

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

«На правах рукопису»

УДК 629.7

До захисту допущено:

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

«__» _____ 2021 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Літаки і вертольоти»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Ракета-носій комерційного призначення»

Виконав:

студент II курсу, групи АЛ-01мп

Кутузов Антон Андрійович _____

Керівник:

Доцент, к.т.н.,

Бондаренко Олександр Миколайович _____

Рецензент:

Професор кафедри СКЛА, д.ф.-м.н., професор

Чепілко Микола Михайлович _____

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

Студент _____

Київ – 2021 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій
Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Олександр БОНДАРЕНКО

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Кутузову Антону Андрійовичу

1. Тема дисертації «Ракета-носій комерційного призначення», науковий керівник дисертації Бондаренко Олександр Миколайович, к.т.н., затверджені наказом по університету від «25» жовтня 2021 р. № 3576-с

2. Термін подання студентом дисертації 06 грудня 2021 р.

3. Об'єкт дослідження: Ракета-носій

4. Вихідні дані:
Корисне навантаження – 1000 кг.
Висота орбіти – 160 км.
Кількість ступенів – 2.
Тип палива – керосин-рідкий кисень.

5. Перелік завдань, які потрібно розробити

5.1. Аналіз варіантів побудови ракети-носія (РН) комерційного призначення.

5.2. Вибір компоновки та розробка загального виду РН комерційного призначення.

5.3. Розрахунок аеродинамічних характеристик.

5.4. Розрахунок динаміки польоту та вибір потужності двигунів.

5.5. Оцінка масових характеристик РН.

5.6. Розрахунок силових елементів конструкції.

5.7. Розробка складального кресленика (СК) конструкції РН.

5.8. Розробка стартап-проекту.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

6.1. Аналіз варіантів побудови ракети-носія.

6.2. Загальний вид ракети-носія комерційного призначення.

6.3. Аеродинамічні характеристики ракети-носія.

6.4. Параметри динаміки польоту. Підбір двигуна.

6.5. Розрахунок силових елементів корпусу ракети-носія.

6.6. Конструкція ракети-носія (складальний кресленик).

7. Орієнтовний перелік публікацій

7.1. Стаття у фаховому виданні.

7.2. Доповідь на науково-технічній конференції з публікацією тез.

8. Дата видачі завдання 05.10. 2020 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналіз варіантів побудови ракети-носія (РН) комерційного призначення.	до 20.12.2020 р.	
2.	Вибір компоновки та розробка загального виду РН комерційного призначення.	до 30.05.2021 р.	
3.	Розрахунок аеродинамічних характеристик.	до 29.09.2021 р.	
4.	Розрахунок динаміки польоту та вибір потужності двигунів.	до 13.10.2021 р.	
5.	Розробка конструкції РН.	до 27.10.2021 р.	
6.	Розрахунок силових елементів конструкції.	до 10.11.2021р	
7.	Розробка складального кресленика (СК) конструкції РН	до 20.11.2021р	
8.	Розробка стартап-проекту.	до 06.12.2021 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу.	до 06.12.2021 р.	
10.	Перевірка на плагіат.	до 06.12.2021 р.	

Студент

Антон КУТУЗОВ

Науковий керівник

Олександр БОНДАРЕНКО

Реферат

Пояснювальна записка до МД «Ракета-носій комерційного призначення» містить 82 сторінки тексту, 42 ілюстрацій

Мета дисертації – проектування ракети-носія комерційного призначення.

В результаті виконаної роботи було проведено огляд існуючих аналогів та варіантів ракет-носіїв, що найближче відповідають характеристикам ракети-носія, що проектується; вибрана компоновка ракети-носія та розроблений загальний вид; розраховані найголовніші аеродинамічні характеристики РН, які впливають на неї у польоті; розрахована динаміка польоту; проаналізована база існуючих та спроектованих двигунів для ракет-носіїв та балістичних ракет, вибрані з них два двигуни, що найближче підходять за потребами даного проекту; оцінені масові характеристики ракети після підбору двигунів та оцінки потрібної мінімальної кількості палива; проаналізовані методи розробки КЕМ моделей та створено власну КЕМ модель, виконано статичний розрахунок міцності ракети-носія в найвразливішому випадку; розроблений складальний кресленик конструкції; розроблений стартап-проект.

В роботі широко використані методи комп'ютерного моделювання та розрахунку.

У першому було проведено огляд існуючих аналогів та варіантів ракет-носіїв, що найближче відповідають характеристикам ракети-носія, що проектується та використання на практиці.

У другому розділі вибрана компоновка ракети-носія та розроблений загальний вид.

У третьому розділі розраховані найголовніші аеродинамічні характеристики РН, які впливають на неї у польоті.

В четвертому розділі розрахована динаміка польоту.

В п'ятому розділі було проаналізована база існуючих та спроектованих двигунів для ракет-носіїв та балістичних ракет, вибрані з них два двигуни, що

найближче підходять за потребами даного проекту; оцінені масові характеристики ракети після підбору двигунів та оцінки потрібної мінімальної кількості палива.

В шостому розділі було проаналізовані методи розробки КЕМ моделей та створено власну КЕМ модель, виконано статичний розрахунок міцності ракети-носія в найвразливішій ситуації.

В сьомому розділі розроблений стартап-проект.

Abstract

Explanatory note to MD " Commercial launch vehicle " contains 82 pages of text, 28 illustrations.

The purpose of the dissertation is to design a commercial launch vehicle.

As a result of the work performed, a review of existing analogues and variants of launch vehicles, which most closely correspond to the characteristics of the projected launch vehicle, was conducted; selected layout of the launch vehicle and developed a general view; the most important aerodynamic characteristics of the RN, which affect it in flight, are calculated; calculated flight dynamics; the base of existing and designed engines for launch vehicles and ballistic missiles is analyzed, two engines are selected from them, which are the most suitable for the needs of this project; estimated mass characteristics of the rocket after the selection of engines and estimation of the required minimum amount of fuel; analyzed the methods of developing FEM models and created its own FEM model, performed a static calculation of the strength of the launch vehicle in the most vulnerable case; developed assembly drawing of the structure; developed a startup project.

Methods of computer modeling and calculation are widely used in the work.

The first reviewed the existing analogues and variants of launch vehicles, which most closely correspond to the characteristics of the launch vehicle being designed and used in practice.

In the second section, the layout of the launch vehicle is selected and the general view is developed.

The third section calculates the most important aerodynamic characteristics of the RN, which affect it in flight.

The fourth section calculates the dynamics of the flight.

The fifth section analyzed the base of existing and designed engines for launch vehicles and ballistic missiles, selected from them two engines that are most suitable for the needs of this project; the mass characteristics of the rocket are estimated after the selection of engines and the estimation of the required minimum amount of fuel.

In the sixth section, the methods of developing KEM models were analyzed and our own KEM model was created, the static calculation of the strength of the launch vehicle in the most vulnerable situation was performed.

In the seventh chapter, a startup project was developed.

ЗМІСТ

Списки термінів та умовних скорочень	8
ВСТУП	9
1. Огляд аналогів	11
Висновки до розділу	22
2. Вибір компоновки та розробка загального виду РН комерційного призначення	23
Висновки по розділу	32
3. Розрахунок аеродинамічних характеристик	33
Висновки по розділу	36
4. Розрахунок динаміки польоту	37
Висновки по розділу	40
5. Вибір потужності двигунів та оцінка масових характеристик РН	41
Висновки по розділу	52
6. Розрахунок силових елементів конструкції	53
Висновки по розділу	71
7. Розробка стартап проекту	72
Висновки по розділу	80
ВИСНОВОК	81
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	82

					<i>АЛО1МП.10.00.0000 ПЗ</i>					
						<i>Лит.</i>	<i>Маса</i>	<i>Масштаб</i>		
<i>Зм.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>						
<i>Розроб.</i>		<i>Кутузов А.А.</i>								
<i>Перевір.</i>										
<i>Т. Контр.</i>						<i>Арк.</i>	7	<i>Аркушів 82</i>		
<i>Реценз.</i>						<i>НІ ІАТ НТУУ «КПІ»</i>				
<i>Н. Контр.</i>										
<i>Затверд.</i>										

Списки термінів та умовних скорочень

РН – ракета-носій;

ТЗ – технічне завдання;

ВСТУП

Ракета-носій, у ракетоконструюванні, це ракетний апарат, який використовується для транспортування космічного корабля за межі атмосфери Землі або на орбіту навколо Землі, або в інше місце призначення в космічному просторі. Практичні ракети-носії використовувалися для відправки в космос кораблів з екіпажем, космічних зондів без екіпажу та супутників з 1950-х років. Серед них російські пускові установки «Союз» і «Протон», а також кілька переконструйованих військових ракет; Росія розробляє нове сімейство пускових установок під назвою «Ангара». У Європі керують пусковими установками Ariane V і Vega. Сполучені Штати експлуатували космічний шаттл до його виходу на пенсію в 2011 році. Нинішні ракети-носії США включають прискорювачі Atlas, Delta, Falcon і Antares.

Щоб досягти орбіти Землі, ракета-носій повинна розігнати корисний вантаж космічного корабля до мінімальної швидкості 28000 км на годину, що приблизно в 25 разів перевищує швидкість звуку. Щоб подолати земне тяжіння для подорожі до місця призначення, наприклад Місяця або Марса, космічний корабель необхідно розігнати до швидкості приблизно 40 000 км на годину. Початкове прискорення також має бути забезпечено дуже швидко, щоб мінімізувати як час, необхідний ракеті-носій для проходження стресового середовища атмосфери, так і час, протягом якого ракетні двигуни та інші системи транспортного засобу повинні працювати поблизу своїх меж продуктивності; запуск з поверхні Землі або атмосфери зазвичай досягає орбітальної швидкості протягом 8–12 хвилин. Таке швидке прискорення вимагає, щоб один або кілька ракетних двигунів спалювали велику кількість палива з високою швидкістю, в той же час транспортним засобом керують так, щоб він слідував за запланованою траєкторією. Щоб максимізувати масу космічного корабля, яку може нести конкретна ракета-носій, конструктивна вага апарату залишається якомога меншою. Більша частина ваги ракети-носія насправді становить її паливо, тобто паливо та окислювач, необхідні для спалювання палива. Створення надійних ракет-носіїв є складним завданням.

Запускові установки з найкращими останніми рекордами мають рівень надійності від 95 до 99 відсотків.

1. Огляд аналогів

За винятком частково багаторазового американського космічного шаттла та радянського апарата «Буран» (який здійснив лише один політ), усі ракети-носії на сьогоднішній день були розроблені лише для одноразового використання; тому їх називають витратними ракетами-носіями. Оскільки витрати на менші ракети-носія, які використовуються для виведення на орбіту менших корисних вантажів, варіюються від понад 10 мільйонів доларів кожна, до сотень мільйонів доларів для пускових установок, необхідних для найважчих корисних вантажів, доступ до космосу дуже дорогий, близько багатьох тисяч доларів за кілограм, виведений на орбіту. Складність конструювання ракети-носія зробила його надзвичайно дорогим в експлуатації, хоча частини системи шаттла можна було використовувати повторно. Спроби розробити повністю багаторазовий ракето-носії, щоб знизити вартість доступу до космосу, поки що не увінчалися успіхом, насамперед через відсутність силової установки та матеріалів, необхідних для успішної розробки такого апарату. Таким чином, у даному розділі буде проведений огляд найближчих за параметрами тз аналогів з метою аналізу існуючого ринку ракет-носіїв та можливостей з їх вдосконалення і комерціалізації.

Стріла (SS-19 Mod.1 Stiletto) [1]

"Стрела" (індекс ГУКОС - 14А036, за класифікацією НАТО - SS-19 Mod.1 Stiletto, у перекладі Стилет) - рідинна двоступінчаста ракета-носії легкого класу, спроектована в НУО Машинобудування на базі міжконтинентальної балістичної ракети РС-18 (УР-100Н). Система управління розроблена харківським ВАТ "Хартрон".

Розроблено в ЦКЛ машинобудування (ОКБ-52, з 2007 року ВАТ «НВО ашинобудування») під керівництвом В. Н. Челомея та у Філії № 1 ЦКБМ під

керівництвом В. Н. Бугайського. Розробка розпочато 2 вересня 1969 року. Випробування проводилися на полігоні Байконур із 9 квітня 1973 року до жовтня 1975 року. Комплекс поставлено на бойове чергування 26 квітня 1975 року. Прийнято на озброєння 30 грудня 1975 року.

Серійне виробництво ракет розгорнуто 1974 року у Московському Машинобудівному заводі імені М. У. Хруничева.

У 1979 році на озброєння прийнято комплекс УР-100Н УТТХ (індекс ГРАУ - 15А35, за договором СНО - РС-18Б, за класифікацією НАТО - SS-19 mod.2 Stiletto) з покращеними тактико-технічними характеристиками. Серійне виробництво УР-100Н УТТХ тривало до 1985. Термін служби продовжено до 35 років.

МБР УР-100Н УТТХ (РС-18Б) є модифікацією ракети МБР УР-100Н. На новій ракеті було підвищено надійність роботи рухових установок, покращилися характеристики системи управління та бойового оснащення. Загальна дальність польоту ракети трохи зросла. Значно спростилися експлуатація ракетних комплексів при одночасному підвищенні стійкості до факторів ядерного вибуху. Ракета відрізняється простотою конструкції та високою надійністю низки систем. Постанова уряду про створення ракетного комплексу УР-100Н з поліпшеними тактико-технічними характеристиками вийшла 16 серпня 1976 року. МБР УР-100Н УТТХ розроблена в ЦКЛ машинобудування під керівництвом В. Н. Челомея та у філівській Філії № 1 ЦКБМ, очолюваному В. Н. Бугайським. У зв'язку зі збільшенням точності американських міжконтинентальних балістичних ракет потрібно підвищити рівень захищеності шахтних пускових установок, а також застосувати новий комплекс засобів подолання протиракетної оборони противника. Серія випробувальних пусків УР-100Н УТТХ проводилася з 28 вересня 1977 року по 26 червня 1979 року на полігоні Байконур. 17 грудня 1980 року комплекс було прийнято на озброєння. Перший ракетний полк із МБР УР-100Н УТТХ заступив на бойове чергування 7 листопада 1979 року (м. Хмельницький).

Розгортання МБР УР-100Н УТТХ розпочалося у 1980 році. Усього було поставлено на бойове чергування 360 ракет.

Стаціонарний ракетний комплекс 15П035 включав 10 міжконтинентальних балістичних ракет 15А35 змонтованих в шахтних пускових установках 15П735, а також уніфікований командний пункт 15В52У високої захищеності.

Серійне виробництво ракет УР-100Н УТТХ на Московському машинобудівному заводі імені М. В. Хрунічева тривало до 1985 року. Це була остання МБР, що випускалася на підприємстві. Після цього завод імені М. В. Хрунічева повністю перейшов на випуск космічної техніки.

Маса корисного навантаження:

- на НВО (150км -250км) - 2000 кг

Кількість ступенів - 2 (рідинні)

Довжина (з ГЧ) - 28,27 м

Діаметр - 2,5 м (2,5 × 2,62 м для ГО)

Стартова маса - 105 т.

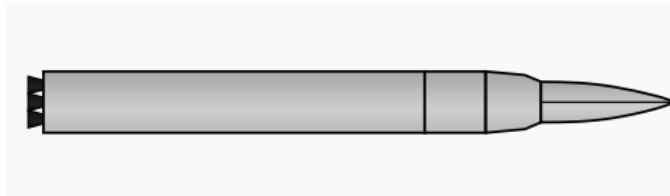


Рис. 1.1 Загальний вид ракети-носія «Стріла»



Рис. 1.2 Ракета-носій «Стріла» в транспортно-пусковому контейнері 15Я54

Аріан – 2 [2]

Аріан-2 (фр. Ariane 2, буквально Аріадна-2) - європейська ракета-носій середнього класу, розроблена та сконструйована у Франції для Європейського космічного агентства (ЄКА).

30 січня 1961 року у Страсбурзі (Франція) відкрилася конференція щодо створення Європейської організації з розробки ракет-носіїв — ELDO (скор. від англ. European Launcher Development Organization). У ній взяли участь офіційні представники 12 країн: Великобританії, Франції, ФРН, Італії, Швейцарії, Австрії, Бельгії, Голландії, Норвегії, Швеції, Данії та Іспанії, а Канада, Греція, Ірландія та Туреччина надіслали спостерігачів. У ході конференції було розглянуто можливість створення нової триступінчастої ракети-носія, з проведенням перших випробувальних пусків вже 1965 року.

Бюджет ELDO на 5 років визначався в £70 млн.: 55% бюджету поглинало програма продовження Великобританією досвідчених робіт з ракети Blue Streak; роботи Франції зі створення другого ступеня вимагали 18%, створення

третьої шаблі виділялося близько 9% бюджету організації. Розміщення загальноєвропейських контрактів проводилося або адміністрацією ELDO, або, за її дорученням, урядами відповідних країн «на основі раціонального розподілу робіт серед суб'єктів, що беруть участь, з урахуванням їх технічного рівня та стану економіки». Технічним досвідом, накопиченим під час виконання програми, мали право користуватися учасники організації.

Після ліквідації організації ELDO, Великобританія вирішила використовувати американські РН для виведення своїх супутників зв'язку, а Франція почала розробляти «резервні» програми. Національне космічне агентство Франції (CNES) запропонувало розробити недорогу ракету з високими характеристиками, що використовує випробувані технології та націлену на комерційний ринок телекомунікаційних космічних апаратів. Для мінімізації ризиків у новому проекті ракети-носія L-3S пропонувалося базуватись лише на рішеннях, які могли бути реалізовані французькою промисловістю. В основу нової ракети-носія увійшов досвід створення ракет «Діамант» В і В-Р4.

Новий проект пропонувалося реалізувати в семирічний період (1973-1979 рр.), При витратах у 2-3 рази менших, ніж у «Європа-3». Щоб зміцнити своє технічне та політичне лідерство, Франція запропонувала країнам-партнерам сплатити будь-які витрати понад 120% від оціненої загальної вартості. Більше ймовірно, що саме цей аргумент переконав європейських «соратників» взяти участь у новій амбітній програмі. Французи змогли також отримати вигоду з двох непередуманих рішень, ухвалених США, а саме: у 1973-1974 роках. США намагалися блокувати комерційну експлуатацію франко-німецьких супутників зв'язку Symphony, а також NASA запланувало припинити запуск одноразових носіїв у 1980-х роках на користь кораблів Спейс шатл.

У липні 1973 року внаслідок злиття ELDO та ESRO було створено Європейське космічне агентство – ЕКА (англ. European Space Agency). Основною ракетою-носієм нової організації мала стати нова ракета «Аріан»

(колишня L-3S), названа так на честь дочки міфічного критського царя Міноса, яка допомогла грецькому герою Тесею убити жадливого Мінотавра і вибратися з його лабіринту.

Історія пусків:

Усього, з допомогою ракета-носія «Аріан-2» було зроблено 6 пусків, їх 1 був невдалий. Перший пуск ракети-носія «Аріан-2», серійний номер V18 L18, з космічним апаратом Інтелсат-514, відбувся 31 травня 1986 о 100:53:03 UTC зі стартового майданчика ELA-1 космодрому Куру у Французькій Гвіані. Пуск був невдалий.

Останній пуск був проведений 2 квітня 1989 зі стартового майданчика ELA-1 космодрому Куру. Під час пуску було виведено на розрахункову орбіту перший шведський телекомунікаційний супутник Tele-X.

Маса корисного навантаження:

- на НВО (150км -250км) - 1725 кг

Кількість ступенів - 3 (рідинні)

Довжина (з ГЧ) - 49 м

Діаметр – 3,8 м

Стартова маса - 217 т.



Рис. 1.3 Загальний вид ракети-носія «Аріан-2»



Рис. 1.4 Пуск ракети-носія «Аріан-2»

Фенбао-1 [3]

Feng Bao 1 (кит. 风暴; букв. «Шторм»), також відома як FB-1, була китайською ракетою-носієм, що запускала між 1972 і 1981 роками. Її замінили майже ідентичною Long March 2, яка була розроблена в той же час з політичних причин, пов'язаних з Культурною революцією в Китаї.

Фенбао був отриманий з ракети DF-5. Було запуснено одинадцять, з яких чотири зазнали невдачі. Запуски відбулися з LA-2B в центрі запуску супутників Jiuguang.

Корисним навантаженням для прискорювача був JSSW [4], який, як вважають, був супутником військової розвідки телевізійної передачі. Неймовірно рішення створити дві майже однакові ракети одночасно можна пояснити бурхливими політичними сутичками після Культурної революції.

«Банда чотирьох» була створена дружиною Мао Цзедуну Цзян Цин, службовцем відділу пропаганди Шанхаю літературним критиком і охоронцем Шанхаю. Вони прийшли до влади під час бурхливого періоду Культурної революції (1966-1976) і домінували в китайській політиці в цей час. Розробка FB-1 (Feng Bao-1 = Storm-1), першої китайської важкої ракети-носія, почалася під їх егідою восени 1969 року. Команда розробників була сформована з Шанхайським бюро механіків № 2. –«Електропромисловість як лідер». Загальне проектування системи було розпочато в грудні того ж року.

Після смерті Мао у вересні 1976 року «Банда чотирьох» була заарештована, і орбітальні польоти FB-1 і JSSW були зупинені. У 1980 році банду чотирьох судили в суді і отримали тривалі терміни ув'язнення. Останній FB-1 здійснив свій останній політ рік по тому з корисним навантаженням різноманітних наукових супутників. FB-1 мав дещо нижчу продуктивність, ніж CZ-2, і жодних корисних результатів із серії запусчених супутників JSSW не повідомлялося. Однак шанхайський об'єкт залишався в експлуатації, йому було доручено розробку варіантів CZ-4 тріумфальної конструкції CZ-2.

Маса корисного навантаження:

- на НВО (150км -250км) - 2500 кг

Кількість ступенів - 2 (рідинні)

Довжина (з ГЧ) - 33 м

Діаметр – 3,35 м

Стартова маса - 191 т.



Рис. 1.5 Загальний вид ракети-носія «Фенбао-1»



Рис. 1.6 Пуск ракети-носія «Фенбао-1»

Фаерфлай Альфа [5]

Firefly Alpha (Firefly α) — це двоступенева орбітальна витратна ракета-носіє, розроблена американською аерокосмічною компанією Firefly Aerospace для покриття комерційного ринку малих супутників. Alpha покликана надати варіанти запуску як для повноцінних автомобілів, так і для клієнтів із загальним доступом.

Спочатку Alpha була розроблена з першим ступенем, що працював від двигуна FRE-2, який складався з дванадцяти форсунок, розташованих у конфігурації аерошипа. Двигун використовував метан, на відміну від РП-1. Друга ступінь мала приводитися в рух двигуном FRE-1, який використовував

звичайну розтрубну насадку. Передбачалося вивести 400 кг на низьку навколоземну орбіту.

Після банкрутства і корпоративної реорганізації Firefly у березні 2017 року Alpha була перероблена. Зараз носій має дві ступені, обидві діаметром 1,8 м, заповнені паливом RP-1/LOX. Основний корпус ракети виготовлений з легкого вуглецевого композитного матеріалу.

Перша ступінь Alpha оснащена чотирма двигунами з циклом відводу Reaver 1 LOX / RP-1, що забезпечують тягу 736,1 кН. Друга ступінь оснащена одним двигуном Lightning 1 LOX / RP-1, який забезпечує тягу 70,1 кН. 15 березня 2018 року Lightning 1 проходив тестовий запуск протягом майже 5 хвилин під час тривалого тестового вогню. Двигун був запусканий на випробувальному стенді Firefly 1 у Бріггсі, штат Техас.

У конструкції планера літака Alpha використовується весь композитний матеріал з вуглецевого волокна. Використання вуглецевого волокна робить ракету більш ефективною, оскільки використання більш щільних матеріалів, таких як титан і алюміній, призведе до створення важчого планера, що вимагатиме більше палива для запуску.

У березні 2018 року Firefly заявив, що розробка Alpha, як очікується, буде коштувати приблизно 100 мільйонів доларів США.

Alpha призначена для запуску 1000 кг корисного вантажу на низьку орбіту Землі 200 км або 630 кг корисного вантажу на 500 км сонячно-синхронної орбіти, що підходить для CubeSats та інших невеликих корисних вантажів. Основні корисні навантаження можуть бути інтегровані самі по собі або з вторинним корисним навантаженням, ємністю до 6 CubeSats. Це дозволяє клієнтам Firefly мати спеціальну пускову установку для невеликих супутників, що зменшує проблеми із розподілом корисних даних та вторинних корисних навантажень. Ці менші супутники можуть мати орбіту, яка не визначається більшим корисним навантаженням, і можуть запускатися за власним розкладом, замість того, щоб чекати готовності всіх інших корисних вантажів.

У 2015 році програма NASA Launch Services надала Firefly Aerospace контракт на послуги запуску венчурного класу на суму 5,5 мільйона доларів США на розробку Alpha, щоб полегшити доступ до ринку невеликих супутників.

Firefly Aerospace планує використовувати інструмент горизонтальної інтеграції (HIF) для інтеграції корисного навантаження.

Alpha також має на меті стати прямим американським конкурентом на ринку невеликих супутників індійської ракети-носія Polar Satellite Launch Vehicle (PSLV), оскільки, на їхню думку, їх можливість розподілу поїздок на ринку загрожує внутрішнім пусковим установкам США.

Firefly Aerospace планує використовувати Vandenberg SLC-2W для підтримки запусків Firefly Alpha і Beta; ця стартова площадка раніше підтримувала запуски ракет-носіїв Delta, Thor-Agena і Delta II. Крім того, Firefly планує використовувати Cape Canaveral SLC-20.

Перший запуск «Альфи» відбувся 3 вересня 2021 року о 01:59 UTC з орендованої площадки на базі космічних сил Ванденберг у Каліфорнії та мав здійснити політ на південний захід над Тихим океаном. Від двох до трьох хвилин після зльоту сталася аномалія, яка спричинила повну втрату носія.



Рис. 1.7 Загальний вид ракети-носія «Фаерфлай альфа»



Рис. 1.7 Ракета-носій «Фаерфлай альфа» на пусковому майданчику

Висновки до розділу

У цьому розділі було розглянуто 4 ракети-носія, що найбільш подібні за носієм, що проектується, за вхідними параметрами тз. Розглянуто історію їх створення, особливості та історію експлуатації.

2. Вибір компоновки та розробка загального виду РН комерційного призначення.

Ракета-носій є багатоступінчастою ракетою, корисним вантажем якої є космічний літальний апарат. Двигуни носія можуть бути як рідинними, так і твердопаливними, число щаблів залежить від маси КА та висоти орбіти.

Приступаючи до проектування ракети-носія, необхідно вибрати її конструктивно-компонувальну схему. Це вибір передбачає визначення кількості щаблів ракети, типу двигунів відповідних щаблів, палива, способу відділення корисного вантажу, типу використовуваних конструктивно-силових схем відсіків і конструкційних матеріалів, що застосовуються.

Крім того, необхідно визначити послідовність розміщення структурних елементів на борту ракети.

У відповідності з функціональними і конструктивно-технологічними ознаками корпус РБ можна умовно поділити на:

- *сухі відсіки* (перехідний, міжбакового, хвостовий);
- *паливні відсіки* (баки окислювача і пального);
- *рами* (кріплення приладів і двигунів);
- *допоміжні елементи конструкції*.

1. Головна частина.

Спочатку необхідно вибрати форму головної частини. Найбільш часто вживаними є такі форми головних частин:

- а) конічні
- б) конічні зі сферичним притуплюванням
- в) конічні зі сферичним притуплюванням і розширюється конічним стабілізатором
- г) циліндро-конічні зі сферичним притуплюванням і конічним стабілізатором

Від форми ГЧ будуть залежать аеродинамічні характеристики як самої ГЧ, так і всієї ракети. Основне завдання вибору форми ГЧ полягає в тому, щоб

знизити її аеродинамічний нагрів при русі в щільних шарах атмосфери на пасивному ділянці, так як при цьому на ГЧ, що рухається з великими швидкостями, діє великий швидкісний натиск.

З наведених вище варіантів обрана конічна форма ГЧ зі сферичним притуплюванням, так як при однаковій швидкості і висоті польоту тепловий потік до поверхні ГЧ з притупленим носком менше, ніж до поверхні ГЧ із загостреною вершиною (оживальної форми).

Відсік оживальної форми. Призначений для розміщення корисного навантаження, має обтічник, що скидається, що знижує лобовий опір при польоті в щільних шарах атмосфери і захищає корисне навантаження від впливів зовнішнього середовища. Головний аеродинамічний обтічник ракети-носія призначений захисту космічного апарату від зовнішніх впливів, включаючи вплив теплових і аеродинамічних навантажень на атмосферному ділянці польоту РН.

2. Пристрій відділення головної частини

До системи відділення ГЧ ставляться такі вимоги:

- Безвідмовне відділення ГЧ з доданням мінімуму збурень
- Компактність і мала маса
- Надійне кріплення ГЧ до корпусу ракети
- Простота і безпека експлуатації

Система відділення ГО призначена для безпечного поділу корисного навантаження і другого ступеня ракети-носія, при знаходженні їх на орбіті, і відведення другого рівня на безпечну відстань з подальшим її зведенням з орбіти. Як пристрій відділення ГО в проектованій ракеті-носії обраний двигун, що гальмує, розміщений у хвостовому відсіку.

Після виведення 2 щаблі на розрахункову орбіту, по команді системи управління, відбувається спрацьовування піроболтів, що забезпечують кріплення корисного навантаження до вантажної ферми, втрачається жорсткий зв'язок між корисним навантаженням та другим ступенем. Після чого гальмують двигуни, і газ, витікаючи з сопел, створює тягу, що гальмує

другий щабель. Потім космічний апарат продовжує рух по заданій орбіті, а 2 сходи́нка сходить з траєкторії і згоряє в щільних шарах атмосфери.

Як пристрій відділення ГО обрані антисопла РДТТ. Це досить компактна, що володіє пристойним швидкодією і надійністю роботи система. Вона забезпечує невеликий (в порівнянні, наприклад, з розштовхувати пристроєм відділення), розкид кінцевої швидкості. Принцип роботи заснований на підборі такої площі прохідних перетинів антисопіл, щоб при певному куті нахилу їх до осі ракети забезпечити в момент подачі команди на підрив піроболтів осьову тягу більше тяги самого двигуна і зворотний напрямку її дії.

3. Прилади управління

Прилади управління призначені для здійснення процесу управління ракетою протягом усього активного (а в разі Невідокремлювані головної частини, і пасивного) ділянки траєкторії БР шляхом вироблення точних і своєчасних команд, що передаються на органи управління. Система управління - інерційна зі супутниковою корекцією. Вибір здійснюється відповідно до сучасних розробок, які дозволяють збільшити точність запуску, істотно не збільшуюч

4. Приладовий відсік

В приладовому відсіку знаходяться:

- Прилади системи управління
- Прилади системи наведення
- Джерела живлення.

Відсік має циліндричну форму малої довжини. Служить для розміщення приладів управління, і навіть є силовим елементом корпусу БР. Він приймає переважно осьові навантаження, пов'язані з силами інерції, діючими із боку ГО, і навіть аеродинамічні навантаження на атмосферному ділянці польоту. Приладовий відсік в ракеті-носії, що проектується, виконаний за стрінгерною схемою. У відсіку стрінгерної конструктивно-силової схеми осьова сила і згинальний момент сприймаються елементами поздовжнього силового набору

- стрингерами разом із обшивкою, тоді як місцеві аеродинамічні навантаження від обшивки передаються на стрингери як нормальних сил. З хвостовим відсіком приладовий відсік з'єднується допомогою магістралі, прокладеної по корпусу ракети (БКС).

Стиковка ГЧ з приладовим відсіком здійснюється через передній торцевий шпангоут приладового відсіку і стикувальний шпангоут ГЧ. Болти встановлюються з зовнішньої сторони ракети через люки, що закриваються кришками. Заднім торцевим шпангоутом приладовий відсік кріпиться до двигуна за допомогою кріпильних елементів і напрямних штирів.

5. Паливні відсіки

Баки окислювача та пального призначені для зберігання компонентів палива, на яких працюють рухові установки. У проектуваному РН баки наддуті газогенераторним газом. Баки пального надуті газом із надлишком пального, баки окислювача – з надлишком окислювача. Тим самим баки працюють на розтяг, а не на втрату стійкості, що достатньо полегшує їх конструкцію. Особливих відмінностей у конструкціях баків першого та другого ступеня немає.

6. Хвостовий відсік

Призначений для захисту сопел двигуна першого та другого ступенів від зовнішніх впливів і нагріву, а також служить аеродинамічною поверхнею. На 1-му ступені він також служить опорою ракети на старті. Хвостовий відсік виконаний за стрингерною схемою. Служить для розміщення в ньому двигунів, систем і агрегатів рухової установки. На його корпусі можуть бути розміщені аеродинамічні пристрої стабілізації і управління, стартові опори або силові зв'язки з РВ, пристрої функціональної зв'язки даного блоку з іншими блоками або з "землею".

Маршові ЗРД на 1-му та 2-му щаблях призначені для створення тяги. Обидва маршові двигуни виконані за замкненою схемою, тобто газ, що витрачається на розкручування турбін турбонасосних агрегатів, не

викидається в атмосферу, а надходить в камеру згоряння разом з компонентами палива, що дозволяє знизити втрати питомого імпульсу.

Зміна напрямку вектора тяги проводиться вдувом газогенераторного газу закритичну частину сопла (управління по тангажу і рисканню).

Крім зазначених вище функцій корпус хвостового відсіку забезпечує захист розташованих усередині агрегатів від аеродинамічних навантажень. Хвостовий відсік РВ другої і наступних ступенів після відділення відпрацьованих РВ в більшості випадків вичерпує свої функції і може бути відділений (скинутий).

Як рухові установки ракет-носіїв можуть застосовуватися як ЖРД, так і РДТТ. Застосування РДТТ краще з точки зору безпеки та надійності комплексу, однак, ЖРД забезпечують більший питомий імпульс, порівняно з РДТТ. Тим самим, для забезпечення мінімальної маси ракети-носія, що виводить задану масу корисного навантаження на орбіту заданої висоти, доцільніше використовувати ЖРД.

Що стосується ракет з ЖРД, виведення космічних апаратів на низьку кругову орбіту можуть забезпечити 2-ступінчасті ракети. Для виведення на вищі та геостаціонарні орбіти необхідно використовувати розгінні блоки або переходити на 3-ступінчасті РН.

У цьому КП проектується ракета-носій, що доставляє корисне навантаження масою 1000 кг на низьку кругову орбіту заввишки 200 км. Таким чином, можна зробити висновок про те, що в даному випадку доцільно використовувати кількість щаблів, що дорівнює двом.

Тандемне з'єднання щаблів було вибрано на підставі наступних переваг перед пакетною схемою:

- Простота складання та транспортування, т.к. Ракета складається з відсіків, які легко збираються (розбираються).
- Найменша маса вузлів з'єднання.
- Менший порівняно з паралельним з'єднанням щаблів аеродинамічний опір.

- Порівняно невеликі обурення під час поділу.

Вибір палива.

Якщо розглянути найбільш відомі ракети-носія, що працюють на рідкому паливі, то можна помітити, що в цих системах як паливо передбачається використовувати паливну пару рідкий кисень - гас. Однак рідкий кисень має погані експлуатаційні характеристики і його використання пов'язане з виникненням безлічі проблем. Тому в якості палива, при проектуванні даної ракети-носія, була обрана паливна пара АТ - НДМГ, що володіє дещо меншим питомим імпульсом ніж пара О₂ - гас, проте її використання є доцільним, враховуючи її вищі експлуатаційні характеристики.

7.Сполучний відсік.

Відсік циліндричної форми малої довжини. Призначений для з'єднання баків пального та окислювача. Конструктивна схема відсіку – стрингерна. Оболонка відсіку разом зі стрингерами і шпангоутами сприймає місцеві навантаження, силу, що ріже, осьову силу і згинальний момент. У відсіку виконані технічні отвори.

8.Міжступеневий відсік.

Призначений для з'єднання 1-го та 2-го ступенів ракети-носія. Він виконаний за стрингерною схемою. Міжступеневий сприймає в основному стискаючі осьові навантаження, тобто працює на стійкість.

Вибираємо схему з послідовним з'єднанням ступенів, так як вона має хорошу компактність, найменшу стартову масу в порівнянні з іншими схемами за рахунок простоти вузлів з'єднання і раціональної схеми ракети, порівняно невеликі обурення при поділі ступенів, невелике лобове аеродинамічний опір, просте стартовий пристрій, можливість легкого монтажу (демонтажу), що спрощує транспортування ракети від місця виготовлення до місця старту. Недоліками ж даної схеми є: необхідність відпрацювання та проектування кожного ступеня окремо, запуск двигуна другого ступеня при низькому тиску, велика довжина ракети, чутливість до поперечних перевантажень.

За ТЗ, даним для виконання даної дипломної роботи, була обрана компонентна схема «тандем», в якій розгінні блоки (далі РБ) послідовно з'єднуються один з одним за рахунок поперечних плоских фланцевих стиків. При цьому корпус навантажується як зовнішнім навантаженням середовища, так і інерційними навантаженнями зі сторони вищерозташованих відсіків.

Відділення відпрацьованого РБ здійснюється за рахунок його поздовжнього переміщення за схемою «холодного» або «гарячого» розділення, що також надає певний силовий та тепловий вплив на конструкцію блока.



Рис. 2.1 Компонівна схема «тандем»

Спираючись на попередні висновки про кількість ступенів і тип рухових установок, склад та послідовність розміщення структурних елементів проектованої ракети-носія можна подати у вигляді:

- 1 - Головний відсік
- 2 - Прилади керування
- 3 - Приладовий відсік
- 4 - Паливо рідке
- 5 - Бак окислювача
- 6 - З'єднувальний відсік
- 7 - Бак пального
- 8 - ЖРД
- 9 - Хвостовий відсік
- 10 - Міжступеневий відсік
- 11 - Паливо рідке
- 12 - Бак окислювача
- 13 - З'єднувальний відсік
- 14 - Бак пального

15 - ЖРД

16 - Хвостовий відсік

Вибір конструкційних матеріалів

Умови роботи окремих частин і всієї ракети в цілому характеризуються високими навантаженнями, великою різницею температур у процесі експлуатації та зберігання, вкрай високі температури та корозійна дія газоподібних продуктів згоряння у процесі польоту. Швидкість і дальність польоту ракети тим більша, чим менша маса її конструкції. Щоб отримати високі льотні характеристики ракети, необхідно мати малу масу конструкції.

Вимоги до матеріалів

Елементи конструкції ракети повинні бути виготовлені з матеріалів, які мають високі характеристики міцності при реальних температурах їх нагріву і малу щільність. Крім цього, матеріали, що застосовуються в ракетобудуванні, повинні мати:

- досить високою теплопровідністю, що виключає можливість утворення температурних полів з високим градієнтом та появи внаслідок цього значних термічних напруг у конструкції;

- високою пластичністю, що забезпечує можливість отримання листів малої товщини, профілів спеціальної форми та можливість штампуватися;

- з метою оцінки матеріалу з погляду характеристики «міцність-маса» запроваджено поняття питомої міцності матеріалу, тобто. відношення міцності матеріалу на розтяг до його щільності – це значення має бути мінімальним;

- Якщо елемент працює на стійкість, то критерієм оцінки застосування матеріалів може бути питома жорсткість - відношення модуля пружності до щільності матеріалу;

- гарною зварюваністю;

- не дефіцитністю та антикорозійними властивостями;

Матеріали для головної частини

Корпус ГЧ БР є кінчною тонкостінною оболонкою, що працює на стиснення або розтягнення. Критеріїв для вибору матеріалу є показник питомої міцності. Основними матеріалами для корпусу ГЧ можуть служити алюмінієво-магнієві сплави та пластики. Алюмінієві метали, володіючи прийнятними міцнісними і масовими параметрами, добре зварюються точковим зварюванням і обробляються різанням і тиском, що важливо при виготовленні тонкостінних оболонок, а також прийнятні. Вибір зупиняється на алюмінієво-магнієвому сплаві Д16Т. Як ТЗП для ГЧ можна використовувати пластмаси на основі епоксидних смол.

Матеріали для приладового та хвостового відсіків

Приладові і хвостові відсіки є силовими елементами корпусу ракети і є оболонки, підкріплені поздовжнім і поперечним силовим набором. Під впливом поздовжніх навантажень відсіки відчують стиск або розтяг, а від сил, що діють перпендикулярно до осі ракети – деформації вигину і зсуву. Виходячи з цього, до матеріалів виготовлення даних відсіків пред'являються високі вимоги щодо питомої міцності на розтяг і поздовжній вигин. Для цих умов підходить титан або алюміній. Вибір зупиняємо на алюмінієвому сплаві Д16, що деформується, так як титан значно дорожчий і дефіцитніший.

На основі вищеописаних конструктивних особливостей ракет-носіїв було розроблено наступну компонентну схему:

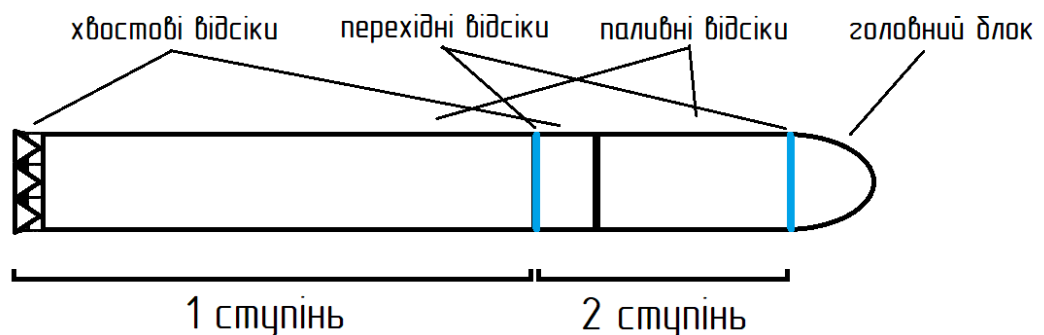


Рис.2.2 Компонівна схема ракети-носія

Висновки по розділу

У даному розділі були розглянуті та проаналізовані основні аспекти компонування та конструкції ракети-носія, підібрана компонівна схема та розроблений загальний вид.

3. Розрахунок аеродинамічних характеристик.

Найвпливовішою аеродинамічною характеристикою під час польоту ракети-носія є супротив повітря під час польоту. Саме його і буде розраховано. Супротив повітря залежить від багатьох параметрів, найголовнішими з яких є: швидкість ракети під час польоту та густина повітря на певній висоті польоту. Для спрощення розрахунків буде прийнято певні спрощення, а саме: так як супротив повітря є вектором сили, діючим на ракету, та таким, що постійно змінюється під час польоту, буде розраховано середнє значення опору повітря для всього часу польоту, де цей опір здійснює значущий вплив на рух ракети. Для цього буде розраховано силу опору для швидкості, що буде мати ракета-носій під час відділення першої ступені ракети, а саме 3200 м/с (швидкість розрахована у наступних розділах), та прийнято густину повітря на даній висоті (~30 км) = 0,005 кг/м³. В подальшому цю силу опору буде використано для правки потрібної потужності двигуна ракети.

Пасивний супротив фюзеляжу ракети-носія визначимо за формулою:

$$C_{ха0ф} = C_F \eta_c \eta_m \frac{F_\phi}{S_{мф}} + \Delta C_{хаф}, \quad (1)$$

де C_F - коефіцієнт сумарного опір тертя плоскої пластинки, що залежить від числа Рейнольдса і величини \bar{x}_t ;

$\eta_c(\lambda_\phi)$ - поправка, що враховує вплив подовження фюзеляжу на тертя;

$\eta_m(\lambda_{нф}, M)$ - поправка, що враховує вплив стисливості повітря на опір тертя фюзеляжу;

F_ϕ - площа, що омивається поверхнею фюзеляжу, м²;

$S_{мф}$ - площа міделя фюзеляжу, м²;

$\Delta C_{хаф}$ - поправка, що враховує відхилення носової частини фюзеляжу від форми тіла обертання. (у випадку ракети-носія, що і є тілом обертання, не потрібна)

Число Рейнольдса для фюзеляжу визначається за наступною формулою:

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu} = \frac{3200 \cdot 24}{16,7 \cdot 10^{-6}} = 4,6 \cdot 10^9, (2)$$

де l – довжина фюзеляжу.

Виправлення, що враховує вплив подовження фюзеляжу на тертя визначимо з графіка функції на рис.3.1 [6] $\Rightarrow C_F = 0.003/2 = 0.0015$;

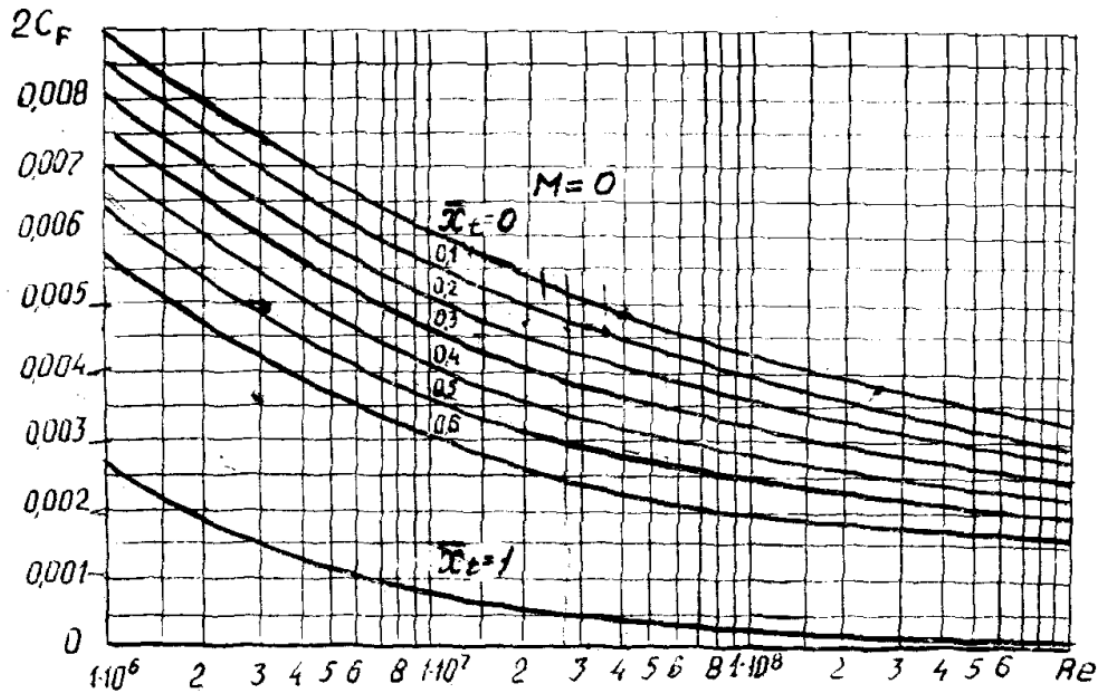


Рис. 3.1 Залежність подвійного коефіцієнту сумарного супротиву тертя від числа Рейнольдса і координати точки переходу.

Поправку, що враховує вплив подовження фюзеляжу на тертя визначимо з графіка функції на рис.3.2 [6] $\Rightarrow \eta_c = f(\lambda_\phi) = 1,1$

де $\lambda_\phi = 24/1,5 = 16$;

Поправку, що враховує вплив стисливості повітря на опір тертя фюзеляжу визначимо з графіка функції на рис. 3.3 [6] $\Rightarrow \eta_m(\lambda_{нф}, M) = 1$ (прагне до 1);

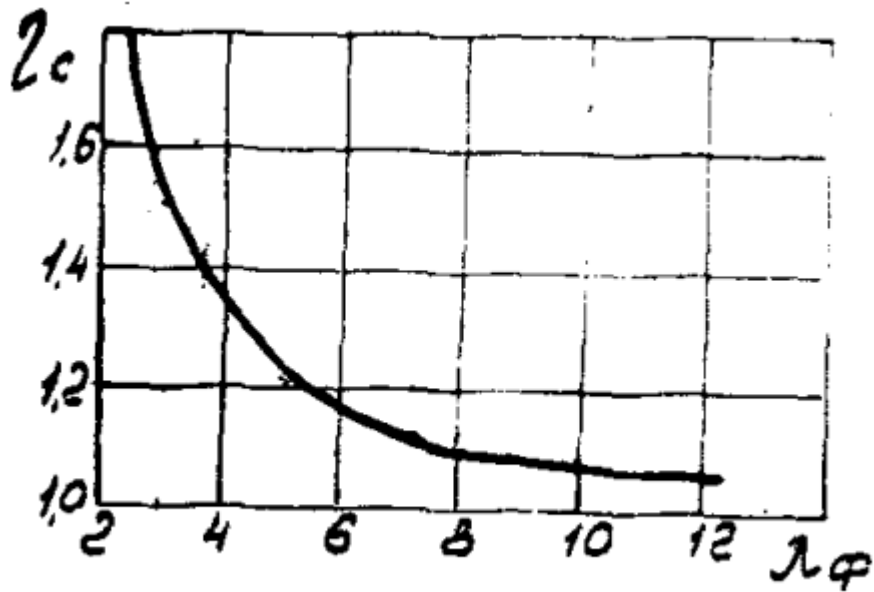


Рис. 3.2 Поправка, що враховує подовження фюзеляжа на супротив тертя

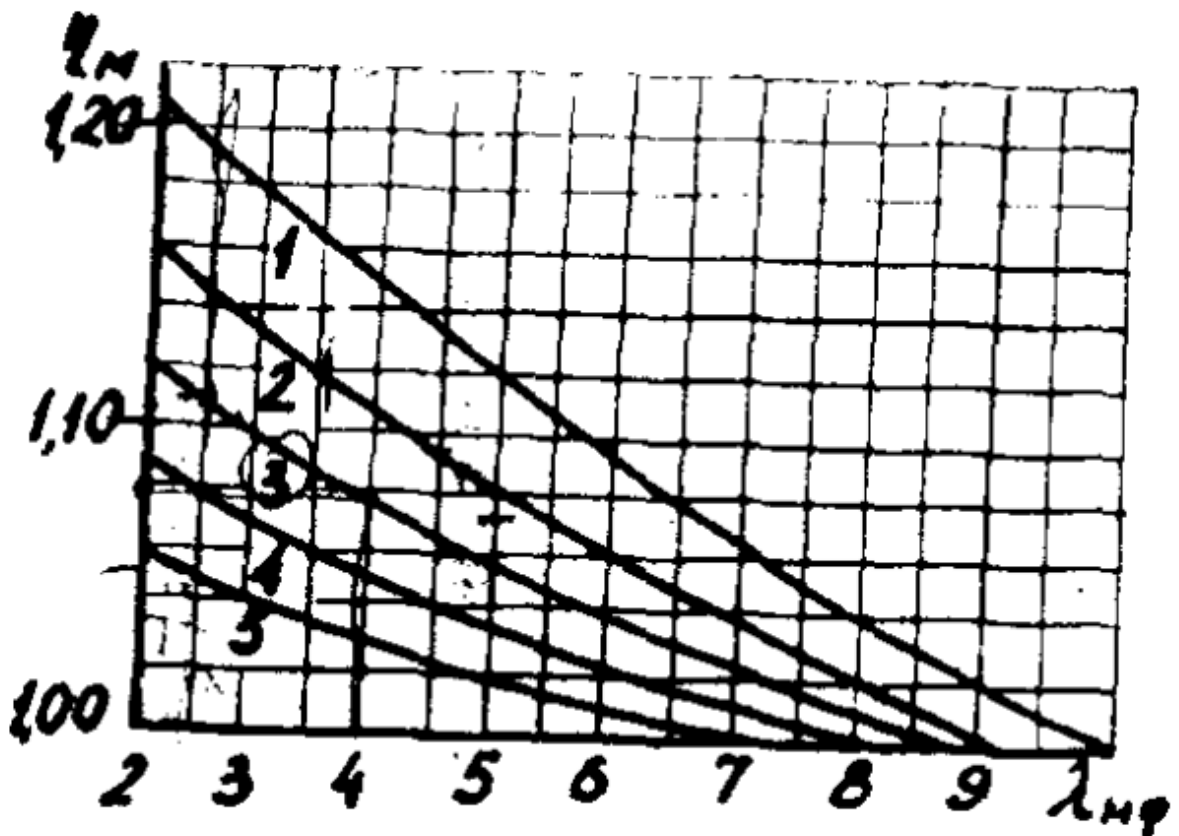


Рис. 3.3 Поправка, що враховує вплив стисливості повітря на супротив фюзеляжа.

Площу міделя фюзеляжа вираховуємо за формулою:

$$S_{m\phi} = \frac{\pi \times d_{\phi}^2}{4}, (3)$$

$$S_{m\phi} = \frac{\pi \times 1,5^2}{4} = 1,77 \text{ м}^2;$$

Площу поверхні фюзеляжу, що омивається вираховуємо за формулою:

$$F_{\phi} = 2,85 L_{\phi} \sqrt{S_{m\phi}}; (4)$$

$$F_{\phi} = 2,85 * 24 * \sqrt{1,77} = 91 \text{ м}^2;$$

Підставляючи отримані значення у формулу (1) отримаємо:

$$C_x = 0,0015 * 1,1 * 1 * \frac{91}{1,77} = 0,085,$$

Таким чином можемо розрахувати фінальне значення сили супротиву повітря, що і буде використовуватись як середнє значення по всьому руху ракети в повітрі за наступною формулою та підставляючи вище прийняті спрощені значення:

$$F_x = C_x \frac{\rho * v^2}{2} * V^{\frac{2}{3}} = 0,085 \frac{0,005 * 3200^2}{2} * 42,4^{\frac{2}{3}} = 26 \text{ кН}$$

Висновки по розділу

У даному розділі була проаналізована та розрахована найважливіша аеродинамічна характеристика, що впливає на політ ракети-носія у повітрі, а саме силу аеродинамічного супротиву.

4. Розрахунок динаміки польоту

Існують дві точки докладання сил до ракети. Перша - центр тяжіння, далі ЦТ, до якої докладено тяга і гравітація, друга - центр тиску, далі ЦД, до якої додається аеродинамічна сила F_a . Якщо ракета зроблена якісно і немає відхилення тяги від осі, і вона проходить через ЦТ, то нас не цікавить той факт, що до ЦТ прикладені якісь сили. Тобто. сила тяжкості і потяг не створюють моментів і далі не цікавлять нас. Але нам важливим є той факт, що обертання ракети в поперечному напрямку, тобто. нищпорення, відбувається саме щодо ЦТ.

Ракета ніколи не летить прямо, а весь час повертається від напрямку польоту в одну, то в іншу сторону, тобто. нищпорить. На ракету набігає зустрічний потік повітря, напрямком якого суворо протилежний напрямку польоту. Виходить, що ракета весь час повертається боком до потоку, що набігає, на деякий кут. В аеродинаміці такий кут називається кутом атаки. Ми вже встановили, що ракета, як і будь-яке тверде тіло, повертається щодо ЦТ, але результуюча сила тиску повітря прикладена до іншої точки, тобто. до ЦД. Якщо ракета має симетричну форму щодо осі, то ЦД потоку повітря розташований на осі ракети. Якщо ЦД розташований ближче до хвоста ракети, то тиск повітря прагне повернути ракету назустріч потоку, що набігає, тобто. на траєкторію. Ракета буде стабільною. Тут цілком допустима аналогія із флюгером. Якщо ракету насадити на стрижень, що проходить упоперек осі ракети через ЦТ і винести її на вулицю, де сильний вітер, то стійка ракета повернеться назустріч вітру. З цих міркувань робиться найпростіша перевірка ракети на стійкість за допомогою мотузки: прив'язуємо мотузку до ракети в місці розташування центру тяжкості і починаємо обертати ракету навколо себе. Якщо ракета при обертанні орієнтується строго у напрямку руху, вона аеродинамічно стійка, якщо ракету крутить у різні боки чи вона летить хвостом вперед, то ракета нестійка.

Подивимося, як це виглядає з погляду суворої теорії. Якщо ЦД розташований ближче до хвоста ракети, ніж ЦТ, на відстань k , див. Рис.4.1, то при відхиленні корпусу від траєкторії на кут атаки α виникає складова аеродинамічної сили $F_{ax}=F_a*\sin(\alpha)$ у напрямку перпендикулярному осі ракети. Сила F_{ax} створює момент M_a на плечі k , який повертає ракету у вихідне положення. Така ракета постійно прагнучиме зберегти орієнтацію корпусу по траєкторії, і, отже, буде стійкою.

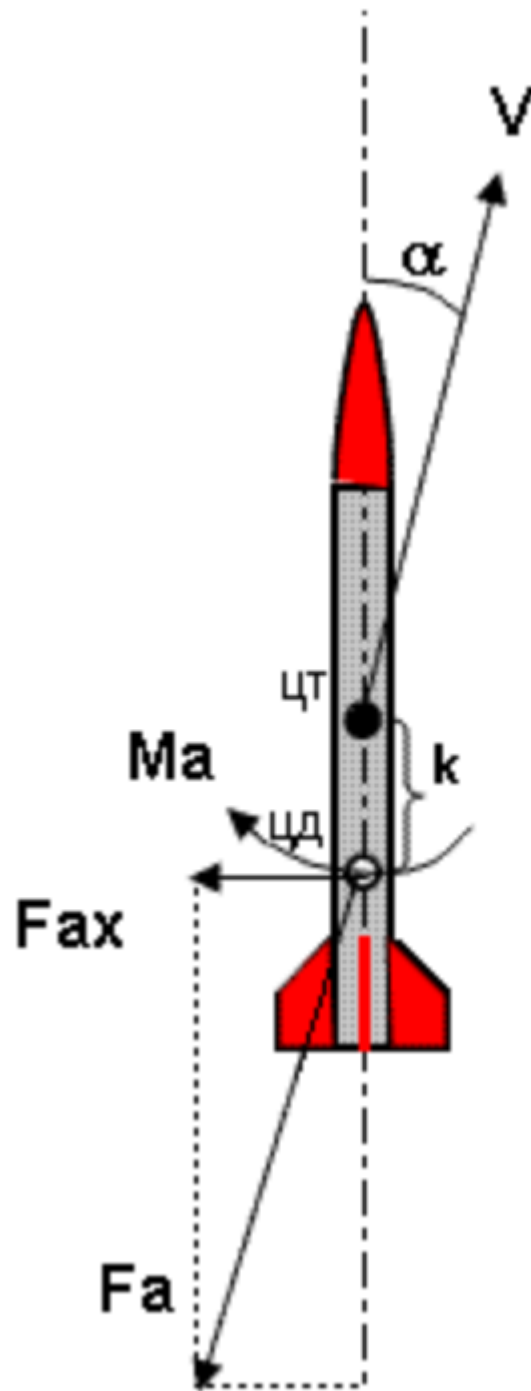


Рис. 4.1 Розподілення сил, що діють на РН в польоті

Параметри координат ЦТ та ЦД будуть розраховані за допомогою програмного забезпечення "Empiric rocket". Результати розрахунку можна побачити на рис. 4.2, а частину введення параметрів на рис. 4.3.

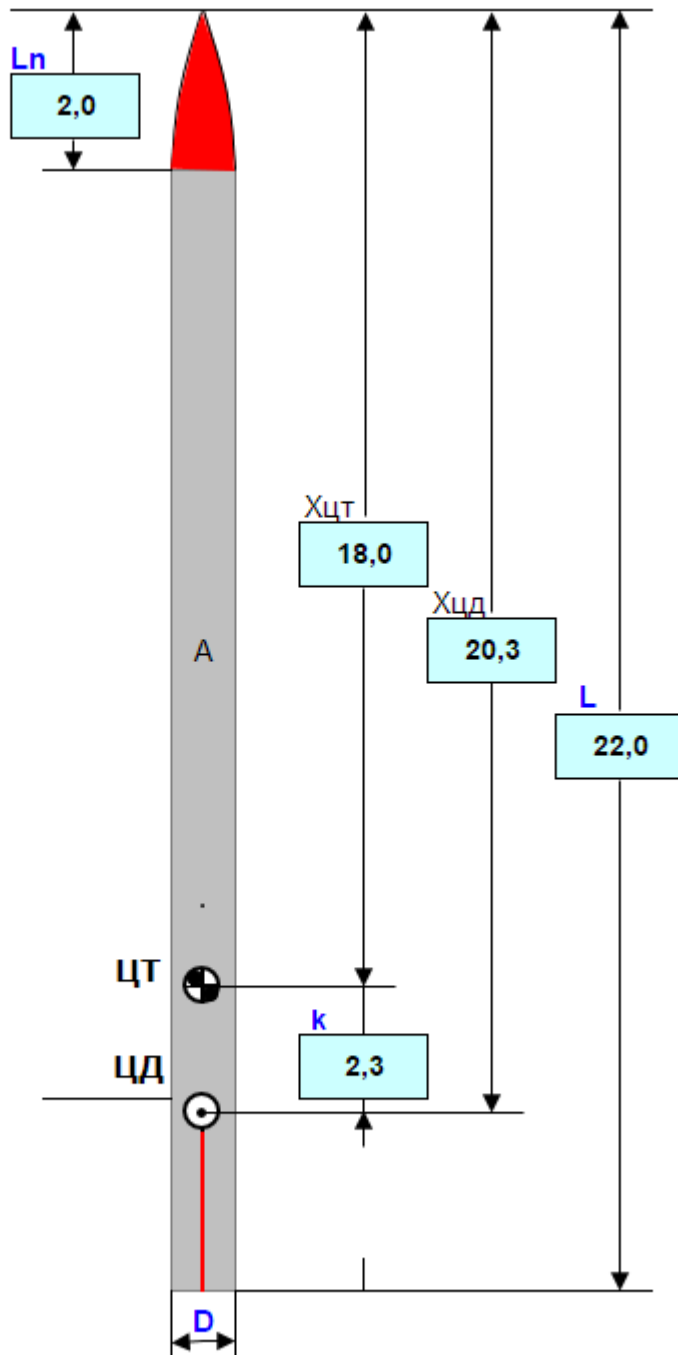


Рис. 4.2 Вихідні габаритні параметри ракети та характеристики динаміки польоту.

Динаміка польоту та габарити

Загальні усереднені критерії	
Діаметр корпусу D	D
Довжина ракети	$L = 15 \sim 25 D$
Довжина головного обтікача	$L_n = 2.5 \sim 3.5 * D$
Запас стійкості	$k = 1.5 \sim 3.5 * D$

Розрахунок параметрів ракети			
в жовтих комірках задайте значення для Вашої ракети			
при необхідності можна змінювати параметри в яскраво-жовтих комірках			
Назва	Параметр	Калібри	Значення
Габарити			
Діаметр корпусу (калібр)	D	1	1,50
Довжина ракети	L	16	24,00
Довжина головного обтікача	L_n	2,5	3,75
Площа поздовжнього перерізу корпусу	A	-	36,00
Загальна площа стабілізатора	F	0,7	25,20
Стійкість			
Запас стійкості	k	1,5	2,25
Формфактор обтікача	C_p	-	0,466
Центр тиску малих кутів атаки	X _{цд}	-	20,26
Центр тиску великих кутів атаки	X _{цап}	-	17,44
Положення центра тяжіння	X _{цт}	-	18,01

Рис. 4.3 Введення та розрахунок параметрів динаміки польоту та габаритів у програмному забезпеченні “Empiric Rocket”.

Висновки по розділу

У даному розділі було виконано аналіз та розрахунок характеристик динаміки польоту ракети-носія.

5. Вибір потужності двигунів та оцінка масових характеристик РН

Вибір потужності двигунів та розрахунок масових характеристик буде виконано за допомогою навчального програмного забезпечення, розробленого в університеті МІТ. ПО допомагає розрахувати необхідні параметри для виводу корисного навантаження на орбіту з урахуванням декількох ступеней і гравітаційних втрат.

Є думка, що в оптимальному компонованні багатоступінчастої ракети кожен ступінь повинен мати запас характеристичної швидкості (ΔV) 4 км/с. Вважається, що оптимальна початкова тягоозброєність 1.2. Але ці ідеї треба якось підтвердити. Також мені хотілося наочно показати, чому ракети роблять багатоступінчастими.

Як вхідні дані були вибрані такі параметри:

- Суха маса двигунів кг.
- Кількість двигунів штук.
- Тяга двигунів у кілоньютонах.
- Витрата всіх компонентів палива одним двигуном, кілограм за секунду.
- Маса палива, кг.

Ті, хто хоч трохи цікавився ракетною технікою, можуть запитати, куди пропав питомий імпульс, який використовується у формулі Ціолковського? Насправді він нікуди не зник. Питомий імпульс неявно міститься у тязі двигуна та витраті палива. УІ пропорційний тязі і обернено пропорційний витраті палива. Чим більше тяга і що менше витрата палива, то більше вписувалося УІ.

Тягу двигуна в тоннах можна перерахувати в тягу в кілоньютонах, помноживши її на 9,81.

Маса баків, перехідників та інших допоміжних конструкцій вважається «навскидку» як 10% маси палива та названа «паразитною масою». Це досить серйозне спрощення, тому що насправді цей параметр сильно впливає на

загальну ефективність ракети і відрізняється у різних ракет. Чим легші баки, перехідники та інші конструкції, тим менше паразитної маси треба піднімати ракеті.

Повна та порожня маси розраховуються на основі відомих властивостей. Порожня маса – це маса всіх двигунів та паразитна маса, повна маса – це порожня маса та маса палива

Розрахунок гравітаційних втрат детально показаний нижче.

Для спрощення завдання не враховуються:

- Втрати на тертя повітря.
- Зміна тяги, залежно від атмосферного тиску.
- Втрати часу на розподіл щаблів.
- Зміна тяги двигунів на ділянці максимального швидкісного напору.
- Враховується лише одне компонування - з послідовним розташуванням сходів.

Розрахунок швидкості

Розгін ракети в моделі відбувається так:

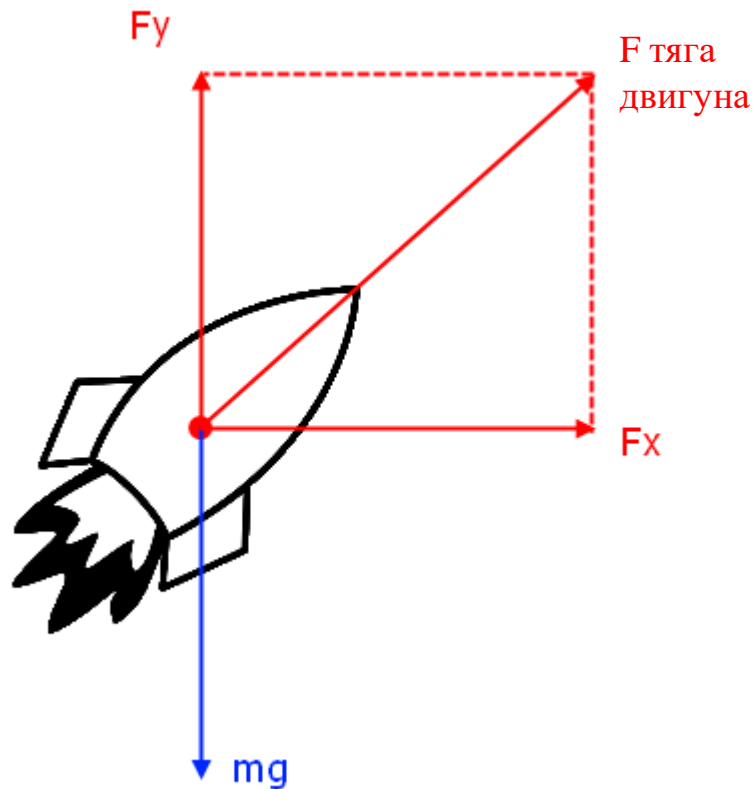


Рис.5.1 Сили, що діють на ракету в польоті

Висота польоту передбачається незмінною. Тоді тягу ракети можна буде розділити на дві проекції: F_x та F_y . F_y має дорівнювати mg , це наші гравітаційні втрати, а F_x — це сила, яка розганятиме ракету. F постійна, це тяга двигунів, m змінюється через витрати палива.

Спочатку була спроба аналітичного вирішення рівняння руху ракети. Проте вона не увінчалася успіхом, оскільки гравітаційні втрати залежать від швидкості ракети. Проведемо уявний експеримент:

1. На початку польоту ракета просто не відірветься від стартового столу, якщо тяга двигунів буде меншою, ніж вага ракети.
2. В кінці розгону ракета все також притягується до Землі з силою mg , але це неважливо, оскільки її швидкість така, що впасти вона не встигає, і, коли вона вийде на кругову орбіту, вона постійно падатиме на Землю, «промахаючись» повз неї з -за швидкості.

Виходить, що фактичні гравітаційні втрати є функцією від маси та швидкості ракети. Як спрощене наближення гравітаційні втрати вирішено вважати як:

$$F_y = \left(1 - \left(\frac{V^t}{V_1} \right)^2 \right) * m^t g, \quad (5)$$

де V_1 – це перша космічна швидкість.

Для розрахунку підсумкової швидкості довелося використати чисельне моделювання. З кроком за одну секунду проводяться такі розрахунки:

$$F_y = \left(1 - \left(\frac{V^t}{V_1} \right)^2 \right) * m^t g$$

$$F_x = \sqrt{F^2 - F_y^2} \quad (6)$$

$$a = \frac{F_x}{m^t} \quad (7)$$

$$V^t = V^{t-1} + a \quad (8)$$

де верхній індекс t – це поточна секунда, $t-1$ – попередня.

На мові програмування це виглядає так:

```

for (int time = 0; time < iBurnTime[stage]; time++) {
    int m1 = m0 - iEngineFuelUsage[stage] * iEngineQuantity[stage];
    double ms = ((m0 + m1) / 2);
    double Fy = (1-Math.pow(result/7900,2))*9.81*ms;
    if (Fy < 0) {
        Fy = 0;
    }
    double Fx = Math.sqrt(Math.pow(iEngineThrust[stage] *
iEngineQuantity[stage] * 1000, 2)-Math.pow(Fy, 2));
    if (Fx < 0) {
        Fx = 0;
    }
    result = (result + Fx / ms);
    m0 = m1;
}

```

Розрахунок максимального корисного навантаження

Знаючи підсумкову швидкість для кожного допустимого корисного навантаження, можна вирішувати задачу максимізації корисного навантаження як задачу знаходження кореня нелінійного рівняння.

$$V(M_{PH}) - 7900m/c = 0 \quad (9)$$

На рис.5.2 показано метод половинного ділення, який буде використовуватись для розрахунку.

Невідомий графік КН

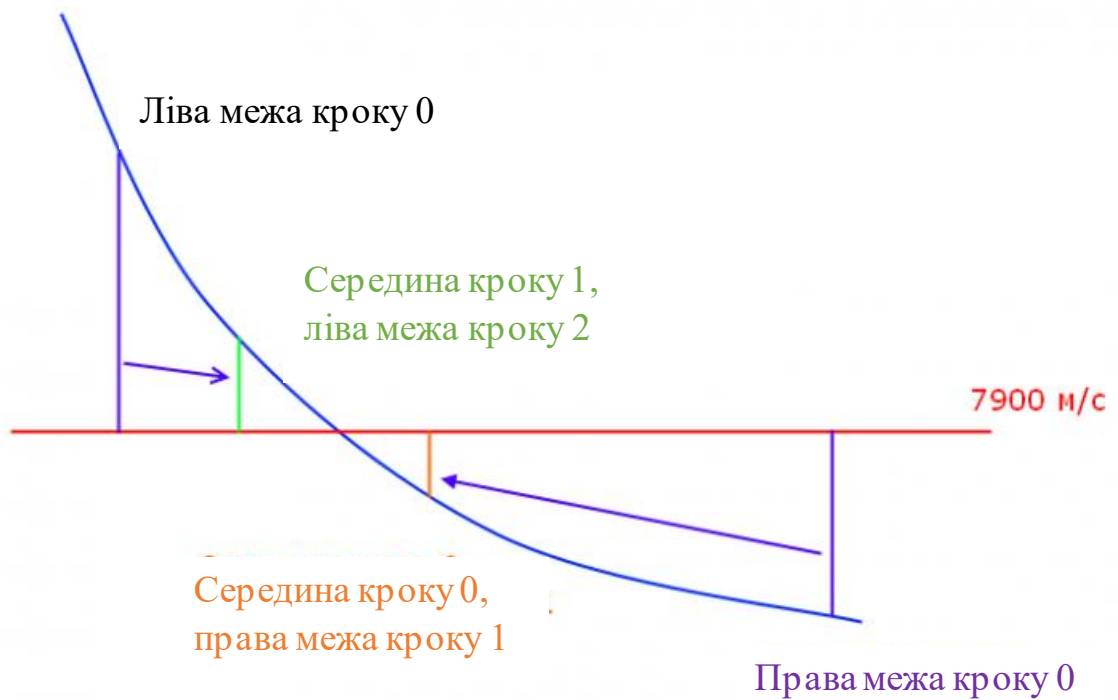


Рис.5.2 Метод половинного ділення

На мові програмування це виглядає так:

```
public static int calculateMaxPN(int stages) {  
    double[] deltaV = new double[5];  
    int result = 0;  
  
    int PNLeft = 50;  
  
    while (calculateVelocity(PNLeft, stages, false) > 7900) {  
        PNLeft = PNLeft + 1000;  
    }  
    System.out.println(calculateVelocity(PNLeft, stages, false));  
    int PNRight = PNLeft - 1000;  
  
    double error = Math.abs(calculateVelocity(PNLeft, stages, false) - 7900);
```

```

        System.out.println("Зліва " + Double.toString(PNLeft) + "; Справа " +
Double.toString(PNRight) + "; Помилка " + Double.toString(error));
        boolean calcError = false;
        while ((error / 7900 > 0.001) && !calcError) {
            double olderror = error;
            if (calculateVelocity((PNLeft + PNRight) / 2, stages, false) > 7900) {
                PNRight = (PNLeft + PNRight) / 2;
            } else {
                PNLeft = (PNLeft + PNRight) / 2;
            }
            error = Math.abs(calculateVelocity((PNLeft + PNRight) / 2, stages,
false) - 7900);
            System.out.println("Слева " + Double.toString(PNLeft) + "; Справа "
+ Double.toString(PNRight) + "; Помилка " + Double.toString(error));
            if (Math.abs(olderror - error) < 0.0001) { //аварійний вихід, якщо
алгоритм піде не туди
                PNLeft = 0;
                PNRight = 0;
                calcError = true;
            }
        }
        result = (PNLeft + PNRight) / 2;
        calculateVelocity(result, stages, true);
        return result;
    }

```

Можна розрахувати кінцеву швидкість ракети для зазначеного КН, заповнивши текстові поля параметрів, ввівши КН зверху та натиснувши кнопку «Порахувати швидкість».

Також можна розрахувати максимальне корисне навантаження для даних параметрів ракети, у цьому випадку поле «КН» не враховується.

Є реальна ракета з п'ятьма ступенями "Minotaur V". Кнопка "Minotaur V" завантажує параметри, схожі на цю ракету для того, щоб показати приклад роботи програми.

По суті, це режим «пісочниці», в якому можна створювати ракети з довільними параметрами, вивчаючи, як різні параметри впливають на вантажопідйомність ракети.

На рис.5.3 показано результати масового розрахунку ракети та розрахунку потужностей двигунів вже з урахуванням впливу сили опору повітря, що була розрахована в попередніх розділах.

Параметри двигуна підбирались з розрахунком на те щоб з певним запасом ($\sim 700\text{м/с}$) вийти на першу космічну швидкість на висоті орбіти в 160 км ($\sim 7500\text{м/с}$).

Кількість ступенів	2	КН	кг	1000
Minotaur V			Соревнование	
Ступень 1		Ступень 2		
Кількість двигунів	1	Кількість двигунів	1	
Тяга одного двигуна, КН	285	Тяга одного двигуна, КН	70	
Витрата усіх компонентів палива одного двигуна, кг/с	95	Витрата усіх компонентів палива одного двигуна, кг/с	15	
Суша маса двигуна, кг	408	Суша маса двигуна, кг	155	
Маса палива,	15000	Маса палива,	3000	
Паразитна маса, кг	1500	Паразитна маса, кг	300	
Повна маса, кг	16908	Повна маса, кг	3455	
Пуста маса, кг	1908	Пуста маса, кг	455	
Час роботи, с	157	Час роботи, с	200	
Початкова тягоозброєність	1.36	Початкова тягоозброєність	0.90	
Порахувати швидкість		Максимізувати КН		
Розподіл delta-V по ступеням				
3209.52		5047.37		
Фінальна швидкість : 8256.89 м/с				

Рис.5.3 Результат розрахунку потужностей двигунів та масового розрахунку.

Після аналізу та огляду усіх існуючих та дійсних двигунів, що коли-небудь використовувались в ракетах-носіях космічного призначення та балістичних ракет, були підібрані параметри двигунів. Окрім потужностей були взяті з найближчих аналогів існуючих двигунів, що найкраще підходять по параметрам, представленим на рис.5.3, а саме:

Для першої ступені – РД-0110 (показаний на рис.5.4):

Застосування: «Союз 11А511», «Молния-М 8К78М».

Камери: 4. Тиск у камері: 68,20 бар. Склад палива: Lox/RG-1.
Співвідношення тяги до ваги: 74,46. Співвідношення окислювача до палива:
2,2.

- Інші назви: РД-461; РД-0110; 11Д55.
- Маса без палива: 408 кг.
- Висота: 1,58 м.
- Діаметр: 2,24 м.
- Тяга: 297,90 кН
- Питомий імпульс: 326 с.
- Час горіння: 250 с (при повній заправці).
- Перший запуск: 1964-69.



Рис.5.4 Двигун РД-0110, що є аналогом для двигуна першої ступені.

Для другої ступені – НМ7В (використовувався в раніше розглянутій ракеті-носії Аріан-2)(показаний на рис.5.5):

Тяга: 43,600 кН. Тиск у камері: 35,00 бар. Коефіцієнт площі: 83,1. Співвідношення тяги до ваги: 41,25. Співвідношення окислювача до палива: 5,14. Коефіцієнт розрідження тяги: 1,895

- Маса без палива: 155 кг.
- Висота: 1,80 м.
- Діаметр: 1,00 м.
- Тяга: 70,00 кН.
- Питомий імпульс: 447 с.
- Питомий імпульс рівня моря: 310 с.
- Час горіння: 731 с (при повній заправці).



Рис.5.5 Двигун НМ7В, що є аналогом для двигуна другої ступені.

Висновок по розділу

У цьому розділі було виконано аналіз методів розрахунку параметрів ракети-носія для виводу її на орбіту, проаналізовано базу існуючих двигунів та підібрано аналогічні та такі, що підходять по параметрам для даного завдання та на базі цього проведено масовий підбір та розрахунок параметрів ракети-носія.

6. Розрахунок силових елементів конструкції

Розрахунок силових елементів конструкції буде проведено за допомогою програмного забезпечення FEMAP/NASTRAN. Для визначення напруг в силових елементах конструкції ракети розроблено кінцево-елементну модель (КЕМ). Силова конструкція складається з набору шпангоутів та стрингерів. Для спрощення розрахунку та можливості безперебійного розрахунку за допомогою наявних комп'ютерних ресурсів конструкцію було спрощено, а саме конструкцію шпангоутів та стрингерів: шпангоути та стрингери представлені у вигляді пластин товщиною в 1,5см, товщину обшивки прийнято в 0,2 см.

6.1 Принципи кінцево-елементного моделювання конструкції (на прикладі крила):

Список умовних скорочень:

БД – база даних;

БДК – база даних класів;

ГМ – геометрична модель;

ЗПТО – зона постійної товщини обшивки;

ІТ – інформаційна технологія;

КЕ – кінцевий елемент;

КЕМ – звичайно-елементна модель;

МД – метод декомпозиції;

МКЕ – метод кінцевого елемента;

ПДВ – напружено-деформований стан;

ОСУБД – об'єктна система управління базами даних;

ОЧК - відокремлена частина кесона (крила);

ПМ – програмний модуль;

ПЗ - програмне забезпечення;

ППО – прикладне програмне забезпечення;

ПСС – площина симетрії літака;

САПР – система автоматизованого проектування.

СТК – літак транспортної категорії;

СУБД – система управління базами даних;

СТО – складний технічний об'єкт;

ТО – технічний об'єкт;

ТП – технічне проектування.

Принципи формування структур кінцево-елементних моделей елементів поздовжнього набору:

Основним елементом силового набору кесона крила є обшивка, яка сприймає навантаження від згинального моменту, зумовленого дією підйомної сили. Крім того, обшивка сприймає крутний момент і силу, що перерізує, що діє паралельно осі ОХ. Оскільки обшивка сприймає основні поздовжні навантаження, ми будемо вважати її частиною поздовжнього набору.

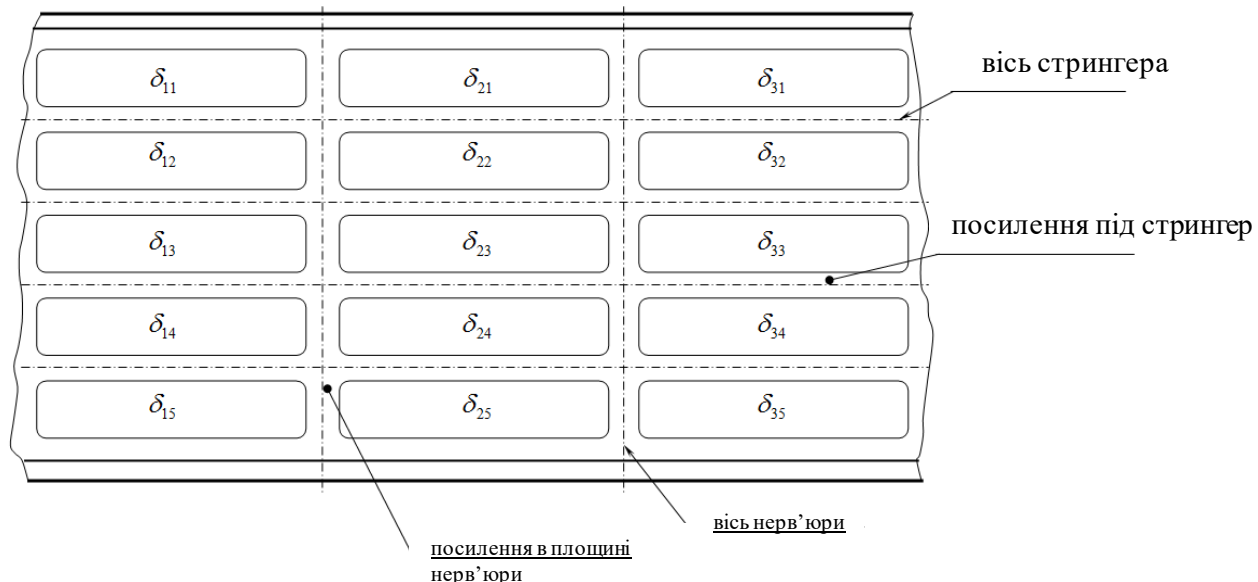


Рис. 6.1. Ескіз фрагмента типової панелі обшивки.

(δ_{ij} - місцева товщина обшивки)

У регулярних зонах конструкції кесона максимально можлива кількість варіантів товщини обшивки відповідає кількості проміжків, укладених між

двома сусідніми нерв'юрами та двома сусідніми елементами поздовжнього набору, які надалі називатимемо "зонами постійної товщини обшивки" (ЗПТО). Така міра дискретності товщин обшивки обумовлена технологічними та економічними критеріями (рис. 6.1).

Зважаючи на відсутність великих градієнтів товщини, для моделювання однієї ЗПТО регулярної зони кесона достатньо одного плоского КЕ (рис. 6.2). Таким чином, кількість КЕ, що моделюють обшивку кесона в регулярних зонах, приблизно відповідає кількості ЗПТО.

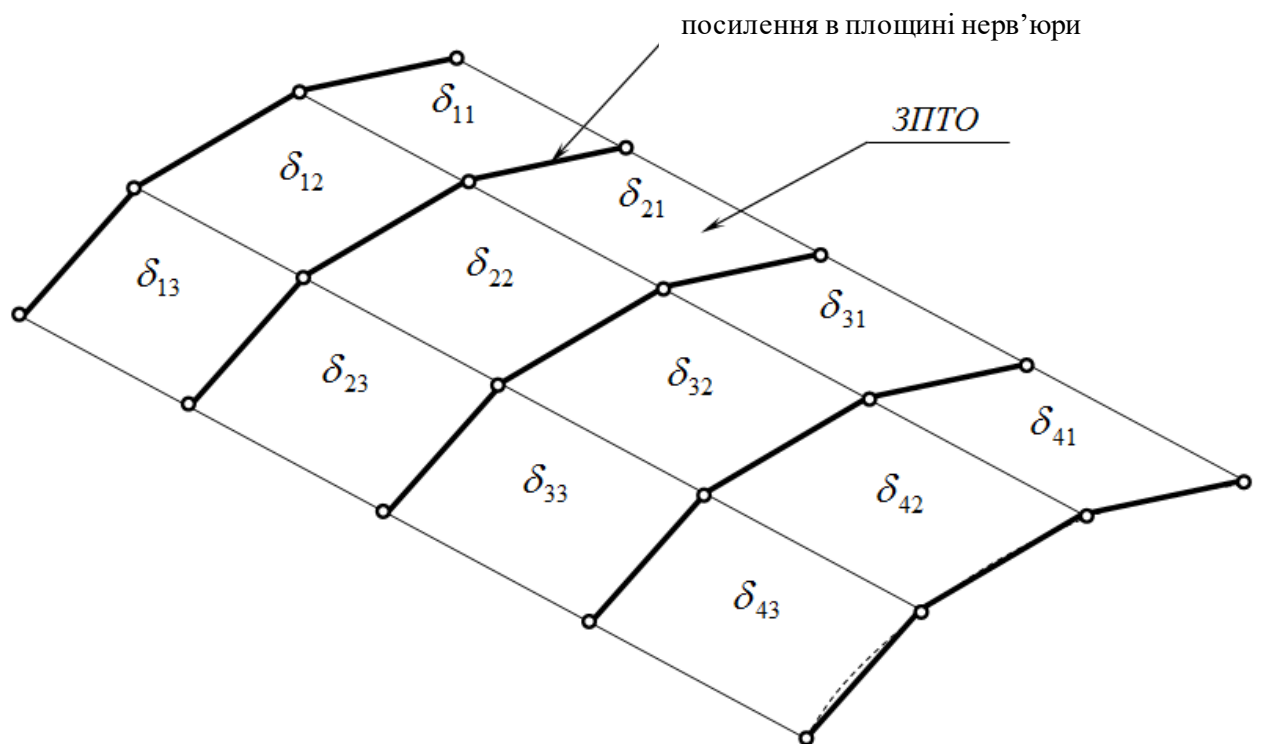


Рис. 6.2. Структура КЕМ обшивки у регулярній зоні кесона.

Стрингери моделюються у вигляді двопоясних балок (рис. 6.3), утворених плоскими чотирикутними КЕ, окантованими стрижневими КЕ. Плоскі КЕ забезпечують моделювання стінок стрінгерів. Як поздовжніх окантуючих елементів використовуються стрижневі КЕ, що моделюють "посилення" обшивки в зонах з'єднання зі стрінгерами та "шапки" стрінгерів.



Рис. 6.3. Модель двопоясної балки

Як поперечні окантовуючі елементи використовуються умовні стрижневі КЕ, що з'єднують вузли, розташовані на теоретичному контурі крила, з відповідними вузлами, що об'єднують стрижневі КЕ, що моделюють "шапки" стрингерів. Поперечні окантовують елементи, забезпечують моделювання посилень стінок стрингерів в місцях кріплення книжок і розташовані тільки в площинах звичайних і додаткових нервюр. Осі стрижневих КЕ, що моделюють підсилення під стрінгери, розташовані на теоретичному контурі крила, а осі стрижневих КЕ, що моделюють "шапки" стрінгерів, проходять через центри тяжкості "шапок" (рис. 6.4):

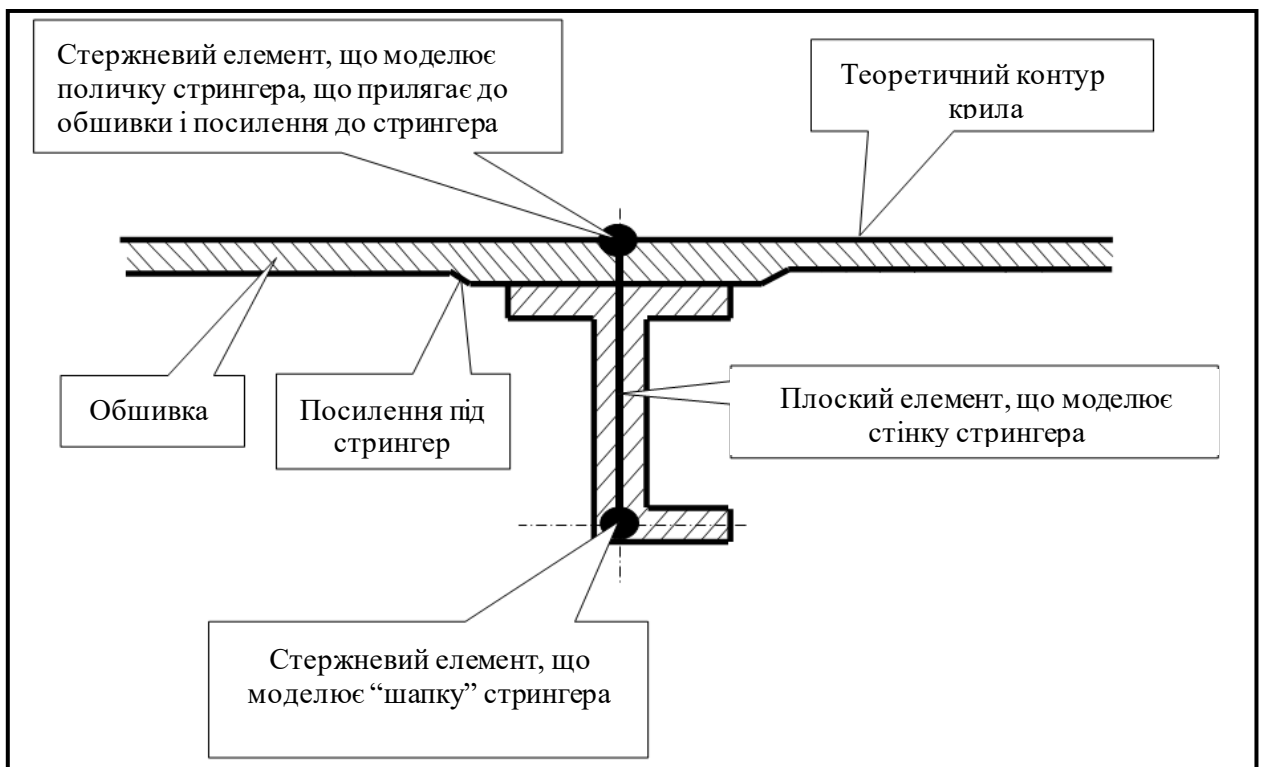


Рис. 6.4. Моделювання перерізу стрінгера.

Моделювання стрінгерів у вигляді двопоясних балок дозволяє використовувати стрижневі КЕ, що мають умовно круглий переріз, що позбавляє необхідності вводити в модель спеціальні вузли орієнтації.

Внаслідок значного звуження консольних частин кессона крила, частина стрінгерів не доходить до торцевих нервюр відповідних відсіків кессона, закінчуючись на проміжних нервюрах, де формуються, так звані, "закінчення" стрінгерів. На розрахунковій моделі кожне закінчення формується шляхом з'єднання стрижневих КЕ, що моделюють посилення під стрінгер, і стрижневих КЕ, що моделюють "шапку" стрінгера, з одним із найближчих вузлів КЕМ наступної нервюри, що знаходяться на теоретичному контурі крила. Ділянка обшивки між нервюрою, на якій закінчується стрінгер, і наступною нервюрою формується відповідно з трикутної та чотирикутної панелей. Стіна стрінгера в зоні закінчення не моделюється (рис. 6.5):

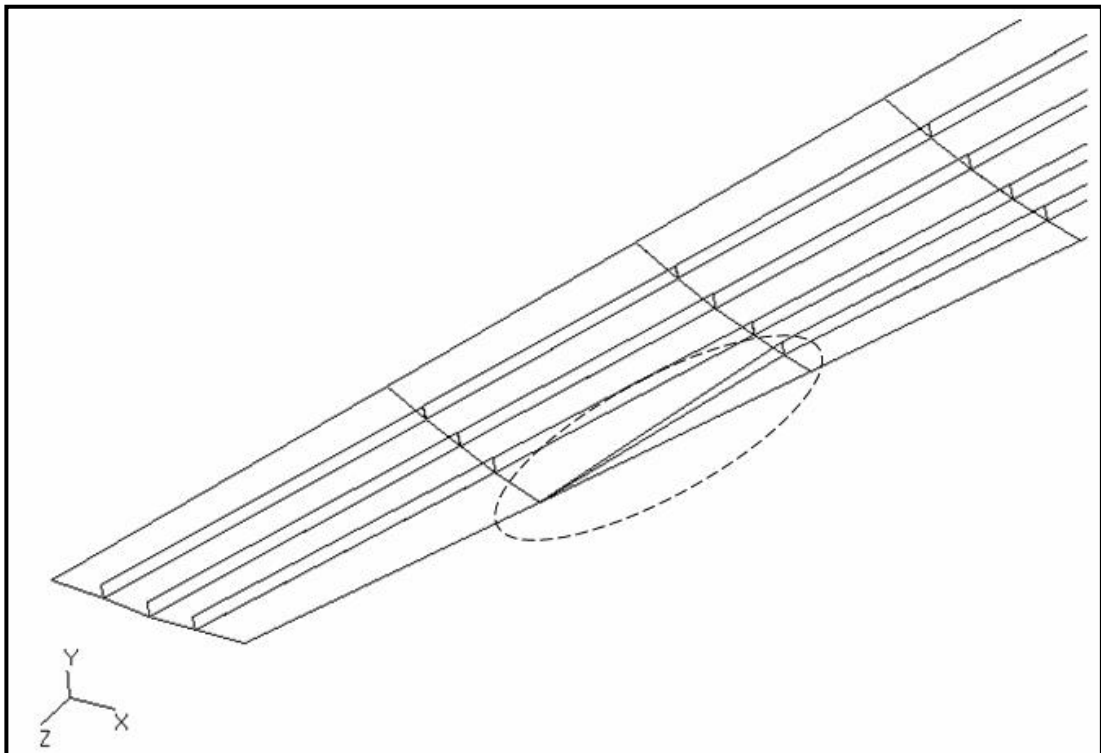


Рис. 6.5. Структура КЕМ у зоні закінчення стрінгера.

КЕМ переднього і заднього лонжеронів включають такі елементи (рис. 6.6).

- стрижневі КЕ, що моделюють горизонтальні стінки верхньої та нижньої полиць;
- чотирикутні КЕ, що моделюють вертикальні стінки верхньої та нижньої полиць;
- стрижневі КЕ, що окантовують вертикальні стінки верхньої та нижньої полиць;
- чотирикутні КЕ, що моделюють стінки.

Структурно моделі лонжеронів розділені на окремі ділянки (шпації), обмежені вертикальними стрижневими КЕ, розташованими в площинах нервюр та додаткових перерізів, призначених для підвищення дискретності розрахункової моделі у зонах з'єднання центроплану з фюзеляжем та стику консолі з центропланом. У свою чергу, стінки лонжеронів у межах кожної шпації розділені по вертикалі на 3 рівні ділянки. При цьому поздовжні окантовують стрижневі КЕ між зазначеними ділянками відсутні. Стійки лонжеронів не моделюються, за винятком міжнервюрних прольотів, що містять додаткові перерізи.

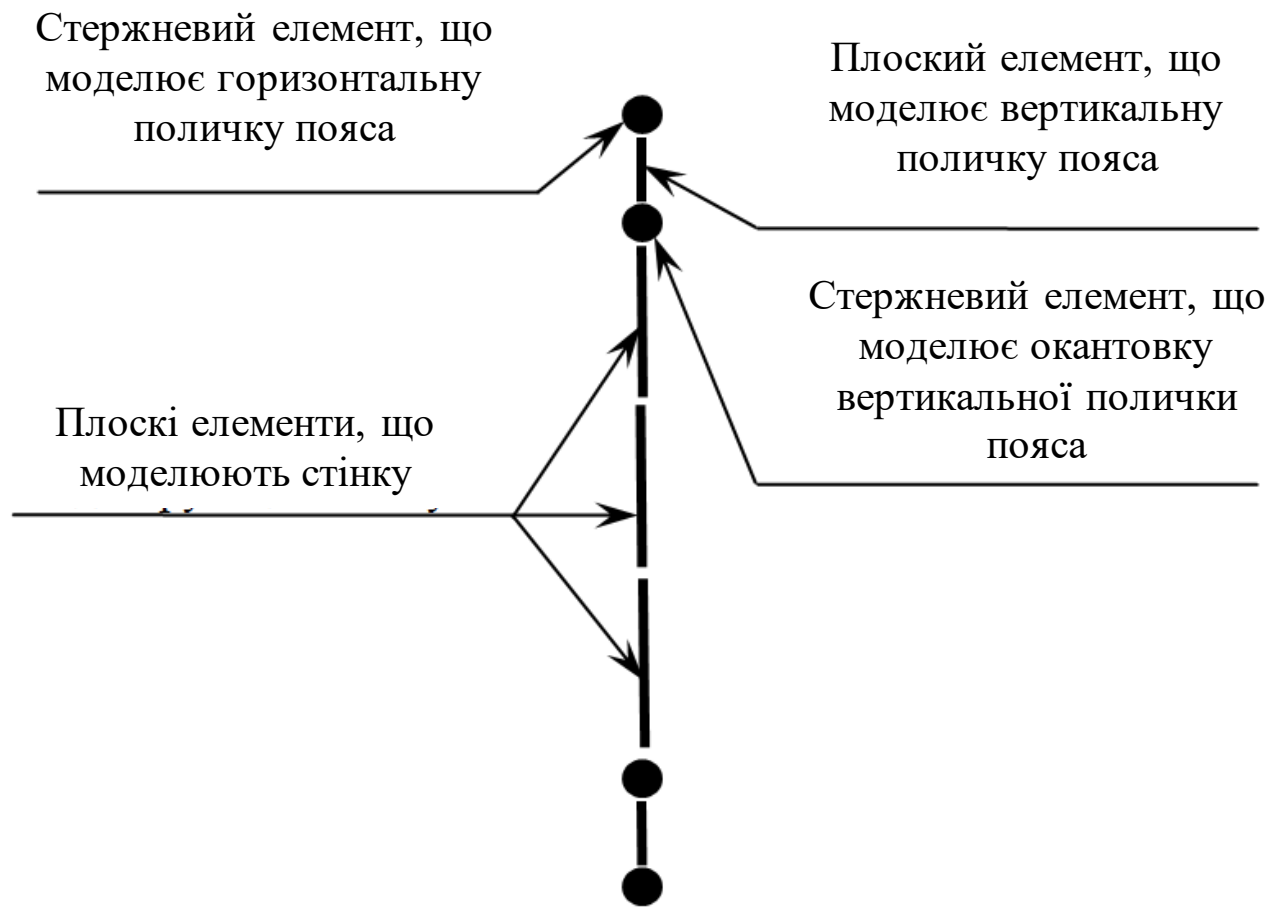


Рис. 6.6. "Переріз" кінцево-елементної моделі лонжерону.

Крім перерахованих вище КЕ, моделі лонжеронів містять ряд додаткових КЕ, що моделюють зони стиків.

Посилення обшивок у зонах поздовжніх стиків між монолітними панелями обшивки моделюються як ланцюжків стрижневих КЭ.

Всі стрижневі та плоскі КЕ, що моделюють обшивку, стрінгери, лонжерони та поздовжні стики повинні сприймати згинальні навантаження (елементи типу "Bar" та "Plate" у MSC.Nastran).

Принципи формування структур КЕМ елементів поперечного набору кесон крила

Основним елементом поперечного набору кесона крила є типова нервюра, призначена для сприйняття і передачі на елементи поздовжнього набору невеликих і помірних поперечних навантажень. Крім того, типові нервюри перешкоджають зміні контуру відповідних перерізів, спричиненому

деформацією кесона. Конструктивно типові нервюри можуть бути збірними та монолітними. Збірні нервюри складаються з деталей, з'єднаних за допомогою заклепок. Монолітні нервюри є цільною конструкцією, що формується за допомогою фрезерування.

Модель збірної нервюри (рис. 6.7) включає наступні основні елементи:

- стрижневі КЕ, що моделюють пояси нервюри;
- стрижневі КЕ, що моделюють книці;
- умовні стрижневі КЕ, призначені для окантування чотирикутних КЕ, що моделюють стінки стрінгерів, з метою передачі навантажень з моделей книжок на моделі стінок стрінгерів;
- стрижневі КЕ, що моделюють стійки нервюр;
- чотирикутні КЕ, що моделюють компенсатори;
- плоскі КЕ, що моделюють стінки нервюри.

Кількість та розташування стрижневих КЕ, що моделюють стійки збірних нервюр, в основному, визначаються необхідністю передачі навантажень з книжок на стінки, і не скрізь відповідають їх реальній кількості та розташування. При цьому сумарна жорсткість КЕ, що моделюють стійки, визначається, виходячи з сумарної жорсткості стійок нервур, що моделюються. Кількість і розташування чотирикутних КЕ, що моделюють компенсатори, в основному, відповідають їх кількості та розміщенню на нервурах, що моделюються.

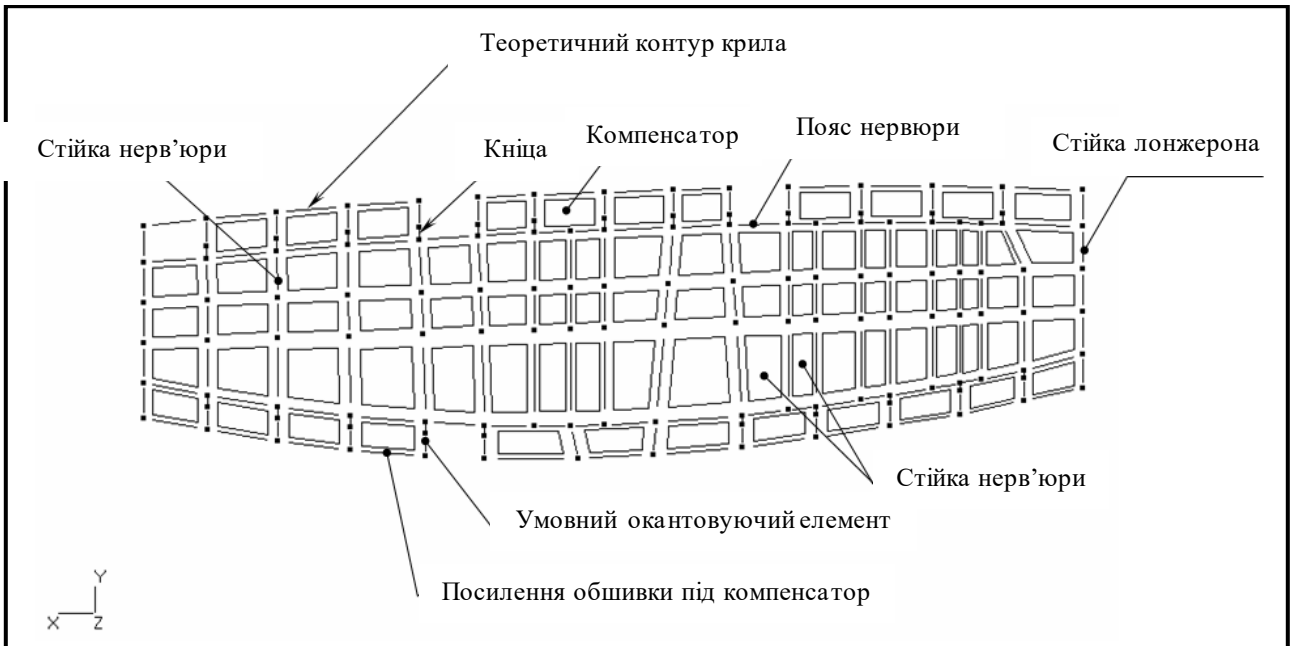


Рис. 6.7. КЕМ збірної нерв'юри (для наочності КЕ стиснуті).

Кожна модель компенсатора розташовується в площині відповідної нерв'юри в проміжку, утвореному двома сусідніми стрінгерами, теоретичним контуром крила і поясом нерв'юри, і включає два вузли, розташовані на теоретичному контурі, і два вузли, розташовані на поясі нерв'юри (рис. 6.8).

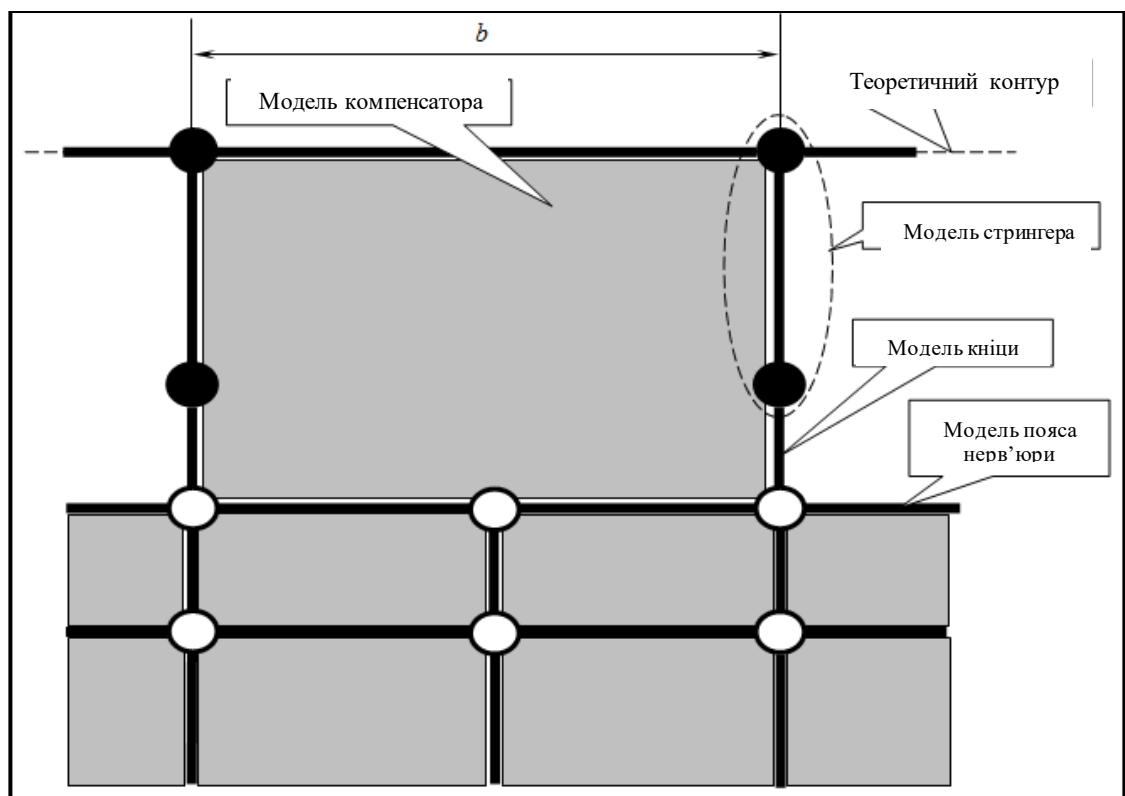


Рис. 6.8. Принцип моделювання компенсатора.

На відміну від інших елементів конструкції, книці та компенсатори моделюються відповідно за допомогою стрижневих КЕ, що працюють тільки на розтягування стиснення (у системі MSC.Nastran елементи типу "Rod"), і чотирикутних КЕ, що працюють тільки на зсув (у системі MSC.Nastran елементи типу "Shear Panel"). Це зумовлено тим, що в реальній конструкції книці працюють тільки на розтягування, а компенсатори тільки на зсув, оскільки закріплені відповідно на стрінгерах та обшивці.

З метою підвищення дискретності моделі, всі ділянки стінок нервюр, укладені між стійками, додатково розділені по вертикалі на три окремих плоских КЕ, між якими немає додаткових стрижневих КЕ, що окантовують. Поділ КЕМ стінок нервюр по висоті обумовлено необхідністю більш точного аналізу розподілу дотичних напруг, особливо в зонах кріплення кронштейнів навішування елеронів та елементів механізації крила.

Всі стрижневі та плоскі КЕ, що входять до структури КЕМ нервюр, повинні сприймати згинальні навантаження (елементи типу "Bar" та "Plate" в MSC.Nastran), за винятком КЕ, що моделюють книці та компенсатори.

На рис. 6.9 представлена спрощена КЕМ збірної нервюри для формування в ручному режимі за допомогою MSC.Nastran під час виконання комп'ютерних практикумів.

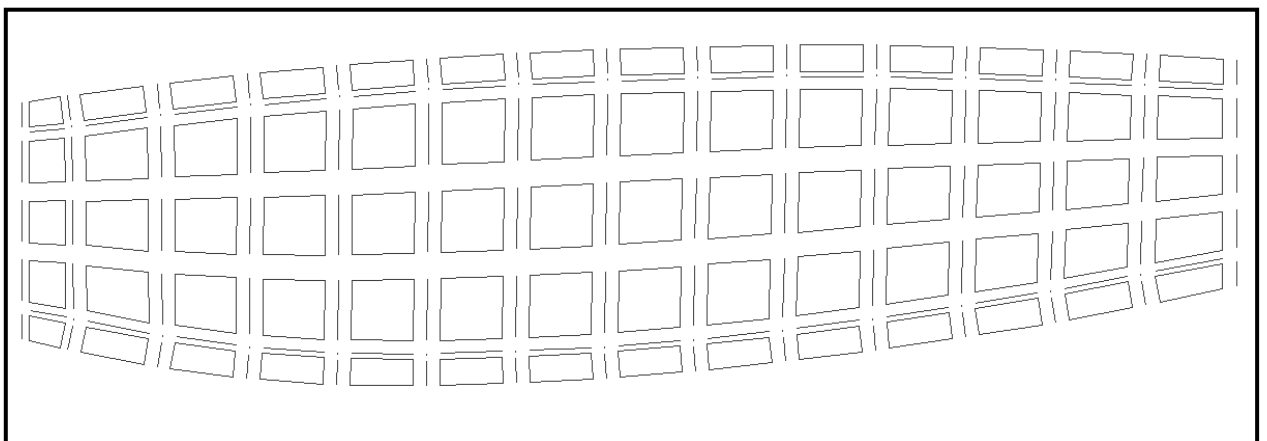


Рис. 6.9. Структура КЕМ збірної нервюри на формування у ручному режимі (для наочності КЕ стиснуті).

Моделювання стику центроплана з консольною частиною кесона крила

З'єднання ВЧК з центропланом зазвичай здійснюється за допомогою фланцевого стику. Стик забезпечує передачу наступних видів навантажень з ВЧК на центроплан:

- поздовжніх зусиль, викликаних дією згинального моменту;
- дотичних зусиль, викликаних дією крутного моменту;
- перерізуючих сил і, викликаних дією підйомної та поздовжньої сил і що передаються, відповідно, через стінки лонжеронів та обшивки;
- поздовжньої сили, що виникає під час здійснення літаком маневрів.

Особливістю фланцевих стиків (рис. 6.10) є те, що зусилля, що розтягують, передаються від однієї половини стику до іншої через стикувальні болти, а при стисканні - безпосередньо через поверхні фланців.

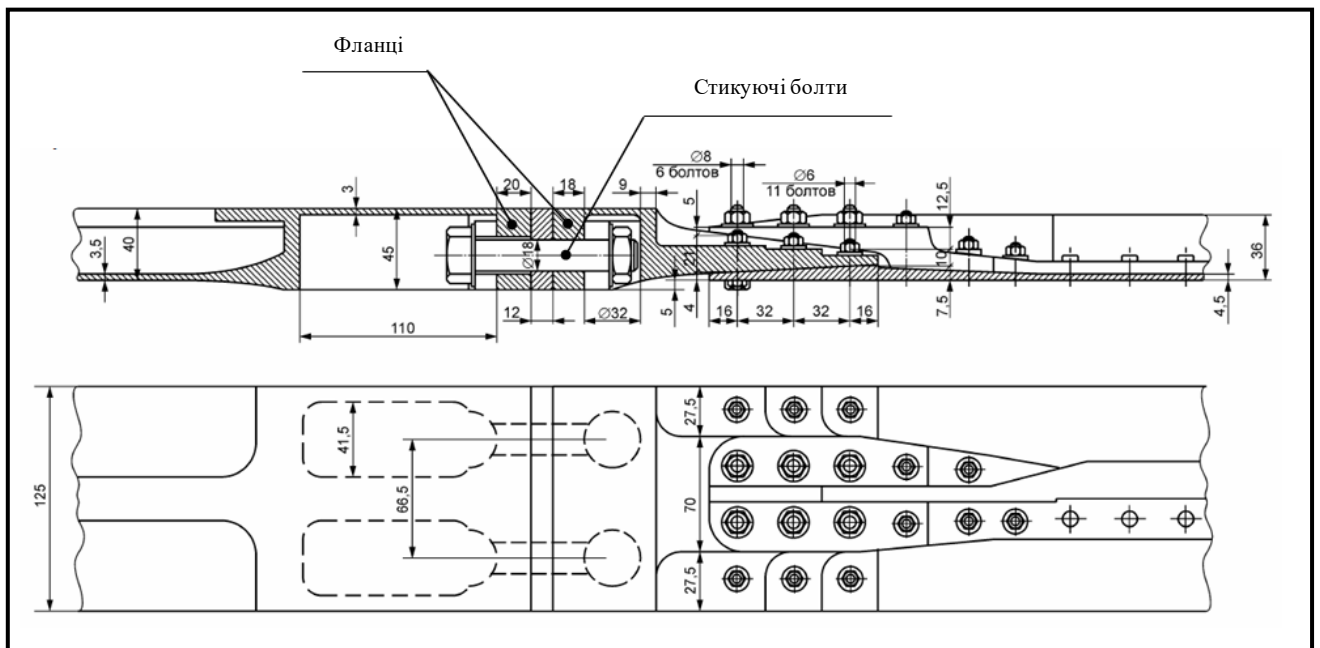


Рис. 6.10. Фрагмент конструкції фланцевого стику ВЧК із центропланом.

Крім того, у зв'язку з особливостями технології складання кесона крила, неможливо забезпечити щільну посадку болтів стикувань в отворі по всій товщині фланця. В результаті передача зсувних зусиль у такому стику можлива лише за рахунок тертя через прилеглі поверхні фланців. При цьому існує можливість зменшення сил тертя в розтягнутій зоні фланця, що, при великих перевантаженнях, унеможливує передачу дотичних зусиль через

вказану зону. Це має враховуватися для формування структури КЕМ фланцевого стику.

Модель стику не призначена для аналізу ПДВ. Її призначення – моделювання пружних властивостей стику для правильної передачі навантажень із КЕМ ВЧК на КЕМ центроплана. Тому структура КЕМ стику не повинна точно повторювати його конструкцію. Зокрема, з огляду на те, що стикувальні болти, розташовані в стислій зоні стику, фактично не беруть участь у передачі навантажень, при нормальних режимах експлуатації СТК, відповідна зона КЕМ стику ВЧК з центропланом СТК може взагалі не містити моделі стикових болтів.

У зоні КЕМ, що відповідає розтягнутій зоні стику, стикові болти моделюються за допомогою стрижневих КЕ.

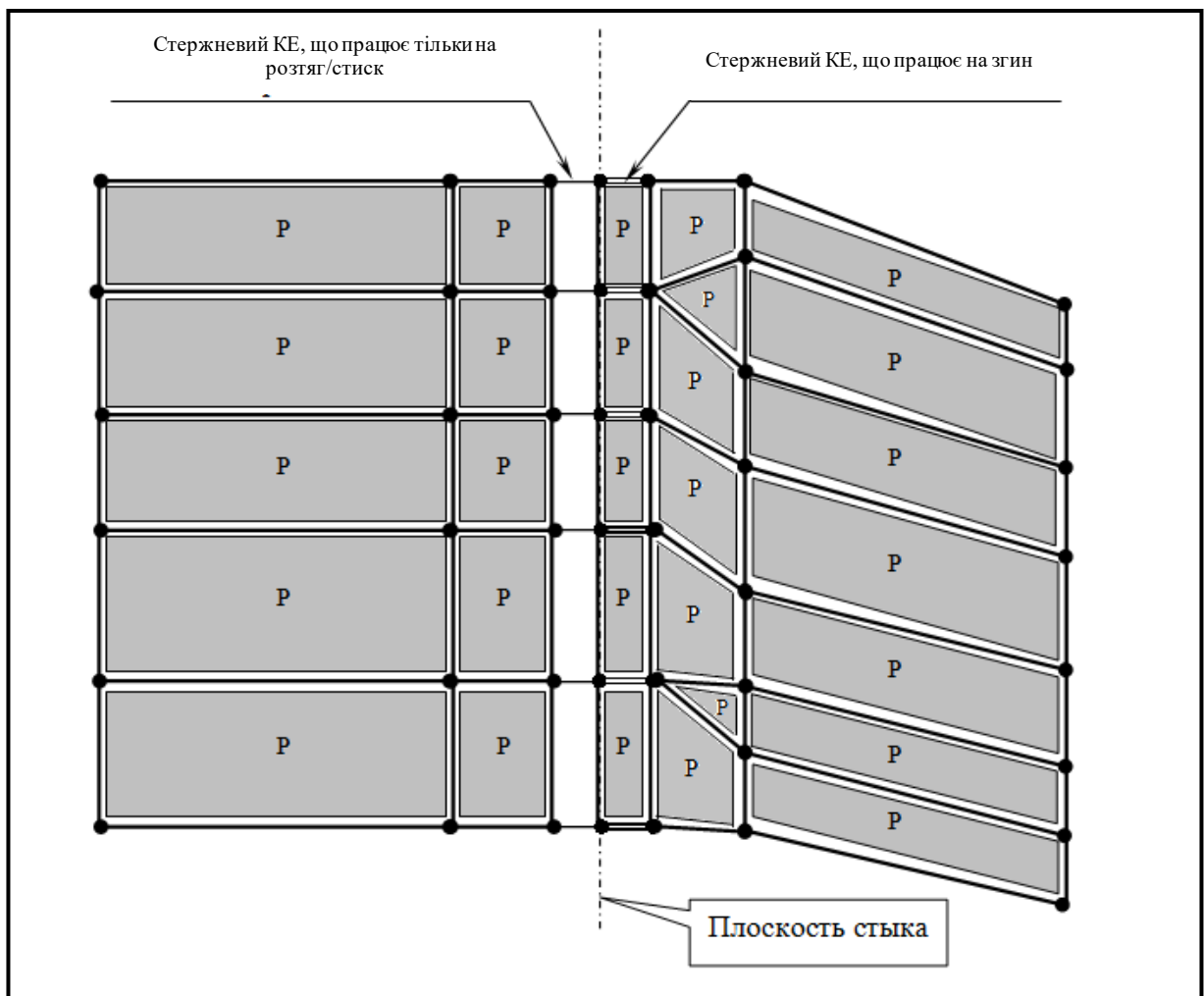


Рис. 6.11. Структура КЕМ розтягнутої зони стику ("P" - плоскі КЕ, що працюють на загальний ПДВ)

Оскільки КЕМ стику не призначена для аналізу його ПДВ, осі моделей стикових болтів можна розташовувати на поверхні кесона, а їх кількість не обов'язково повинна відповідати кількості болтів у конструкції, що моделюється. При цьому, щоб уникнути передачі дотичних зусиль, частини стикових болтів, розташовані в зоні вільної посадки в отворі стику, необхідно моделювати за допомогою стрижневих КЕ, що працюють тільки на розтяг і стиснення (у системі MSC.Nastran елементи типу "Rod"). Ця зона КЕМ також повинна містити плоских КЕ (рис. 6.11).

На рис. 6.12 показана спрощена модель стику, призначена для формування в ручному режимі за допомогою MSC.Nastran під час виконання комп'ютерних практикумів.

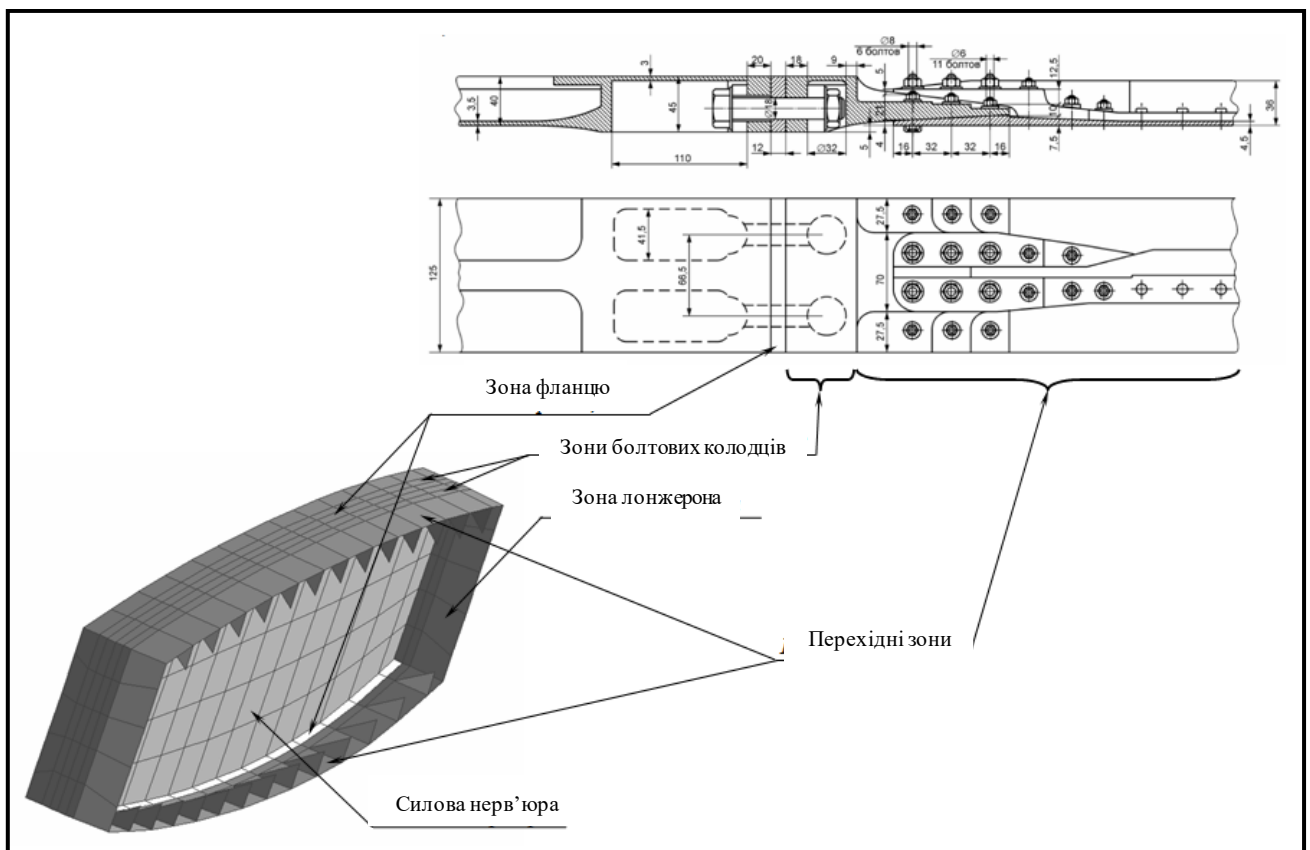


Рис. 6.12. Спрощена КЕМ стику

На рис. 6.13-6.16 представлені фази формування спрощеної КЕМ стику:

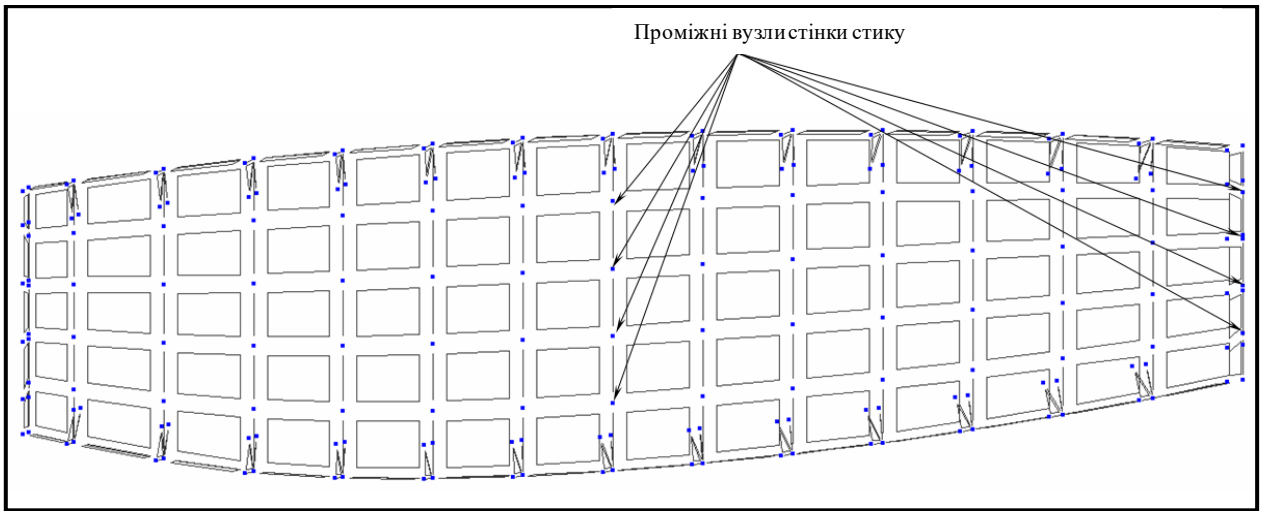


Рис. 6.13. Формування КЕМ стінки стику

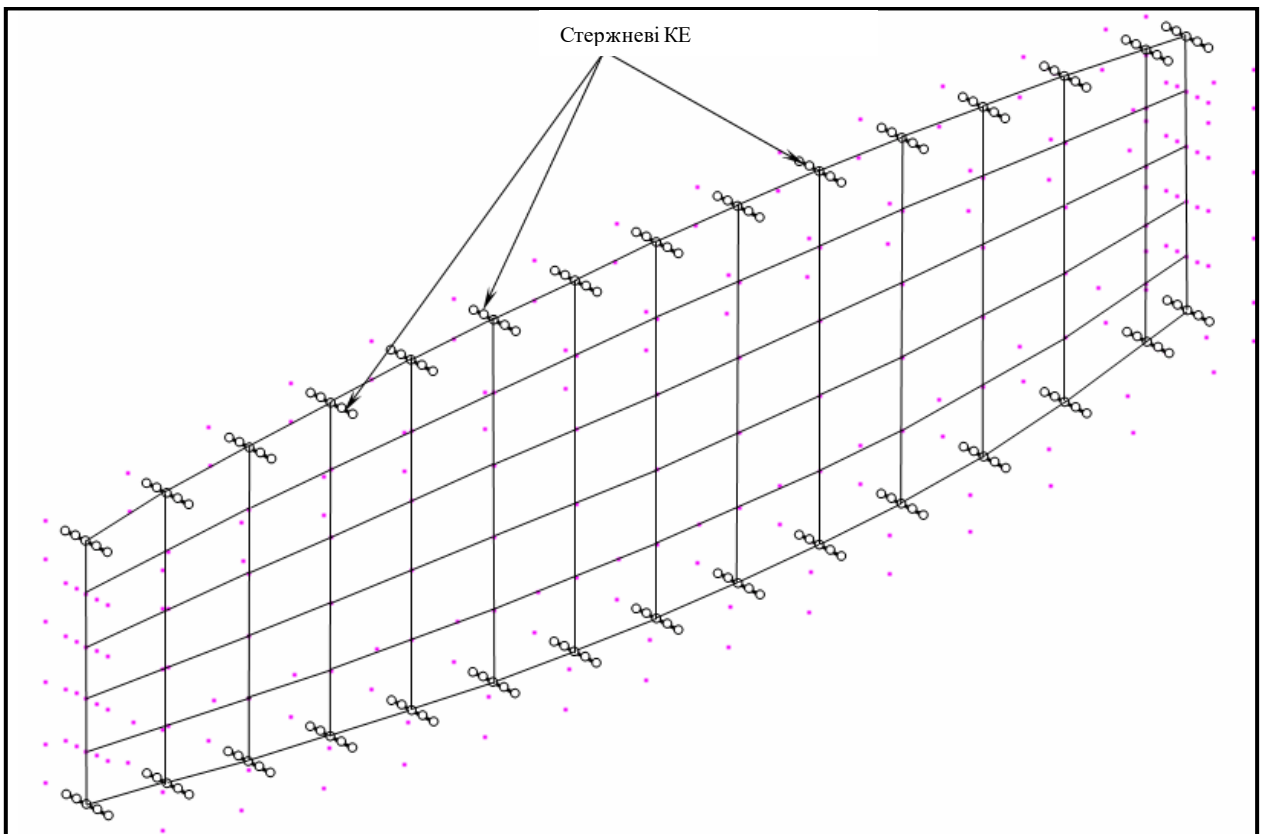


Рис. 6.14. Моделювання болтових з'єднань

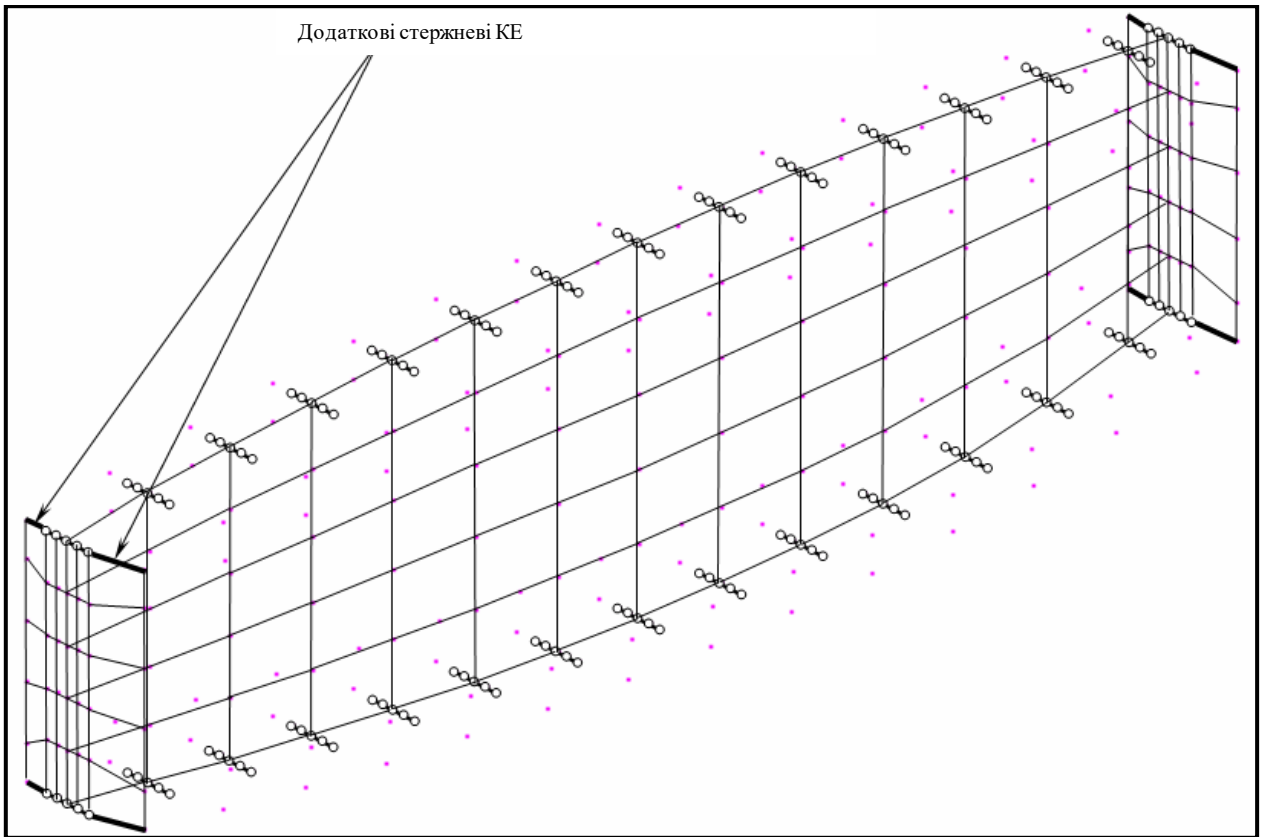


Рис. 6.15. Моделювання зон стін лонжеронів

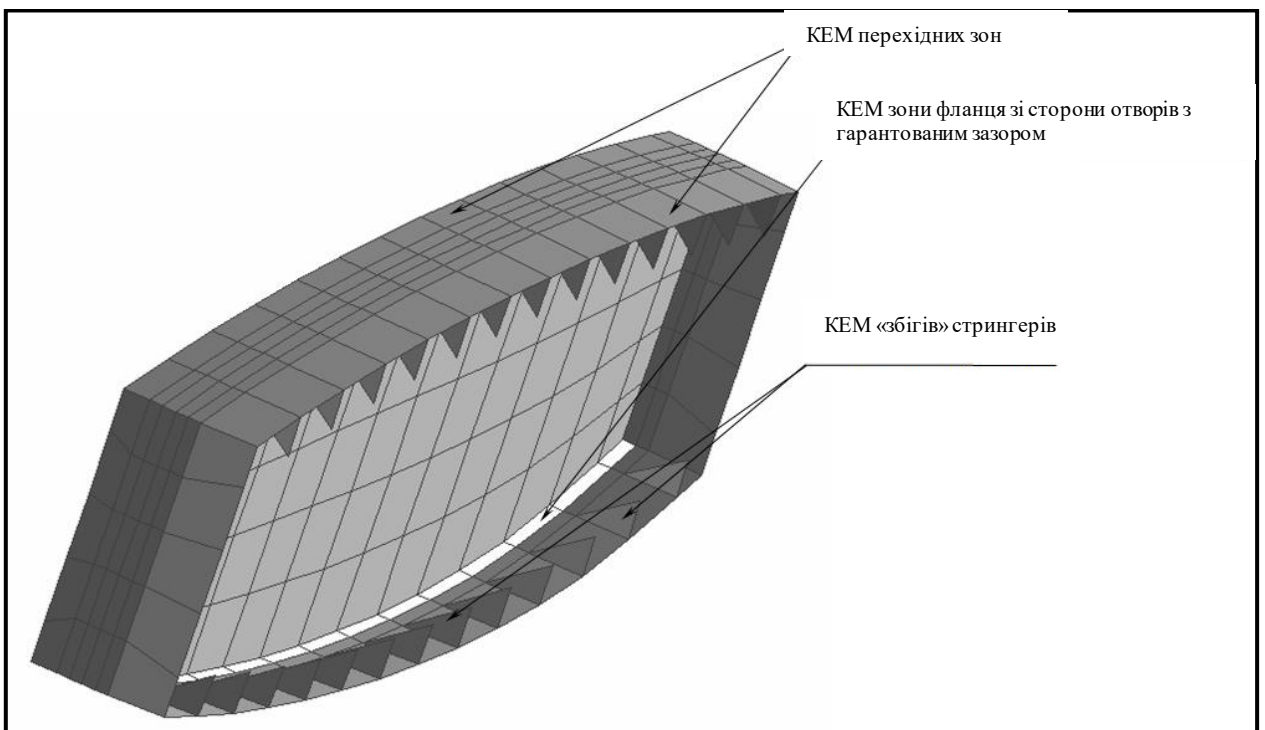


Рис. 6.16. "Готова" спрощена КЕМ стику

В результаті отримання усієї вищеперечисленої інформації було створено спрощену КЕМ модель ракети-носія з поясами стрингерів та шпангоутів, яку

можна побачити на рис. 6.17. За конструктивними рішеннями було використано 12 стрінгерів та 10 шпангоутів.

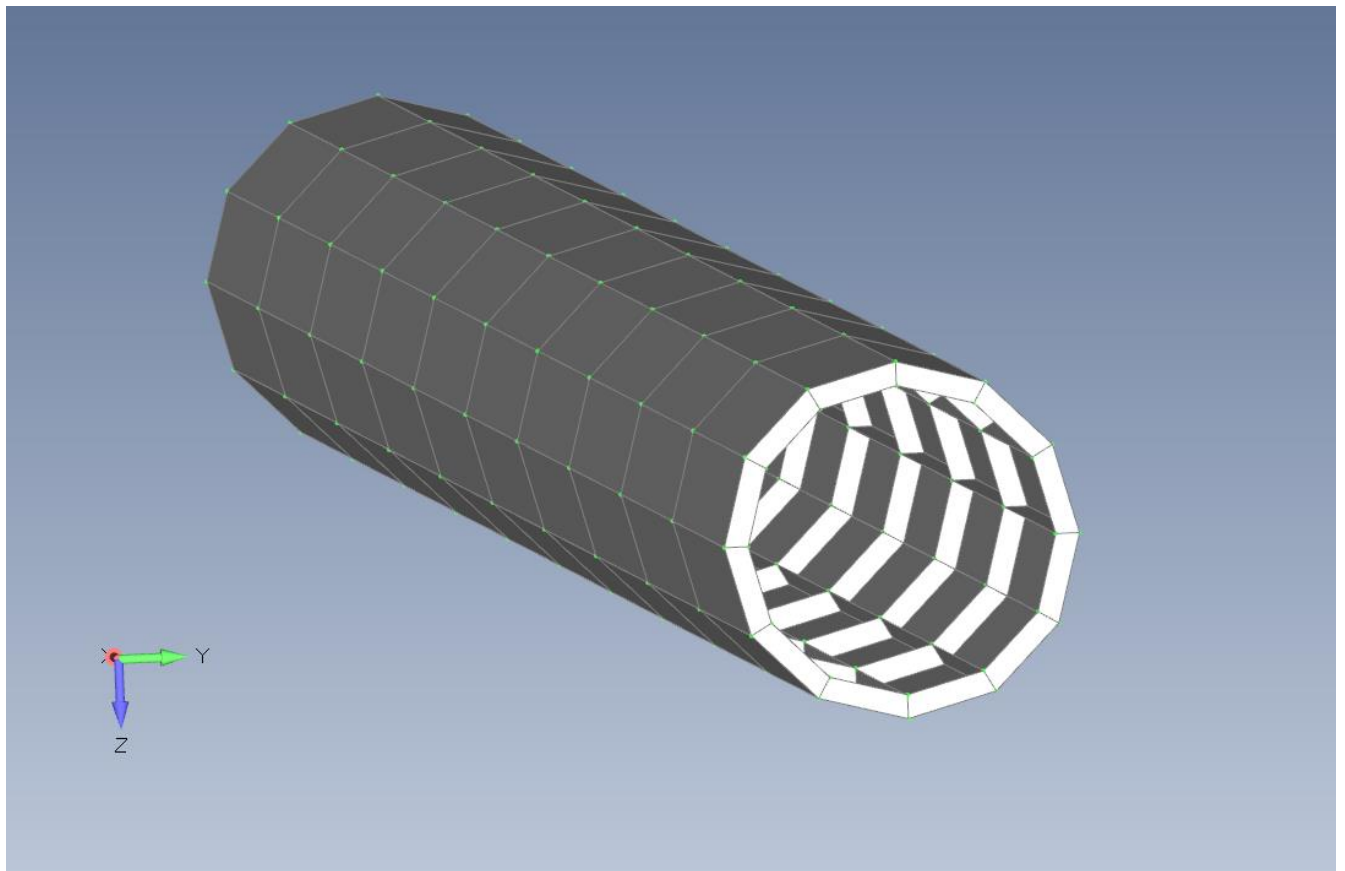


Рис.6.17 КЕМ модель ракети-носія

Готова КЕМ модель ракети-носія далі була розрахована на статичну міцність в найнебезпечнішому руйнівному випадку під час польоту ракети, а саме під час зміни кута атаки ракети зміною вектора дії сили тяги двигуна на 10 градусів. На рис 6.18 можна побачити характеристики заданого матеріалу Д16, що був використаний для фюзеляжу, шпангоутів та стрінгерів.

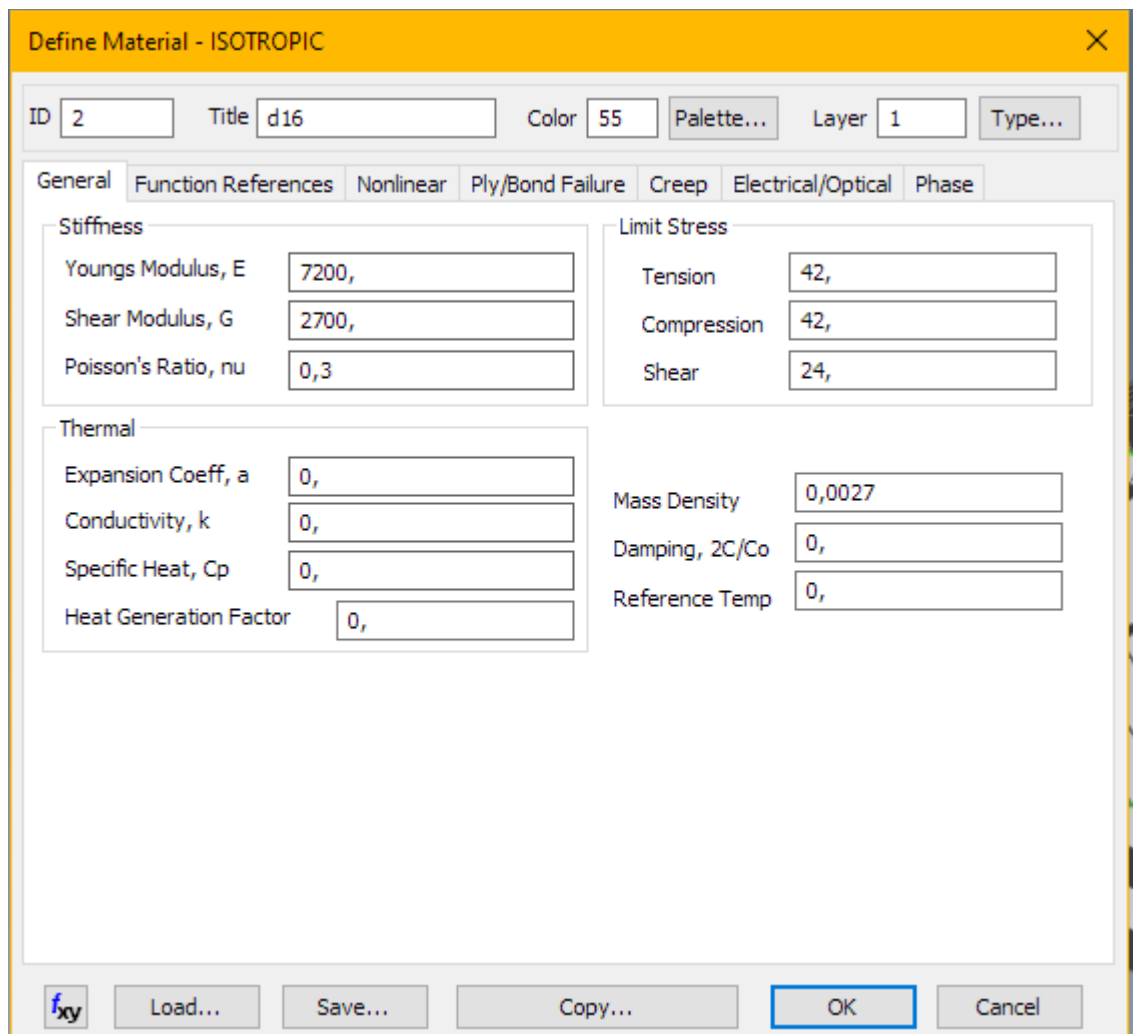


Рис.6.18 Параметри матеріалу Д16

На рис.6.19 можна побачити результати статичного розрахунку від впливу трьох найвпливовіших векторів сил під час польоту ракети, а саме:

- вектор дії сил супротиву повітря, що прикладений до головного відсіку.
- вектор дії сили тяги двигуна (при максимальній тязі (300кН)), прикладений до хвостового відсіку
- вектор дії сил тяжіння (при максимальному завантаженні (25 т)), прикладеного до центру тяжіння ракети.

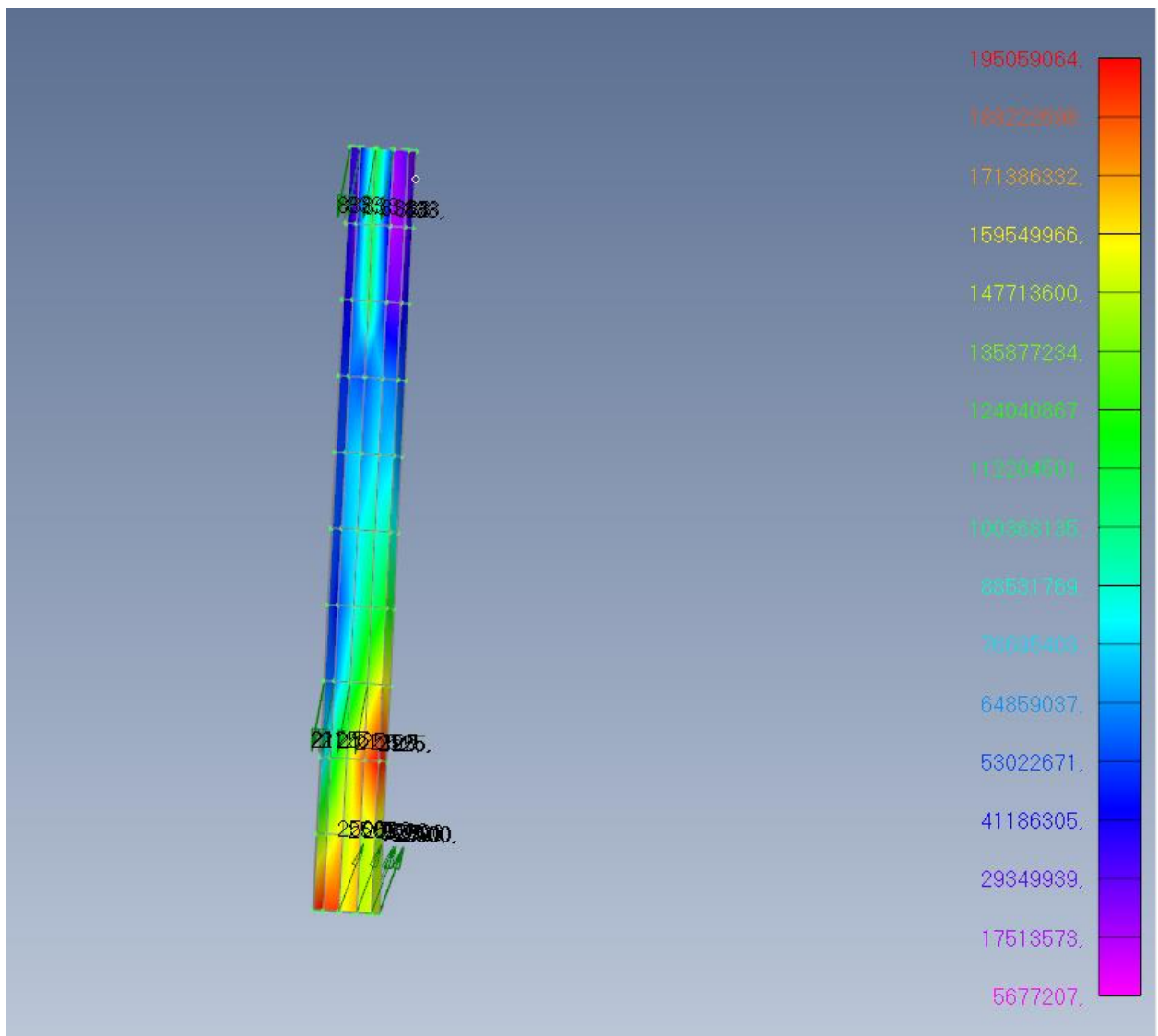


Рис. 6.19 Результат статичного розрахунку ракети-носія

Як можна бачити за результатами розрахунку, максимальне напруження в структурних силових елементах, що досягає 200 МПа знаходиться за межею межі текучості Д16 у формі плит (245-275 МПа) та, що більш очевидно, за межею міцності (345-420 МПа). Як можна помітити з рис. 6.20, найбільш чутливими елементами, що сприймають найбільше навантаження є стрингери у секції, де знаходиться центр тяжіння, а отже кроком на підвищення міцності конструкції ракети та насамперед застереження критичних випадків може бути посилення стрингерів у даній секції.

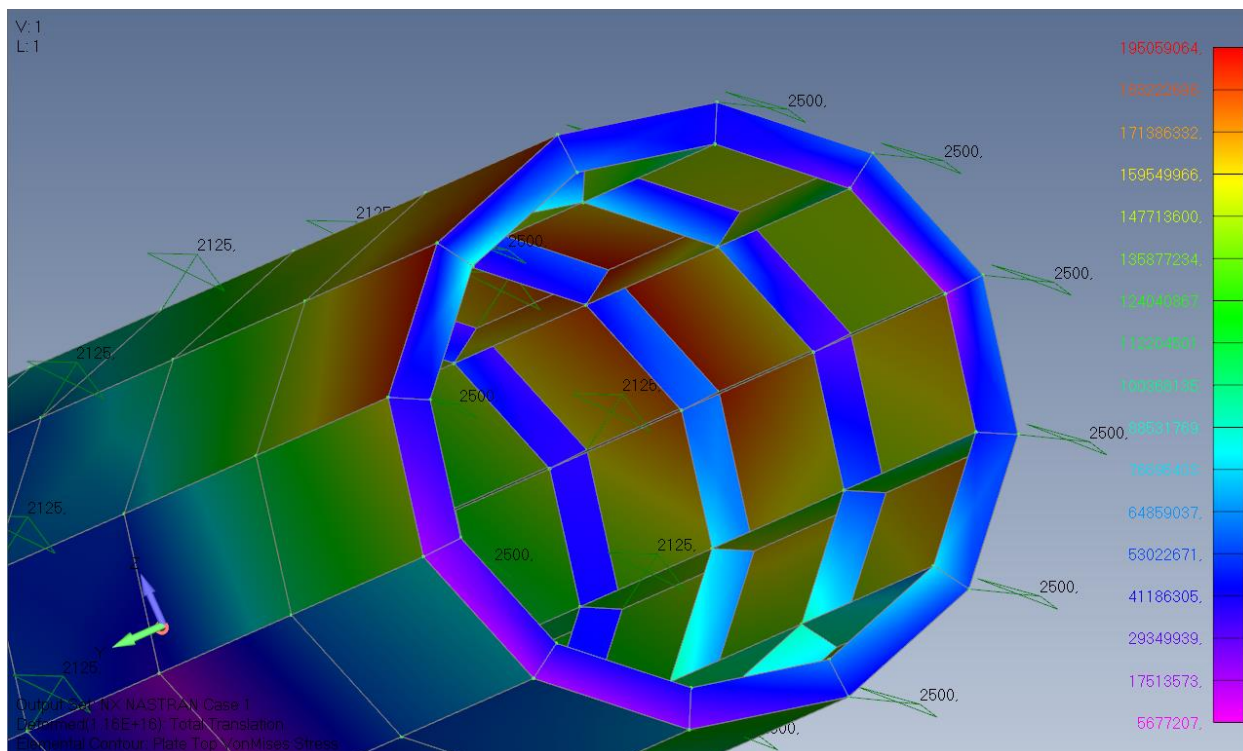


Рис. 6.20 Найбільш чутливі елементи конструкції до задіяних навантажень.

Висновки по розділу

У цьому розділі було розглянуто та проаналізовано можливості моделювання КЕМ конструкції ракети-носія для його статичного розрахунку на міцність. Було побудовано таку КЕМ та проведено даний розрахунок. Проаналізовано результати та можливі майбутні кроки по удосконаленню конструкції.

7. Розробка стартап проекту

Розробка та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, у межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків та заходи щодо просування пропозиції для інвесторів.

7.1. Опис ідеї проекту

Зміст ідеї, що пропонується, можливі напрямки застосування та основні вигоди, що може отримати користувач товару надані у вигляді таблиці 7.1 і дають цілісне уявлення про зміст ідеї та можливі базові потенційні ринки, в межах яких потрібно шукати групи потенційних клієнтів.

Таблиця 7.1 опис ідеї стартап-проекту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Ракета-носій з можливістю виводити корисне навантаження в 1 тонну за бюджетну вартість	Виробництво ракет- носіїв	Зменшення вартості виробництва та експлуатації ракет- носіїв

7.2. Технологічний аудит проекту

Реалізація запропонованої конструкційної моделі ракети-носія не потребує здійснення суттєвих додаткових витрат з боку проектно-виробничої корпорації, оскільки, виробництво такої ракети потребує відносно простих технологій виробництва деталей та компонентів ракети, що впродовж десятків років відточувалися в багатьох країнах світу, а також і в Україні.

7.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Визначення ринкових можливостей, які можна використати під час ринкового впровадження проекту, та ринкових загроз, які можуть перешкодити реалізації проекту, дозволяє спланувати напрями розвитку проекту із урахуванням стану ринкового середовища, потреб потенційних клієнтів та пропозицій проектів-конкурентів.

Таблиця 7.2 Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до послуги
Виробництво бюджетних ракет-носіїв	Приватні підприємства, що мають потребу у виробництві ракет-носіїв та бажання зекономити кошти	Можливість використання різних технологій виробництва та різного бюджету	Вартість і строки виробництва, ступінь технологічності проекту.

Фінальним етапом ринкового аналізу можливостей впровадження проекту є складання SWOT-аналізу (матриці аналізу сильних (Strength) та слабких (Weak) сторін, загроз (Troubles) та можливостей (Opportunities), пов'язаних з його здійсненням.

Перелік ринкових загроз та ринкових можливостей складається на основі аналізу факторів загроз та факторів можливостей маркетингового середовища. Ринкові загрози та ринкові можливості є наслідками (прогнозованими результатами) впливу факторів, і, на відміну від них, ще не є реалізованими на ринку та мають певну ймовірність здійснення. Наприклад: зменшення кількості підприємств, які спеціалізуються на проектуванні та виготовленні

одиначних або дрібносерійних зразків авіаційної техніки, викликане кризовими явищами у світовій економіці - фактор загрози, на підставі якого можна зробити прогноз щодо зменшення попиту на нові зразки регіональних літаків, що призведе до відносного збільшення попиту на інформаційні системи, що забезпечують проведення оперативних розрахунків в процесі ремонту і модернізації готових зразків авіаційної техніки. SWOT-аналіз стартап-проекту представлений в таблиці 7.3.

Таблиця 7.3 SWOT – аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: простота конструкції, економічність	Слабкі сторони: потребує підтримки на наступних етапах розробки
Можливості: виробництво ракет-носіїв комерційного значення	Загрози: кризові явища в економіці, які можуть привести до спаду в авіаційній галузі.

7.4. Розроблення ринкової стратегії проекту

Розроблення ринкової стратегії першим кроком передбачає визначення стратегії охоплення ринку: опис цільових груп потенційних споживачів.

Споживачами проекту обрано приватні підприємства, що спеціалізуються на проектуванні та виробництві ракет-носіїв. Для роботи в обраних сегментах ринку необхідно сформулювати базову стратегію розвитку (Таблиця 7.4).

Таблиця 7.4 Базова стратегія розвитку.

Обрана альтернатива розвитку проекту	Стратегія спеціалізації (передбачає концентрацію на потребах одного цільового сегменту, без прагнення охопити увесь ринок. Мета тут полягає в задоволенні потреб вибраного цільового сегменту краще, ніж конкуренти. Така стратегія може спиратися на лідерство по витратах у рамках сегменту спеціалізованого
--------------------------------------	--

	<p>програмного забезпечення. Проте низька ринкова доля у разі невдалої реалізації стратегії може істотно підірвати конкурентоспроможність компанії.)</p>
<p>Стратегія охоплення ринку</p>	<p>Стратегія повного охоплення ринку (компанія прагне задовольнити потреби ринку в цілому).</p>
<p>Ключові конкурентоспроможні позиції відповідно до обраної альтернативи</p>	<p>Покращення та здешевлення одиничних проектних розрахунків, що складають значну частину від загальної трудомісткості процесу проектування, особливо в нестандартних ситуаціях.</p>
<p>Базова стратегія розвитку</p>	<p>Стратегія концентрованого зростання (стратегія, яка пов'язана зі зміною продукту і (або) ринку. У разі дотримання стратегії компанія поліпшує існуючу конструкцію або починає виробляти нову, не змінюючи при цьому її цільового призначення. Що стосується ринку, то компанія шукає можливості поліпшення свого становища на існуючому, українському, ринку або ж переходу на новий ринок).</p>

Наступним кроком є вибір стратегії конкурентної поведінки, що показано в таблиці 7.5

Таблиця 7.5. Вибір стратегії конкурентної поведінки.

Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки
Так	Так	Ні	Стратегія наслідування лідеру

Стратегія лідерства по витратах передбачає, що компанія за рахунок чинників внутрішнього і/або зовнішнього середовища може забезпечити більшу, ніж у конкурентів маржу між собівартістю товару і середньоринковою ціною (або ж ціною головного конкурента). Зокрема, ця стратегія припускає, що за рахунок великих можливостей по об'ємах збуту товарів (портфеля укладених контрактів на постачання) і продуктивності підприємство може добитися менших витрат. Ця стратегія зазвичай тісно пов'язана з можливістю досягнення ефекту масштабу і досвіду. Компанії, що вибирають цю стратегію, проводять ретельний контроль за постійними витратами, знижують виробничі, збутові і рекламні витрати, проводять інвестиції, спрямовані на зменшення витрат, ретельне опрацювання конструкції нових товарів.

Переваги стратегії за Ж.-Ж. Ламбенем:

- фірма здатна протистояти своїм прямим конкурентам навіть у разі цінової війни і в змозі отримувати прибуток при ціні, мінімально допустимій для конкурентів;

- сильні клієнти не можуть добитися зниження ціни нижче рівня, прийняттого для найбільш сильного конкурента;
- низькі витрати забезпечують захист проти сильних постачальників, оскільки дають фірмі велику гнучкість у разі підвищення вхідних витрат;
- низькі витрати створюють бар'єр входу для нових конкурентів і одночасно хороший захист проти товарів-замінників.

В ході конкурентної боротьби з використанням цієї стратегії з ринку вимушені будуть піти фірми, менш ефективні з точки зору величини і структури витрат, нездібні до проведення технологічних новацій, спрямованих на зниження витрат.

7.5. Розробка маркетингової програми стартап-проекту

Першим кроком є формування маркетингової концепції товару, який отримає споживач. Для цього у таблиці 7.6 підсумуємо результати попереднього аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 7.6. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару.

Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
Потреба у ракетах-носіях	Менша ціна в порівнянні з конкурентами.	Простота конструкції та економічність технологій виробництва

Останньою складовою маркетингової програми є розроблення концепції маркетингових комунікацій, що спирається на попередньо обрану основу для позиціонування, визначену специфіку поведінки клієнтів.

Реклама і просування послуг, що надаються в рамках проекту, включають в себе:

- прямий маркетинг;

- особистий продаж;
- адресна розсилка пропозиції потенційним клієнтам;
- створення відео презентації;
- об дзвін потенційних клієнтів;
- виставки та інші заходи для просування продукту.

Основний акцент в проведенні рекламної кампанії ставиться на безпосередньому інформуванні потенційних клієнтів, з періодичною участю у різноманітних виставках, авіашоу та з використанням контекстної реклами в інтернеті.

7.6. Очікувана ефективність стартап-проекту

Оскільки стартап є інноваційним проектом, до нього можна застосувати існуючі показники оцінки ефективності такого проекту.

Для проведення розрахунків ефективності за проектом необхідно:

- визначити статті доходів, що визначаються бізнес-моделлю стартапу і прогнозованими обсягами продажів;
- розбити витрати за проектом на постійні та змінні.

Дохід:

- продаж програмних продуктів;
- авторське супроводження програмних продуктів.

При цьому, на відміну від звичайних ІТ, використання об'єктно-орієнтованої ІТ дає можливість запропонувати потенційним клієнтам три варіанти продажу ПЗ:

1. Продажа класів об'єктів без можливості наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу.
2. Продажа класів об'єктів з наданням клієнту можливості наслідування класів, але без можливості внесення змін до програмного коду або структури даних класу.
3. Передача клієнту у відкритому вигляді вихідного коду класу, з можливістю наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу.

До постійних витрат відносяться ті витрати, загальна сума яких за певний час не залежить від кількості проданих екземплярів програмного продукту, а саме:

- реклама;
- зарплата постійних працівників компанії (інженери-програмісти, маркетингологи, особи, які проводять навчання методам використання придбанного програмного забезпечення).

Змінні витрати представляють собою витрати, загальна сума яких за певний час залежить від обсягу виготовленої продукції, а саме:

- амортизація вартості розробки об'єктно-орієнтованої системи SPACE;
- амортизація вартості розробки класу об'єкту, який забезпечує обмін даними із САЕ-системами Nastran та FEMAP;
- витрати на електроенергію;
- зарплата програмістів, які працюють в режимі Freelance.

Постійні витрати:

- 1 000 грн/міс. - реклама;
- 50 000 грн/міс. - зарплата постійних працівників компанії (провідний інженер-програміст, маркетинголог, особа, яка проводить навчання методам використання придбанного програмного забезпечення).

При розрахунку фонду заробітної плати було враховувано, що маркетинголог, який просуває на ринок програмні продукти, що мають відносно невелику вартість, часто одночасно виконує функції особи, яка проводить навчання методам використання придбанного програмного забезпечення.

Змінні витрати на виробництво одного екземпляру класу:

- 180 грн. - електроенергія (виходячи з того, що для розробки та відлагодження класу потрібно, в середньому, 2 місяці роботи);
- 5 000 грн - зарплата програмістів, які працюють в режимі Freelance.
- 400 грн - амортизація вартості розробки класу об'єкту, який забезпечує обмін даними із САЕ-системами Nastran та FEMAP.

Дохід:

– 10 000 грн. - відпускна вартість одного класу об'єкта у разі продажу без можливості наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 2 000 грн;

– 15 000 грн. - відпускна вартість одного класу об'єкта у разі продажу з наданням клієнту можливості наслідування класу, але без можливості внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 3 000 грн;

– 25000 грн. - відпускна вартість одного класу об'єкта у разі передачі клієнту у відкритому вигляді вихідного коду класу, з можливістю наслідування та внесення змін до програмного коду або структури даних класу + пдв 5 000 грн.

Висновки по розділу

У цьому розділі було розглянуто технологію виробництва елементів крила. Зазначено, основні технологічні процеси, які використовуються для виготовлення заготовок, з яких відтворювали конструктивні елементи крила. Розглянуто технології базування елементів, які використовуються при складанні.

ВИСНОВОК

Темою даної магістерської дисертації було створення ракети-носія комерційного призначення. Були висунуті деякі обмеження та рамки геометрії, в яких і необхідно було працювати:

- Корисне навантаження - 1000 кг.
- Висота орбіти – 160 км.
- Кількість ступенів– 2.
- Тип палива– керосин-рідкісний кисень.

Виконання магістерської дисертації почалося з огляду вже існуючих варіантів РН, ефективності їх практичної реалізації та таким чином вибору варіанту, на який можна було б опиратися при проектуванні.

На основі даного вибору було проаналізовано особливості компоновально-конструкційних властивостей розробки РН та виконано розробку компоновочної схеми ракети, розроблено загальний вид.

При розрахунку статичних напруг в найчутливіших зонах було використано пакет програмного забезпечення FEMAP/NASTRAN.

Було розроблено складальний кресленик та розроблено стартап-проект.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A3%D0%A0-100%D0%9D>;
2. <https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D1%80%D0%B8%D0%B0%D0%BD-2>
3. https://en.wikipedia.org/wiki/Feng_Bao_1
4. <http://www.astronautix.com/f/fengbao1.html>
5. https://en.wikipedia.org/wiki/Firefly_Alpha
6. Головин В. А., Филиппов Г. В., Шахов В. Г. Расчет поляр и подбор винта к самолету: Учебное пособие. – Самар. гос. аэрокосмич. ун-т. Самара, 1992.
7. <https://habr.com/ru/post/216767/>
8. <https://web.archive.org/web/20150824113640/http://www.astronautix.com/engines/rd0110.htm>
9. <https://web.archive.org/web/20150824113530/http://www.astronautix.com/engines/hm7b.htm>
10. В.В. Борисов. «Принципи формування структур елементів конструкції планера транспортного літака»