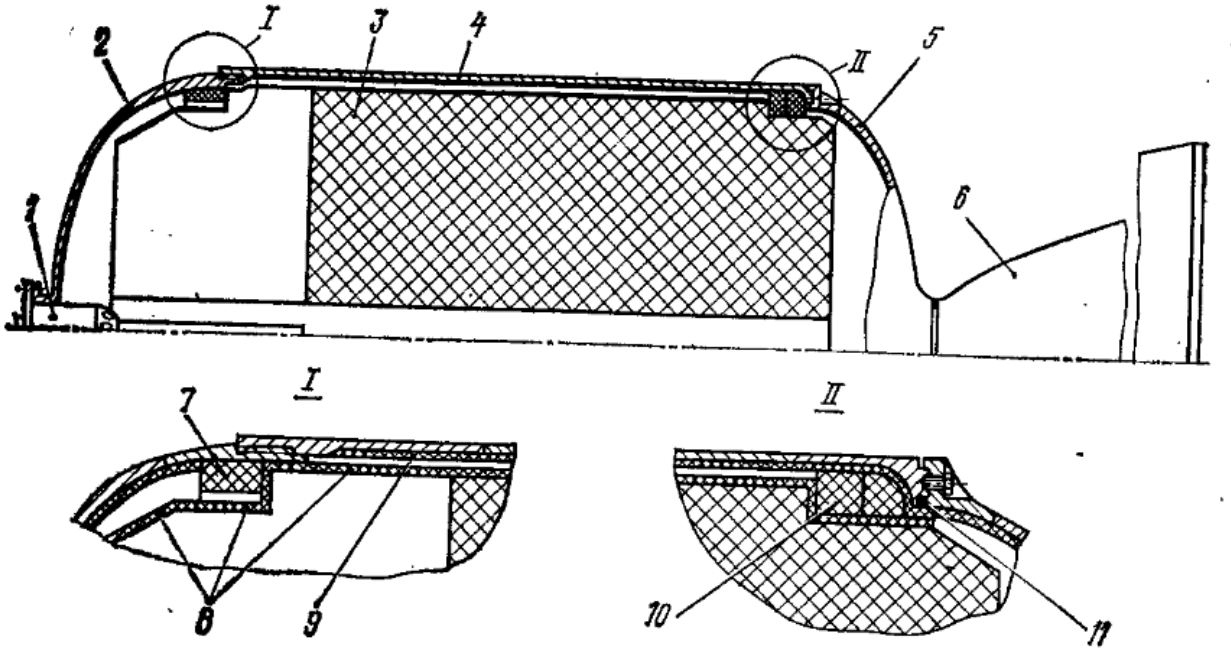

Рис. 4.2. РДТП зі вкладеним зарядом, що горить по внутрішній поверхні: 1 – пристрої займання; 2 – переднє днище; 3 – заряд твердого палива; 4 – корпус; 5 – заднє днище; 6 – розтруб сопла; 7 компенсатор; 8 – бронююче покриття; 9 – теплозахисне покриття; 10 – задній упор; 11 – фланцеве з’єднання.

Двигун із таким зарядом складається із корпусу і заряду, встановленого в камері згоряння між переднім упором та сопловою решіткою. Горіння в такому двигуні відбувається по всім поверхням (зовнішній, внутрішній і торцевій), а гарячі гази омивають внутрішню поверхню стінки камери згоряння.

Запальник встановлюється в передній частині двигуна, в цьому випадку гази, що утворилися при горінні запальника, будуть рухатися до сопла вздовж всієї поверхні заряду, створюючи найкращі умови для займання. Корпус запальника виготовляється з тонкостінного матеріалу (частіше з алюмінієвого листа товщиною 0.3 мм), який встановлюється в тримач.

В процесі експлуатації РДТП відбувається зміна температури навколишнього середовища. Це приводить до зміни температури і розмірів

заряду. З цього витікає необхідність залишати гарантований зазор між опорам і зарядом, що не є прийнятним з точки зору експлуатації. Тому на заміну їм встановлюють компенсуючі пристрої, що утримують заряд від переміщень в поздовжньому напрямку, вони дозволяють видовжуватись заряду і не порушувати цілісність корпусу.

Герметизація корпусу відбувається за допомогою прокладок (резинових, паронітових або металічних) в місцях роз'єму і герметизуючої діафрагми в розтрубі сопла.

Реактивне сопло приєднане до корпусу РДТП. В ньому газ, що утворився від запалювання палива, розганяється до швидкості вище швидкості звуку. В результаті виникає сила тяги, протилежно направлена витіканню газового струму [16].

Вимогами до твердого палива для РДТП є наступні: висока надійність, малі габарити і стартова маса, забезпечення питомого імпульсу (тобто висока теплопровідність), висока щільність, а також хімічна стабільність і постійність фізичних властивостей.

Цим вимогам відповідають сумішні тверді палива, які широко застосовують для РПТП. Вони представляють собою суміш твердого пального і окислювача, які змішуються зі зв'язуючим, щоб забезпечити когезію і гомогенність.

Для нашого твердопаливного двигуна буде використано паливо типу ПД-17/18, в якому зв'язуючим пальним є полівінілізопренуретан з кінцевими епоксидними групами [17].

Механічні і теплофізіичні властивості сумішного палива наведені в табл. 7 [18]

Таблиця 7. Властивості сумішного палива

Характеристика	Величина
Міцність при розтязі, кг/мм^2	0,09
Коефіцієнт лінійного термічного розширення, 1/град	(0,5 – 1,5) 10^{-4}

Питома теплоємність, ккал/кг*град	0,30
Коефіцієнт теплопровідності, ккал/см*с*град	(0,7 – 0,75) 10^{-6}
Коефіцієнт температуропровідності, $см^2/с$	$0{,}30*10^{-4}$
Питома вага, $г/см^3$	1,7 – 1,9

4.1. Розрахунок прискорювача

Знайдемо питомий імпульс, м/с:

$$I_{\text{пит}} = I_{\text{пит.станд}} \sqrt{\frac{1-(\frac{p_c}{p_k})^{\frac{k-1}{k}}}{1-(\frac{p_c}{p_k})_{\text{станд.}}^{\frac{k-1}{k}}}} = 2700 \sqrt{\frac{1-(\frac{0.08}{10})^{\frac{1.17-1}{1.17}}}{1-(\frac{1}{40})_{\text{станд.}}^{\frac{1.17-1}{1.17}}}} = 2976,$$

де $p_{c.\text{станд}}$ та $p_{\text{к.станд}}$ – тиск на зрізі сопла та в камері згоряння стандартне, згідно характеристикам палива.

Секундна масова витрата, кг/с:

$$\dot{G} = \frac{P_{\text{сер}}}{I_{\text{пит}}} = \frac{100000}{2976} = 33{,}59$$

Визначимо швидкість горіння палива, м/с:

$$V_{\text{гор}} = 5{,}75 * {p_k}^{0{,}4} = 5{,}75 * 10^{0{,}4} = 0{,}0144$$

Звідси знайдемо площу горіння, яка забезпечить масову витрату, $м^2$:

$$S_{\text{гор}} = \frac{\dot{G}}{pV_{\text{гор}}} = \frac{33{,}59}{1700 * 0{,}0144} = 1{,}372$$

Визначимо силу тяги для двигуна першого ступеня, кН:

$$F_{\text{тяги}} = G * I_{\text{пит}} = 33{,}59 * 2976 = 99{,}96$$

Для знаходження площі критичного перетину сопла $S_{\text{кр}}$ використовуємо необхідне значення тиску в камері згоряння p:

$$S_{\text{кр}} = \frac{G\sqrt{RT}}{B_k p}$$

де R – відносна газова постійна пального;

T – температура продуктів згоряння в камері двигуна;

B_k – перемінна, що залежить від показника адіабати пального k. Знаходиться за формулою:

$$B_k = \sqrt{k}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = \sqrt{1{,}17}\left(\frac{2}{1{,}17+1}\right)^{\frac{1{,}17+1}{2(1{,}17-1)}} = 0{,}643$$

Тоді:

$$S_{\text{кр}} = \frac{33{,}59\sqrt{318 * 3100}}{0{,}643 * 10 * 10^6} = 0{,}05 \text{ м}$$

Знайдемо відповідну площі горіння $S_{\text{гор}}$, м^2:

$$S_{\text{гор}} = \frac{G}{V_{\text{гор}}\rho\left(1 - \frac{p}{\rho RT}\right)} = \frac{33{,}59}{0{,}0144 * 1700 * \left(1 - \frac{10 * 10^6}{1700 * 318 * 3100}\right)} = 1{,}372 \text{ м}$$

де ρ – густина пального, кг/м^3.

Площа горіння, розрахована вище, співпадає зі знайденою (погрішність 0,6%).

4.1.1 Параметри заряду

Зіркоподібний заряд РДТП (рис. 4.1.1-а) має поверхню горіння, утворену внутрішнім каналом зіркоподібного перерізу. Горіння заряду іде лише по внутрішнім поверхням, що створює умови для запобігання нагріву стінок камери згоряння.

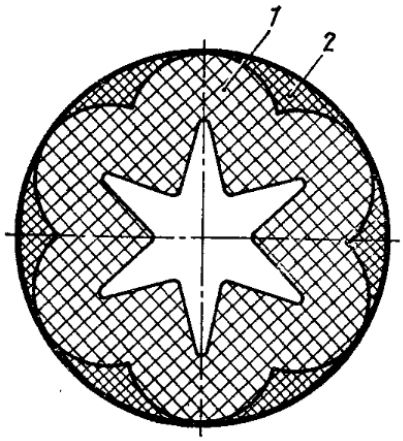

Рис. 4.1.1-а. Перетин заряду із зіркоподібним каналом:
1 – паливо; 2 – пінопластові вставки.

Горіння зіркоподібного заряду можна розділити на три фази (рис. 4.1.1-б):

1. Горіння по двом умовним ділянкам – дузі і прямій;
2. Після зникнення прямолінійної ділянки горіння продовжується по дузі зі змінним кутом φ;
3. Фронт горіння досягає камери згоряння, заряд розпадається на дегресивно-палаючі останки, які догоряють при зниженні тиску, що супроводжується зниженням питомого імпульсу і тяги двигуна.

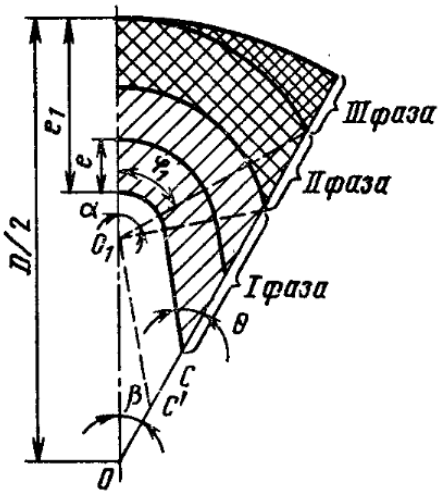

Рис. 4.1.1-б. Фазові зміни поверхні горіння заряду із зіркоподібним каналом

Знайдемо площу каналу заряду, м^2:

$$S_{\text{кан}} = \frac{S_{\text{гор}}}{\text{X}} = \frac{1{,}372}{100} = 0{,}014$$

де X – коефіцієнт Побєдоносцева, який враховує основні ефекти витікання газу вздовж заряду.

Знайдемо діаметр вільного проходження газів, м:

$$d_{\text{віл}} = \sqrt{\frac{4S_{\text{кан}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 * 0{,}014}{3{,}14}} = 0{,}132$$

Звод заряду, м:

$$e = \frac{D - d_{\text{віл}}}{2} - \delta_{\text{тзп}} - \delta_{\text{ст}} = \frac{3{,}6 - 0{,}132}{2} - 0{,}02 - 0{,}025 = 1{,}689$$

де D – зовнішній діаметр двигуна, м;

$\delta_{\text{тзп}}$ – товщина теплозахисного покриття, м;

$\delta_{\text{ст}}$ – товщина стінки, м.

Визначимо час згоряння заряду, с:

$$\tau_{\text{згор}} = \frac{e}{V_{\text{гор}}} = \frac{1{,}689}{0{,}0144} = 117{,}6$$

Діаметр заряду, м:

$$d_{\text{з}} = D - d_{\text{віл}} - 2(0{,}02 + 0{,}025) = 3{,}38$$

Знайдемо довжину бака з твердим паливом, м:

$$l_{\text{пал}} = \frac{w}{S_{\text{пал}}} = \frac{110}{6.29} = 17.48$$

де w – об’єм твердого палива, м^3;

$S_{\text{пал}}$ – площа попередчного перерізу заряду палива, м^2.

Приймемо кількість щілин n = 6, а периметр щілин $\Pi_{\text{щ}} = 7$ м.

Тоді довжина щілини, м:

$$l_{щ} = \frac{П_{щ}}{2n} = \frac{7}{2 * 6} = 0{,}58$$

4.1.2. Параметри сопла

Задача соплового блоку РДТП, який може складатись з одного сопла або декількох – перетворити теплову енергію продуктів згоряння палива в енергію кінетичну. А сопло призначено для розгону робочого тіла з метою створення тяги.

В критичному перетині потік газу набуває швидкості звуку і в частині, що розширяється потік досягає надзвукової швидкості.

Сопло РДТП зображено на рис. 4.1.2.

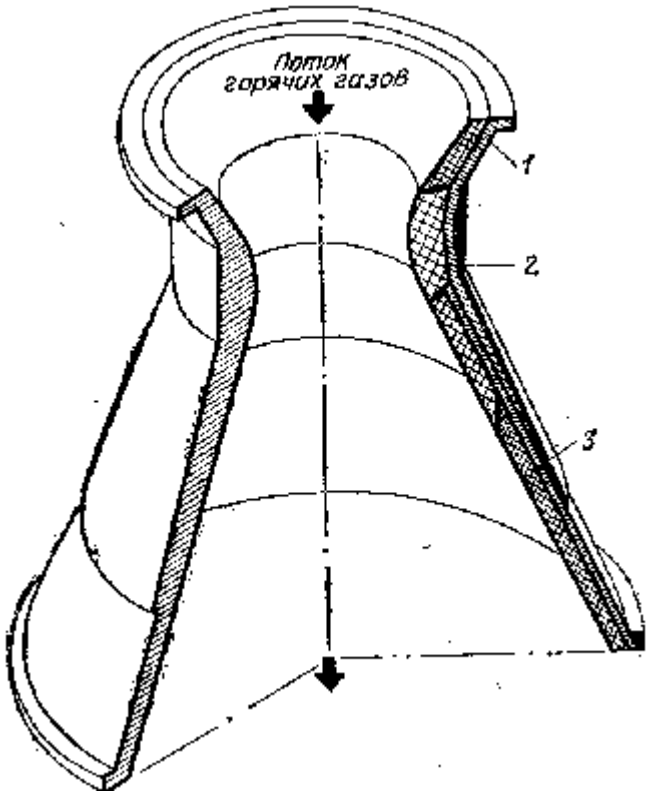

Рис. 4.1.2. Сопло РДТП [19]:

1 – зовнішня оболонка; 2 – внутрішня оболонка; 3 – теплоізоляційна оболонка.

В пункті 4.1 ми знайшли площу критичного перетину сопла $S_{кр}$. Тепер знайдемо діаметр мінімального перетину сопла, м:

$$d_{\text{мін}} = \sqrt{\frac{4S_{\text{кр}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 * 0{,}05}{\pi}} = 0.8$$

Визначимо ступінь розширення сопла:

$$\bar{S} = \frac{(\frac{2}{k+1})^{\frac{1}{k-1}} * \sqrt{\frac{k-1}{k+1}}}{(\frac{p_c}{p_k})^{\frac{1}{k}} * \sqrt{1 - (\frac{p_c}{p_k})^{\frac{k-1}{k}}}} = \frac{(\frac{2}{1{,}17+1})^{\frac{1}{1{,}17-1}} * \sqrt{\frac{1{,}17-1}{1{,}17+1}}}{(\frac{0.08}{10})^{\frac{1}{1{,}17}} * \sqrt{1 - (\frac{0.08}{10})^{\frac{1{,}17-1}{1{,}17}}}} = 15$$

Площа на зрізі сопла, м^2:

$$S_{\text{с}} = S_{\text{кр}} * \bar{S} = 0.05 * 15 = 0.75$$

Звідси діаметр на зрізі сопла, м:

$$d_c = \sqrt{\frac{4S_{\text{с}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 * 0{,}75}{3{,}14}} = 3$$

Критична швидкість продуктів згоряння, м/с:

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{2 * \frac{k}{k+1} RT} = \sqrt{2 * \frac{1{,}17}{1{,}17+1} 318 * 3100} = 1031$$

Висновки до розділу

В розділі «Проєктування прискорювача» ми розрахували параметри РДТП, визначили його характеристики. Для нашої ракети-носія буде використано РДТП зі вкладеним зарядом, паливо марки ПД-17/18. Ми знайшли питомий імпульс двигуна, секундну витрату палива, визначили площу горіння.

Заряд для РДТП буде із зіркоподібним каналом. Для нього ми визначили геометричні параметри і час згоряння заряду.

Також ми визначили параметри сопла двигуна, його геометричні характеристики.

5. КОМПОНОВКА ПЕРЕХІДНИХ ВІДСІКІВ

Перехідний відсік між першим і другим ступенем буде виконаний за схемою з гарячим розділення. При такій схемі маршовий двигун другого ступеня запускається перед закінченням роботи двигуна першого ступеня.

На рис. 5.1. зображена схема сил, що діють на ракетні блоки при гарячому розділенні, та діаграма зміни цих сил в часі з урахуванням перехідних процесів.

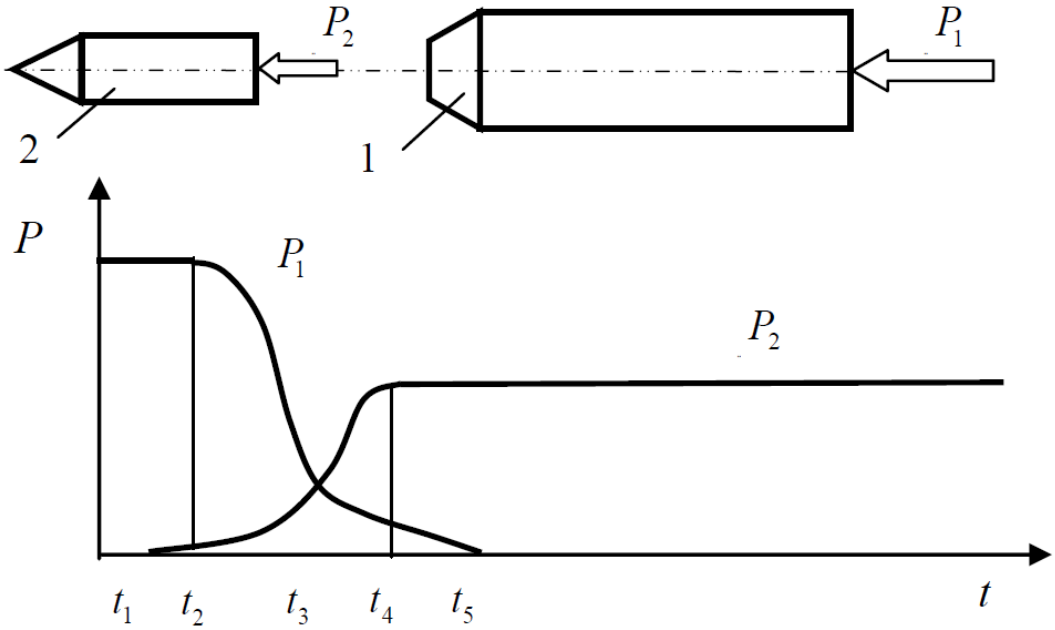

Рис. 5.1. Схема і діаграма сил, діючих на ракетні блоки при гарячому розділенні:

1 – ракетний блок першого ступеня; 2 – ракетний блок другого ступеня.

На даній схемі моменти часу відповідають початку або завершенню вмикання або вимикання кожного з двигунів.

Перехідний відсік буде виконаний у вигляді ферменої конструкції, рис. 5.2.

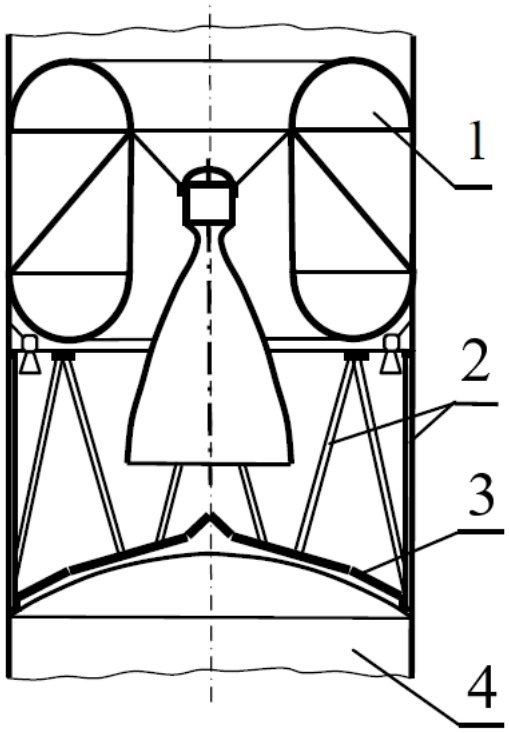

Рис. 5.2. Перехідний відсік:

1 – ракетний блок другого ступеня; 2 – перехідна ферма; 3 – теплозахисний екран; 4 – ракетний блок першого ступеня.

Верхня частина нижнього ракетного блоку повинна бути екранована міцним теплозахисним екраном, оскільки вогняний струм газів із сопла працюючого двигуна може пошкодити днище баку ракетного блоку, розташованого нижче, і розділення ракетних блоків буде нештатним. Для виходу газів зріз сопла двигуна, що запускається, повинен знаходитись на деякій відстані від теплозахисного екрану.

Відстань між зрізом сопла двигуна і захисним екраном визначається як $L_c \geq 0{,}25 d_c$, де d_c – діаметр сопла двигуна другого ступеня, $d_c = 1{,}95$ м. Тоді $L_c = 0{,}48$ м.

Перевагами схеми з гарячим відокремленням є висока надійність запуску маршового двигуна ракетного блоку верхнього ступеня і висока надійність самого розділення. Недоліком є необхідність встановлення відносно важких теплозахисних екранів [20].

Висновки до розділу

В даному розділі ми обирали перехідний відсік між першим і другим ступенем ракети-носія. Перехідний відсік буде виконаний за схемою з гарячим розділення у вигляді ферменої конструкції.

Висота перехідного відсіку складатиме $L_c = 0{,}48$ м

6. РОЗРАХУНОК СТАБІЛІЗУЮЧОГО ОПЕРЕННЯ

Для забезпечення стійкого польоту ракети-носія буде використано стабілізуюче оперення, яке буде змінювати своє положення за рахунок електроприводів.

Ексцентриситет ракети, м:

$$E = \frac{\xi}{100} * x_{\text{к}} = \frac{15}{100} * 24 = 3{,}6$$

де ξ – запас стійкості, $\xi = 15\%$

$x_{\text{к}}$ – довжина корпусу.

Координата центру тяжіння ракети: $x_{\text{цт}} = 12$ м

Тоді координата центра тиску ракети, м:

$$x_{\text{цтиск}} = x_{\text{цт}} + E = 12 + 3{,}6 = 15{,}6$$

Коефіцієнт підйомної сили ракети складатиме $C_Y = 0{,}040$

Коориднатa центра тиску корпусу:

$$x^{\text{к}}_{\text{цтиск}} = 0{,}5 * \ x_{\text{к}} = 12$$

Оскільки $x_{\text{цтиск}} = \frac{c^{\text{к}}_y * x^{\text{к}}_{\text{цтиск}} + c^0_y * x^0_{\text{цтиск}}}{c^{\text{к}}_y + c^0_y}$, тоді $c^0_y = \frac{c^{\text{к}}_y * (x^{\text{к}}_{\text{цтиск}} - x_{\text{цтиск}})}{x_{\text{цтиск}} - x^0_{\text{цтиск}}}$.

Якщо $x^0_{\text{цтиск}} = 25$ м

Тоді $c^0_y = \frac{0{,}04 * (12 - 15{,}6)}{15{,}6 - 25} = 0{,}015$

Знайдемо коефіцієнт підйомної сили:

$$c^0_y = \frac{1{,}84 * \ \pi * \lambda_0 * \alpha}{2{,}4 + \lambda_0},$$

$$\frac{1{,}84 * \ \pi * \lambda_0 * \alpha}{2{,}4 + \lambda_0} * \frac{S_0}{S_{\text{м}}} = 0{,}015$$

Тоді,

$$S_0 = S_м * 0{,}015 * \frac{2{,}4 + \lambda_0}{1{,}84 * \ \pi * \lambda_0 * \alpha} =$$

Якщо $\lambda_0 = 1{,}5$, а мідель ракети, мм^2:

$$S_м = \frac{\pi * d^2}{4} = \frac{3{,}14 * 360^2}{4} = 101787$$

Тоді, площа стабілізуючого оперення, мм^2:

$$S_0 = 101787 * 0{,}015 * \frac{2{,}4 + 1{,}5}{1{,}84 * \ \pi * 1{,}5 * \alpha} = 17168$$

Площа пера стабілізатора для хрестоподібного оперення, мм^2:

$$S_0' = \frac{S_0}{2 * 1{,}43} = 6003$$

Стабілізатор буде мати трапецевидну форму в плані, рис. 6.1.

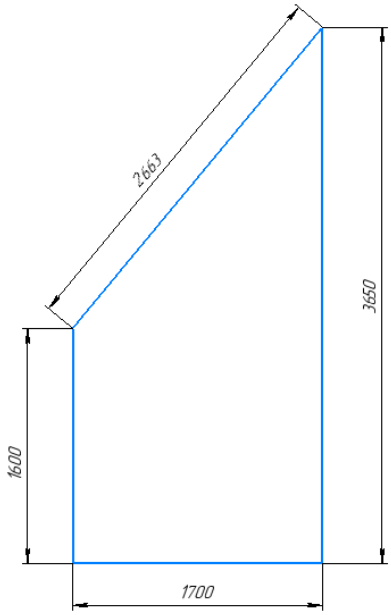

Рис. 6.1. Стабілізуюче оперення ракети-носія

Висновки до розділу

В даному розділі ми запроєктували хрестоподібне стабілізуюче оперення для ракети-носія, що забезпечить її стійке положення під час польоту.

Оперення буде змінювати своє положення за рахунок електроприводів.

7. МАСОВЕ ЗВЕДЕННЯ

На початковому етапі розрахунку маси ракети-носія ми користувались опорним значенням початкової маси і маси агрегатів. Тому стартову масу визначають методом ітерацій. Спочатку ми задаємо опорні значення на основі даних прототипу, вирішуємо задачу балістичного проєктування і формуємо нове значення початкової маси.

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

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

$$m_{об} = \pi * d_{об} * l_{кз} * \delta_{об} * \rho_{об} = 3{,}14 * 3{,}6 * 17{,}48 * 0{,}0013 * (7870 + 1550) = 2420$$

де $d_{об}$ – діаметр обичайки, м;

$l_{кз}$ – довжина камери згоряння, м;

$\delta_{об}$ – товщина стінки, м;

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

Маса днищ ракетного двигуна

Масу двух днищ вираховують по формулі, кг:

$$m_{дн} = 2 * \psi_{дн}\left(\frac{\pi * d_{об}^2}{4}\right)\delta_{дн} * \rho_{дн} = 2 * 1{,}2\left(\frac{\pi * 3{,}6^2}{4}\right)0{,}03 * 570 = 420$$

де $\delta_{дн}$ – середня товщина днищ, м;

$\rho_{дн}$ – щільність матеріалу, кг/м^3;

$\psi_{дн}$ – множник, що враховує випуклість днищ, $\psi_{дн} = 1{,}5$.

Розрахувавши параметри сопла РДТП, знайдемо м*асу соплового блоку.*

Сопловий блок складається з розтрубу, втулки з вкладишем. Розглядаючи розтруб сопла як усічений конус з кутом при вершині $2\beta_c$, і відношенням площин $\bar{S} = S_a/S_{\text{кр}}$, масу соплового блоку m_c вираховують за формулою, кг:

$$m_c = S_{\text{кр}} * \left[(\bar{S} - 1) * \left(\frac{\delta * \rho}{sin\beta_c}\right) + B\right] = 0{,}05 * \left[(15 - 1) * \left(\frac{180}{0{,}89}\right) + 2880\right] = 285{,}5$$

де $\delta * \rho$ – добуток середньої товщини розтрубу на середню плотність матеріалу. За статистичними даними для сопел із склопластика $\delta * \rho \approx$ 50*$d_{\text{об}}$ = 50*3,6 = 180 кг/м^2.

В – коеффцієнт, що враховує масу стакану і груші, для сопел без груші $B \approx$ 800*$d_{\text{об}}$ = 2880 кг/м^2.

$S_{\text{кр}}$ – площа критичного перетину, $S_{\text{кр}} = 0{,}05$ м^2.

Тоді маса прискорювача $m_{\text{п}}$= 21866 кг.

Знайдемо масу конструкції приладного відсіку.

Вважається пропорційною початковій масі ракети-носія і максимальному значенню перевантаження, яке має місце в кінці роботи першого ступеня:

$$m_{\text{кпв}} = k_{\text{кпв}} * m_{\text{п}} * n_I^{max},$$

де $k_{\text{кпв}}$ – коефіцієнт пропорційності, визначається за статистикою, $k_{\text{кпв}} = 0{,}0005 \ldots 0{,}0007$;

n_I^{max} – максимальне значення перевантаження через відомі проєктні характеристики:

$$n_I^{max} = k_{\text{в}} * n_I * z_I = 1{,}15 * 1{,}35 * 9 = 13{,}9$$

$k_{\text{в}}$ – коефіцієнт висотності двигуна (для двигунів ракетних блоків перших ступенів $k_{\text{в}} = 1{,}12 \ldots 1{,}18$);

n_I – початкове перевантаження першого ступеня ($n_I = 1{,}15 \ldots 1{,}50$);

z_I – число Ціолковського першого ступеня.

Тоді, маса конструкції приладного відсіку, кг:

$$m_{\text{кпв}} = 0{,}0006 * 21866 * 13{,}9 = 180 \qquad [21]$$

За результатами попередніх розрахунків мас основних елементів конструкції ракети-носія складемо попереднє масове зведення [22].

Довжина ракети-носія складає 27,4 м.

Масове зведення представлене в табл. 8.

Таблиця 8. Масова зводка

Найменування складової частини	Маса, кг
Головний обтічник	120
Корисне навантаження	200
Ракетний блок другого ступеня	6494
Другий ступінь	6814
Ракетний блок першого ступеня	
Перехідник	100
Обичайка двигуна	2420
Паливо	17040
Сопловий блок	285,5
Днища двигуна	180
Хвостовий відсік	95,85
Паливні відсіки	1022,4
Сума по РБ першого ступеня	21966
Ракета-носій	28780

Висновки до розділу

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

Ми визначили масу прискорювача $m_{\text{п}} = 21866$ кг і загальну стартову масу ракети-носія $m_0 = 28780$ кг. При цьому маса другого ступеня з корисною масою складає $m_{\text{II}} = 6814$ кг.

8. ВИБІР СХЕМИ ДРУГОГО СТУПЕНЯ І ОБТІЧНИКА

8.1. Другий ступінь

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

РРД мають найвищій питомий імпульс серед ракетних двигунів хімічного складу. Він складає понад 4500 м/с для пари кисень + водень, і 3500 м/с для пари гас + кисень.

Також вони мають високу керованість по тязі. Величину тяги можна змінювати у великому діапазоні, регулюючи витрату палива, а також повністю зупиняти двигун і знову запускати його, що є неможливим для твердопаливних двигунів. Дана властивість є необхідною під час маневрування у космосі.

Двигунна установка другого ступеня буде аналогічна компоновці ракети-носія «Зеніт-2». Вона складатиметься з двох РРД – маршового РД-120 і рульового РД-8.

РРД РД-120 (рис. 8.1.1) був розроблений в НВО «Енергомаш». Він виконаний по схемі з допалюванням окислювального газу. Камера представляє собою зварно-паяну конструкцію з плоскою багатофорсунковою змішувальною головкою. Її зовнішнє і внутрішнє охолодження здійснюється пальним. Турбонасосний агрегат – двоблочний і розташований вертикально. Перший блок містить осьову одноступінчасту газову турбіну і насос кисню, а в другому блоці розміщені насоси гасу. Безкавітаційну роботу ТНА забезпечують бустерні насосні агрегати.

Окислювальний газогенератор працює на основних компонентах палива і охолоджується киснем. Керування роботою РРД забезпечують автоматичні і пневмокеровані клапани, регулятори тяги і дросель.

Рис. 8.1.1. РРД РД-120

Основні характеристики РРД РД-120 наведені в табл. 9 [23]

Таблиця 9. Основні характеристики РД-120

Характеристика	Величина
Повна маса, кг	1285
Суха маса, кг	1125
Висота, м	3,87
Діаметр, м	1,95
Тяга двигуна в пустоті, кН	833
Питомий імпульс в пустоті, м/с	3432
Тиск в камері згоряння, МПа	16,2
Час роботи, с	до 360

РД-8 (рис. 8.1.2) — рульовий чотирьохкамерний рідинний ракетний двигун одноразового увімкнення, з турбонасосною подачею палива.

Розроблений в КБ «Південне». Він створюватиме тягу і керуватиме польотом другого ступеня РН по всім каналам стабілізації до повного виведення корисного навантаження на ННО.

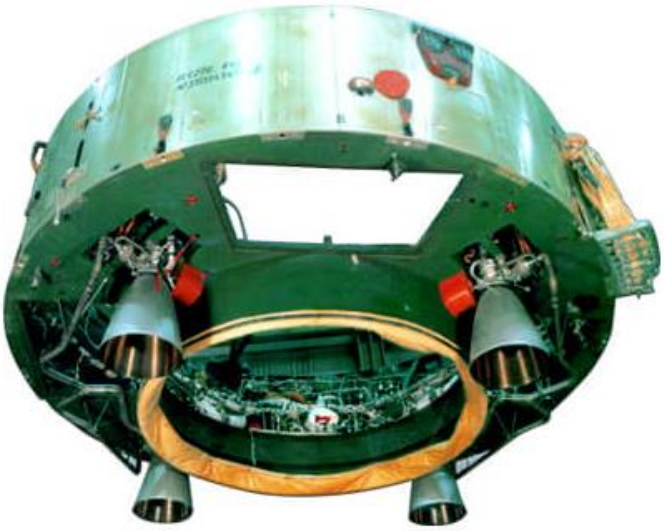

Рис. 8.1.2. Рульовий рідинний двигун РД-8

Керування польотом здійснюється гойданням кожної камери двигуна в одній площині на кут ±33°. Використання в якості органів керування рульових двигунів істотно спрощує конструктивну схему двигунної установки, дозволяючи відмовитись від складної карданної підвіски для маршових двигунів. Найбільш раціональним в даному випадку є використання чотирьох рульових двигунів з одновісною шарнірною підвіскою.

Використання двигунів з шарнірною підвіскою забезпечують можливість плавної зміни керуючих моментів і ефективне використання їх тяги.

Рульовий двигун з турбонасосною системою подачі компонентів палива, виконаний по схемі з допалюванням генераторного газу. При такій схемі в РРД відносно низькотемпературні продукти газогенерації, що отримуються з основних компонентів палива, після початку роботи в турбіні напрямляються в камеру двигуна для допалювання. Такі РРД не мають втрати питомого імпульсу, що обумовлено приводом ТНА.

Робоче тіло турбіни турбонасосного агрегату – окислювальний газ, що виробляється в газогенераторі при згорянні компонентів палива. При запуску пневмостартер розкручує ротор ТНА.

Компоненти палива в камерах згоряння і в газогенераторі спалахують за допомогою пускового пального. Двигун підтримує задану тягу і регулює відношення компонентів палива. Сигналізатори тиску, що встановлені в РД-8, видають команду на вимкнення при відпрацюванні компонентів із баків ракетного носія [24].

Технічні характеристики чотирьохкамерного РРД РД-8 другого ступеня РН наведені в табл. 10.

Таблиця 10. Основні характеристики чотирьохкамерного РД-8

Характеристика	Величина
Тяга в пустоті, тс	8
Питомий імпульс тяги в пустоті, кгс*/кг	342
Питомий імпульс двигуна, м/с	3355
Маса	380
Абсолютний тиск в камері згоряння, кгс/см^2	78
Абсолютний тиск на зрізі сопла камери, кгс/см^2	0,05
Масове відношення компонентів палива	2,4
Точність підтримки тяги, %	±4,5
Діапазон регулювання масового співвідношення компонентів палива, %	±8
Компоненти палива: - окислювач - пальне	 рідкий кисень гас
Запалювання палива в газогенераторі і камерах двигуна	пусковим пальним

Мінімальний абсолютний тиск компонентів палива на вході в двигун, кгс/см^2: - окислювача (при температутрі - 175°С) - пального (при температурі 12°С)	3,35 1,0
Кут відхилення камер, кут град.	±33
Час роботи, с	280
Гарантійний ресурс роботи, с	3300

8.2. Головний обтічник

Головний обтічник призначений для захисту КА від аеродинамічних та теплових навантажень під час проходження ракети-носія через щільні шари атмосфери.

Тепловий потік, який виникає при проходженні ракети через щільні шари атмосфери, визиває нагрів поверхні головного обтічника. На рис. 8.2.1. зображено розподілення температури по поверхні ГО.

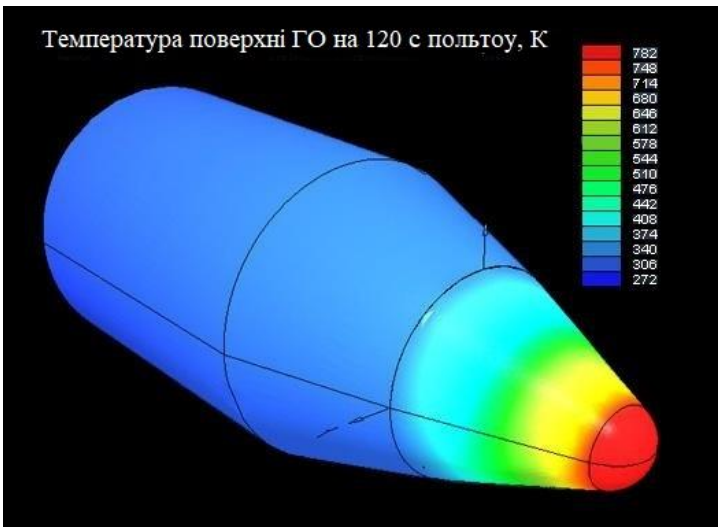

Рис. 8.2.1. Розподілення температури по поверхні ГО

Висока температура, що діє на носову частину ГО обумовлює необхідність використання ТЗП з асбопластика або склопластика.

Головний обтічник представляє собою тіло обертання, що складається з носової частини у вигляді конуса і циліндричної частини. ГО складається з двох однакових стулок, поєднаних між собою по поздовжньому стику механічними замками.

Кожна стулка представляє собою панель, що містить поздовжній і поперечний силовий набір (стрингери, шпангоути і діафрагми) і обшивку, що поєднуються між собою за допомогою заклепок, болтів, фітингів і кронштейнів [25].

Відокремлення головного обтічника для звільнення корисного навантаження на ННО відбуватиметься за допомогою пружинних штовхачів. Приклад такого відокремлення наведено на рис. 8.2.2.

Рис. 8.2.2. Відокремлення головного обтічника [26]

Об’єм головного обтічника можна вирахувати на основі статистичних даних по щільності компоновки корисного навантаження і коефіцієнта незаповненості головного обтічника. Ми можемо вирахувати об’єм в першому наближенні:

$$w_{го} = k_{го} w_{кн},$$

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

$w_{кн}$ – об’єм корисного навантаження. Його ми вирахуємо за формулою, м^3:

$$w_{кн} = \frac{m_{кн}}{p_{кн}} = \frac{200}{500} = 0{,}4$$

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

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

Тоді,

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

Довжина обтічника складатиме 2 м.

Висновки до розділу

В розділі «Вибір схеми другого ступеня і обтічника» ми обрали для другого ступеня ракети двигуну установку, що складатиметься з двох РРД – маршового РД-120 і рульового РД-8, обидва двигуни виробляються в ПО «Южмаш ім. Макарова». Двигуни працюватимуть на гасі і рідкому кисні.

Також ми розрахували параметри обтічника, що буде відокремлюватись для звільнення корисного навантаження на ННО за допомогою пружинних штовхачів.

9. ОПИС ПОЛЬОТУ

9.1. Перевірка на досягення першої космічної швидкості

Для того, щоб космічний апарат став супутником Землі, тобто обертався по орбіті і на падав на поверхню Землі, йому необхідно придати найменшу початкову швидкість. Поблизу поверхні Землі при відсутності атмосфери перша космічна швидкість $V_{\text{пкш}} \approx 7{,}91\,\frac{\text{км}}{\text{с}}$. Але для досягнення ННО з поверхні Землі, окрім першої космічної, потрібні додаткові 1,5 – 2 км/с через аеродинамічні та гравітаційні втрати, тобто загалом треба досягти швидкості приблизно 9,4 км/с.

Швидкість ракети після відпрацювання двигуна першого ступеня V_I знаходимо за формулою, м/с:

$$V_I = I_{\text{пит1}} \ln\left(\frac{m_0}{m_{\text{к}I}}\right),$$

де $I_{\text{пит1}}$ – питомий імпульс двигуна першого ступеня, м/с:

m_0 – стартова маса ракети, кг;

$m_{\text{к}}$ – маса ракети після відпрацювання двигуна першого ступеня.

Тоді,

$$V_I = 2976 * \ln\left(\frac{28780}{6814}\right) = 4287{,}5 \text{ м/с}$$

Знайдемо кінцеву швидкість ракети, м/с:

$$V_{II} = V_I + I_{\text{пит2}} \ln\left(\frac{m_0}{m_{\text{к}II}}\right),$$

$$V_{II} = 4287{,}5 + 3432 * \ln\left(\frac{6814}{200}\right) = 13850$$

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

9.2. Політ ракети

Ракета стартує з Землі і летить до висоти 50 км. Кут нахилу траєкторії в кінці активної ділянки складає 1 – 1,2°. Приблизно на 155 секунді польоту на висоті 54 км блок першого ступеня і запускається двигун другого ступеня

ракети. Відділений блок через 7-8 хвилин має приземлитися в заданому районі не далі ніж 400 км від старту. Блок може оснащуватись парашутною системою повернення.

Другий ступінь після досягнення орбітальної швидкості на висоті близько 400-500 км завершує свою роботу і звільнивши корисне навантаження гальмується атмосферою і згоряє.

Для досягнення висоти 700 км, на якому працює КА типу «Січ-2», можна оснастити супутник двигунною системою.

Висновок до розділу

В даному розділі ми розрахували, що наша ракета зможе розігнатися більше ніж до першої космічної швидкості і вивести корисне навантаження на ННО. Також ми описали як ракета-носій здійснюватиме свій політ.

10. НОВИЗНА І ПЕРЕВАГИ

Створення спроєктованою нами ракети-носія легкого класу дозволить Україні самостійно виводити свої супутники, не прибігаючи до послуг іноземних компаній і реалізовувати запуски в коротший час. Всі попередні супутники, до запуску нано-супутника, створеного в НТУУ «КПІ ім. Сікорського», запускалися українськими ракетами-носіями «Зеніт», «Циклон» та «Дніпро».

Постановка задачі створення української ракети носія стане поштовхом для збільшення науково-виробничої бази в країні. База для виробництва в Україні вже існує і потрібно буде лише розширяти та створювати підприємства, які виготовлятимуть комплектуючі, що раніше необхідно було купувати закордоном.

Також це стане нагодою для ще більшого розширення технічних навчальних закладів, де виховуватимуться кадри для роботи на даних підприємствах.

Наразі перед багатьма країнами світу постала задача оперативних запусків космічних апаратів для воєнних та наукових цілей, яку вирішують саме ракети-носії легкого класу. Проектування, виготовлення та експлуатація їх може бути доступною для України як технічно, так і економічно, оскільки запуск може бути здійснений не в умовах космодрому, а зі стартового пристрою, який може бути розміщений на суші або у водній акваторії практично в будь-якому місці з мінімізацією зон відчуження в момент старту.

Особливу роль для України відіграють космічні системи дистанційного зондування Землі, інформація від яких - важливий елемент інформаційно-аналітичного забезпечення у сфері прийняття державних рішень, як це відбувається у більшості розвинених країнах світу.

Тож забезпечити це можливо за рахунок серійного виробництва мікросупутників та виробництво ракети-носія, що буде формувати групи супутників на орбіті та обслуговувати їх – і все в межах України.

Ці задачі може вирішити спроектована нами ракета-носій. Її вантажопідйомність складає понад 180 кг, що достатньо для виведення супутника ДЗЗ або групи нано-супутників. Вона матиме два ступені з послідовним з'єднанням, що необхідно і достатньо для ефективного і надійного виведення КА.

Для першого ступеня буде використаний двигун, що працює на твердому паливі. Хоча він і має масу більшу за масу рідкісного двигуна, він володіє необхідними для нас перевагами, наприклад:

- його структурна простота і висока надійність;
- велика тяга і щільність палива;
- мала трудомісткість виготовлення і можливість автоматизації виробництва його основних складових частин;
- можливість довготривалого зберігання, а значить і його постійна готовність до запуску;
- простота експлуатації і підготовки до запуску:
- безпечність через відсутність токсичних матеріалів;
- невисока порівняно з РРД собівартість виготовлення і експлуатації.

Для другого ступеня ми обрали двигуни, що виготовляються на українському підприємстві «Південний машинобудівний завод» ім. А. Макарова. В якості маршового двигуна буде використано РРД РД-120, а в якості рульового – РД-8. Використання існуючих двигунів зменшить витрати на проектування, а також стане фактором підтримки вітчизняного виробництва.

Згідно з планами Державної космічної агенції в 2021-2025 роках буде реалізовано космічну програму України. Дана програма передбачає вступ України в Європейську космічну агенцію, запуск супутника Січ 2-30 в 2021 році, створення групи з семи супутників та заходи з будівництва українського космодрому.

Створення української ракети-носія буде сприяти виконанню даної і наступних програм і стане надважливим фактором розвитку української

космонавтики. А створення власного космодрому дозволить зробити повністю автономним процес виробництва-запуску українських космічних апаратів.

Висновки до розділу

В даному розділі ми розглянули переваги спроєктованої нами ракети та необхідність її створення. Вона допоможе вирішити проблему оперативних запусків космічних апаратів з території України, а її компоновочна схема дозволить зробити даних процес ефективним та економічним.

ВИСНОВОК

В даному дипломному проєкті ми розробили двоступінчасту ракету-носій легкого класу, що має доставляти на низьку навколоземну орбіту космічні апарати дистанційного зондування Землі масою 200 кг (типу Січ-2).

Стартовий ступінь ракети-носія матиме твердопаливний двигун, що працюватиме на паливі ПД-17/18. Заряд двигуна буде вкладеним, канал – зіркоподібний.

Другий ступінь працювати на рідкому паливі. Маршовим двигуном для нього ми обрали РРД РД-120, а в якості рульового – чотирьохкамерний РД-8.

Корпус ракети буде виконаний з шарів високоміцної сталі КВК-32 і вуглепластику ВКУ-25 і покритий теплозахисним покриттям на основі базальтових волокон.

Ми провели проєктування прискорювача ракети-носія, визначили параметри заряду і параметри сопла, розрахували їх геометричні характеристики.

Перехідний відсік між першим і другим ступенями, який буде у вигляді ферменої конструкції, ми обрали зі схемою з гарячим розділенням. Для забезпечення стійкості польоту на ракету ми запроєктували стабілізуюче оперення.

Список використаних джерел

1. https://web.archive.org/web/20081107081603/http://www.spacex.com/falcon1.php
2. https://uk.wikipedia.org/wiki/Firefly_%CE%B1
3. https://firefly.com/launch-alpha/
4. https://www.spaceflightinsider.com/missions/commercial/firefly-aerospace-demos-its-lightning-1-engine-to-sxsw-crowd/
5. https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/epsilon/
6. https://space.skyrocket.de/doc_lau/epsilon.htm
7. http://www.spaceflightfans.cn/event/kuaizhou-1a-rocket-launch-jilin-1-gaofen-02f-satellite
8. https://space.skyrocket.de/doc_lau/kuaizhou-1.htm
9. https://spaceflightnow.com/2014/11/20/pegasus-rocket-selected-to-launch-icon-satellite/
10. https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2777&context=smallsat
11. https://www.webcitation.org/66BWSQaLI?url=http://www.orbital.com/SpaceLaunch/Minotaur/
12. https://www.webcitation.org/66BWR42aJ?url=http://www.astronautix.com/lvs/minotaur.htm
13. http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=886
14. Шебалин О. Д. Физические основы механики и акустики: Учеб. Пособие. – М.: Высш.школа, 1981. – 114 с.
15. https://studopedia.ru/8_167517_komponovochnaya-shema-rdtt.html
16. Я.М. Паушкин. Ракетные топлива/ Б.И. Трифонов. – Ракетная и космическая техника. – Москва: Мир, 1975. – С. 8–12. – 188 с.
17. А.С. Ермилов, Э.М. Нурулаев, Г.В. Куценко. Ракетные твердые топлива. Ракетные двигатели на твердом топливе. – Пермский национальный исследовательский политехнический университет, 2012. – 18 с.

18. А. И. Силантьев. Твердые ракетные топлива. – М.: Воениздат. – 44 с.
19. http://wmpt.narod.ru/tt4.htm
20. В. И. Куренков. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. – Самара: СГАУ, 2012. – 123 с.
21. А. Д. Припадчев. Расчет массы и размеров летательных аппаратов. – Оренбург, 2013. – 24 с.
22. В.И. Куренков. Конструкция и проектирование изделий ракетно-космической техники. – Самара, 2012. – 156 с.
23. http://engine.space/dejatelnost/engines/rd-120/?sphrase_id=29604
24. https://yuzhnoye.com/technique/rocket-engines/marching/rd-8/
25. https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fairings/
26. http://mpr.omskportal.ru/oiv/mps/god-nauki/deyatel_nauki.html