

**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: «Оптимізація параметрів комерційного космічного апарату»**

Виконала:

студентка IV курсу, групи ВЛ-72
Ірванець Маргарита Ігорівна _____

Керівник:

Доцент, к.т.н.
Бондаренко Олександр Миколайович _____

Рецензент:

Доцент, к.т.н., доц.,
Бобков Юрій Володимирович _____

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

Студент _____

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

Інститут аерокосмічних технологій

Кафедра авіа- та ракетобудування

Рівень вищої освіти –перший (бакалаврський)

Спеціальність –134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Літаки і вертольоти»

ЗАТВЕРДЖУЮ

В. о. завідувача кафедри

_____ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломний проєкт студенту

Ірванець Маргариті Ігорівні

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема проєкту «**Оптимізація параметрів комерційного космічного апарату**», керівник проєкту Бондаренко Олександр Миколайович, доцент, кандидат технічних наук, затверджені наказом по університету від «__» _____ 20__ р. № _____

2. Термін подання студентом проєкту 07 червня 2021 р.

3. Вихідні дані до проєкту: _____

3.1 Маса $m = 6000$ кг.

3.2 Швидкість польоту $V = 8000$ м/с.

3.3 Кількість пасажирів $n = 4-7$.

3.4 Висота орбіти МКС $h = 408\ 000$ м

4. Зміст пояснювальної записки: _____

4.1. Аналіз варіантів побудови

4.2. Компонування КК

4.3. Розрахунок стикового вузла

4.4. Розрахунок кута входу в атмосферу

4.5. Розрахунок товщини обшивки

4.6. Розрахунок товщини шару ізоляції

4.7. Технологія виробництва КА

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

5.1 Аналіз варіантів побудови.

5.2 Загальний вигляд КК.

5.3 Компонування КК.

5.4 Результати температурного розрахунку.

6. 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 проєктування	до 29.03.2021 р.	
3.	Аналіз побудови КК	до 12.04.2021 р.	
4.	Аналіз конструкції КК	до 20.04.2021 р.	
5.	Розрахунок стикового вузла	до 30.04.2021 р.	
6.	Розрахунок оптимального кута входження в атмосферу	до 5.05.2021 р.	
7.	Розрахунок товщини обшивки	до 15.05.2021 р.	
8.	Розрахунок товщини шару ізоляції	до 27.05.2021 р.	
9.	Оформлення пояснювальної записки та графічних матеріалів	до 07.06.2021 р.	
10.	Перевірка на плагіат	до 11.06.2021 р.	
11.	Захист	15.06.2021 р.	

Студент

Маргарита ІРВАНЕЦЬ

Керівник

Олександр БОНДАРЕНКО

Анотація

Пояснювальна записка до дипломної роботи з теми «Оптимізація параметрів комерційного космічного апарату» містить 65 сторінок, 28 ілюстрацій, 5 таблиць та 20 використаних джерел.

Метою дипломного проєкту є вдосконалення параметрів комерційного космічного корабля, розрахунок його основних вузлів.

Під час виконання дипломного проєкту було проаналізовано різноманітні варіанти побудови КА на основі існуючих космічних кораблів. Було обрано прототип КК для подальшого удосконалення конструкції та розрахунку основних вузлів; обчислено найвигідніший кут входження апарату в атмосферу, використовуючи результати обдування КК потоком, розраховано товщину обшивки; використовуючи дані про атмосферу на висоті входження КК в атмосферу було обчислено температуру гальмування, потоки, що впливають на шар теплозахисту в польоті, розраховано товщину термоізоляційного матеріалу; у процесі проектування корабля розроблялася розрахункова схема стику, були проведені розрахунки стикувального вузла на міцність та втому, підібрані такі матеріали, щоб вони витримували всі необхідні навантаження. Проведено опис технології складання космічних кораблів та технології виробництва теплоізоляційного покриття.

Результати роботи можуть бути представлені у вигляді тез або для обговорення на студентських конференціях та використані при подальших розрахункових роботах з проектування КК.

Ключові слова: космічний корабель, розподіл тиску, компоновальна схема, балансувальний кут атаки, теплозахист, стикувальний агрегат.

Abstract

The explanatory note to the thesis on "Optimization of the parameters of a commercial spacecraft" contains 65 pages, 28 illustrations, 5 tables and 20 sources used.

The purpose of the diploma project is to improve the parameters of a commercial spacecraft, the calculation of its main components.

During the implementation of the diploma project, various options for building a spacecraft based on existing spacecraft were analyzed. A prototype of the spaceship was chosen to further improve the design and calculation of the main components; calculated the most favorable angle of entry of the device into the atmosphere, using the results of the flow of spaceship flow, calculated the thickness of the casing; using the data on the atmosphere at the height of the spaceship entering the atmosphere, the braking temperature was calculated, the fluxes affecting the thermal protection layer in flight, the thickness of the thermal insulation material was calculated; in the process of designing the ship the calculation scheme of the joint was developed, the calculations of the docking unit for strength and fatigue were carried out, such materials were selected so that they could withstand all the necessary loads. The description of spacecraft assembly technology and heat-insulating coating production technology is described.

The results of the work can be presented in the form of abstracts or for discussion at student conferences and used in further calculation work on the design of the spaceship.

Keywords: spacecraft, pressure distribution, layout, balancing angle of attack, thermal protection, docking unit.

ЗМІСТ

	СПИСОК СКОРОЧЕНЬ.....	9
	ВСТУП	10
1	ОГЛЯД АНАЛОГІВ.....	11
	1.1 Crew Dragon	11
	1.2 Союз.....	14
	1.3 Apollo.....	18
	1.4 Заря	22
	1.5 Порівняння аналогів	25
	Висновки до розділу	25
2	РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ	26
	2.1 Загальне компонування космічного корабля	26
	2.2 Компонування командного модулю	28
	2.2.1 Зовнішнє компонування.....	28
	2.2.2 Внутрішнє компонування	29
	2.2.3 Стикувальний агрегат.....	30
	2.2.4 Система приземлення	32
	2.3 Компонування сервісного модулю.....	32
	Висновки до розділу	33
3	РОЗРАХУНОК ОСНОВНИХ ВУЗЛІВ	34
	3.1 Розрахунок стикового вузла	34
	3.1.1 Розрахунок міцності кріпильних елементів.....	37
	3.1.3 Оцінка довговічності стику.....	40
	3.2 Вхід в щільні шари атмосфери	44
	3.2.1 Вибір оптимального кута входження в атмосферу	44

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>		
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			
<i>Розроб.</i>		<i>Ірванець М.І.</i>			<i>Літ.</i>	<i>Арк.</i>	<i>Аркушів</i>
<i>Перевір.</i>		<i>Бондаренко О.М.</i>				7	71
<i>Реценз.</i>					<i>ІАТ НТУУ «КПІ» ім. І.Сікорського</i>		
<i>Н. Контр.</i>							
<i>Затверд.</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>					
<i>Оптимізація параметрів комерційного космічного апарату</i>							

	3.2.2 рахунок товщини обшивки капсули КА.....	46
	3.2.3 Температурний розрахунок	51
	Висновки до розділу :	57
4	ТЕХНОЛОГІЯ ВИРОБНИЦТВА КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ.....	58
	4.1 Загальна схема виготовлення КА.....	58
	4.2 Конструктивно-технологічні особливості виготовлення КА.....	59
	4.3 Технологія нанесення теплозахисного покриття на СА	62
	Висновки до розділу	68
	ВИСНОВОК.....	69
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	70

СПИСОК СКОРОЧЕНЬ

КА – космічний апарат;

КК – космічний корабель;

МКС – Міжнародна космічна станція;

СА – спускний апарат;

КМ – командний модуль;

СМ – сервісний модуль;

УКХ – ультракороткі хвилі;

КХ – короткі хвилі;

РКК – ракетно-космічна корпорація.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		<i>9</i>

ВСТУП

Останнім часом у світі зростає попит на космічні подорожі, з'являється багато комерційних підприємств, велика кількість туристичних агенцій, що працюють у сфері космічних польотів, активно розробляються транспортні засоби, призначені винятково для доставки туристів у космос. Можна зробити висновок, що надалі ця індустрія лише розвиватиметься, а, отже, необхідно буде створювати нові КК, які матимуть кращі характеристики, порівняно з конкурентами. Тому тема оптимізації характеристик КК сьогодні є актуальною темою.

Мета дипломного проекту – вибір найбільш оптимальних параметрів для комерційного КА.

Завдання ДП:

- Провести аналіз варіантів побудови КК;
- Спроекувати найоптимальнішу конструкцію КК, спираючись на дані існуючих аналогів, виконати габаритні креслення;
- Провести розрахунок стикувального вузла, підібрати найвигіднішу конструкцію та матеріали;
- Розрахувати найвигідніший кут входу КК в атмосферу;
- Визначити температуру нагріву СА в атмосфері, підібрати оптимальні параметри системи теплозахисту;
- Обрати найбільш вигідні параметри обшивки СА;
- Розглянути технологію виготовлення КА, конструктивно-технологічні особливості виготовлення КА, а також виготовлення теплозахисного покриття.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		10

1 ОГЛЯД АНАЛОГІВ

1.1 Crew Dragon

Dragon - комерційний орбітальний апарат, який керується компанією Space Exploration Technologies (SpaceX). Він може бути запущений у двох конфігураціях: Cargo Dragon (вантажна версія), та Crew Dragon (для польотів екіпажу чи екіпажу з вантажем). Dragon запускається ракетою Falcon 9, що також керується SpaceX. Апарат може здійснювати різноманітні завдання місій. Передбачається, що він буде багаторазовим космічним кораблем. Наразі, оснащений теплозахисним екраном та парашутами для висадки в океані після завершення своєї місії на орбіті, Dragon є єдиним вантажним кораблем МКС, який має можливість повертати предмети, включаючи наукові зразки, на землю.

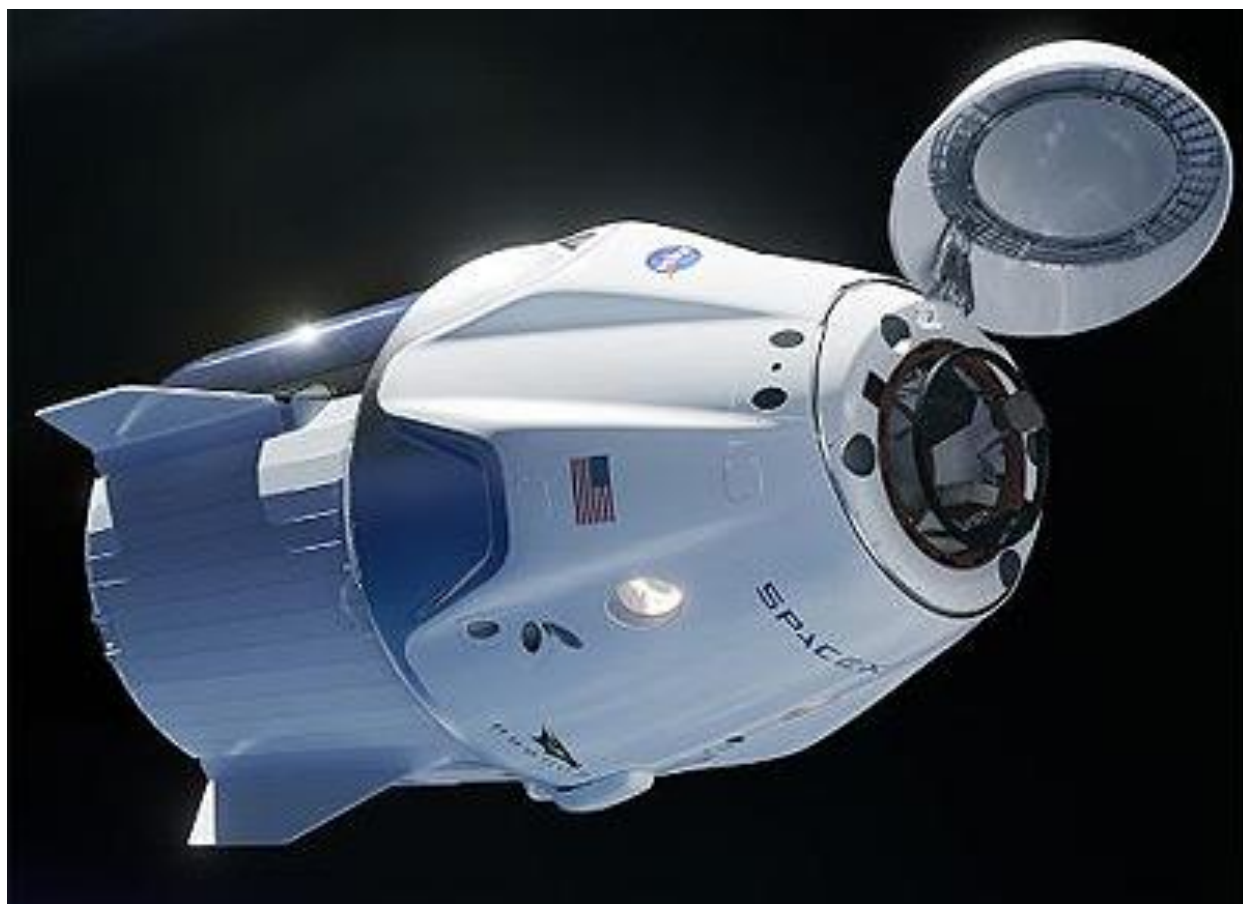


Рис. 1.1 Загальний вигляд КК Crew Dragon

Crew Dragon - це автономний космічний корабель, призначений для доставки екіпажу та критичних вантажів до пунктів призначення. Основне

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		<i>11</i>

його завдання полягає у відновленні та вдосконаленні американських можливостей запуску, починаючи з польотів до Міжнародної Космічної Станції, що дасть змогу збільшити використання унікального дослідного обладнання орбітальної лабораторії.

Таблиця 1. Основні характеристики Crew Dragon

Висота, м	8,1
Діаметр, м	4
Маса, кг	4200
Об'єм капсули, м ³	9,3
Об'єм вантажного відсіку, м ³	37
Корисне навантаження при запуску, кг	6000
Корисне навантаження при поверненні, кг	3000
Максимальна кількість членів екіпажу	7
Система стикування	NASA Docking System

Dragon складається з двох основних елементів: капсули, яка призначена для перевезення екіпажу та критичного вантажу, що знаходиться під тиском, та багажного відсіку, який є негерметичним сервісним модулем. Капсула поділяється на секцію, що знаходиться під тиском, службову секцію та носовий конус, який один раз відкривається на орбіті та зберігається перед повторним входом.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		12

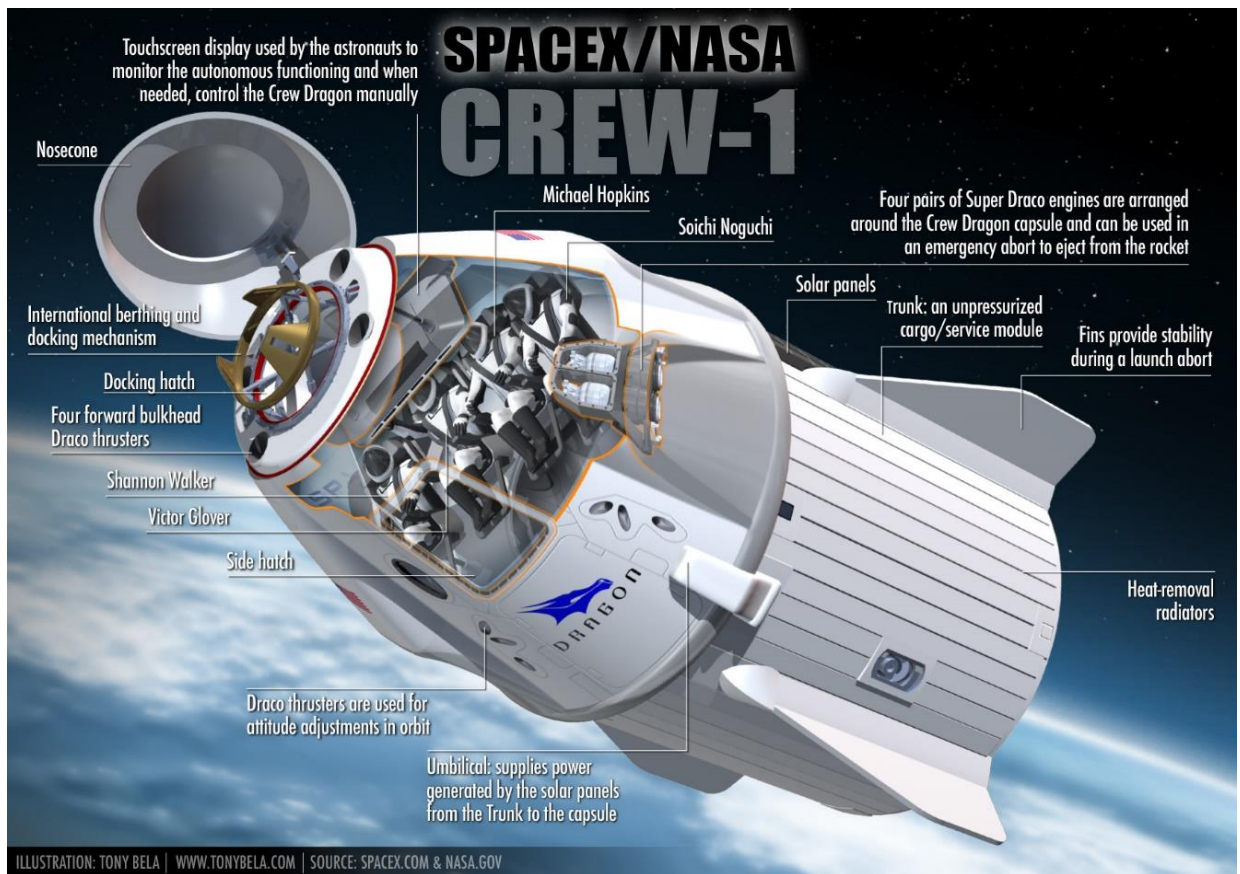


Рис. 1.2 Компонування КК Crew Dragon

Біля основи капсули, але поза конструкцією, що знаходиться під тиском, знаходяться двигуни Draco, які дозволяють здійснювати орбітальне маневрування. Додаткові двигуни Draco розміщені під носовим конусом, а також датчики навігації та керування Dragon's Guidance Navigation and Control (GNC).

Вантажний відсік корабля забезпечує поєднання інтерфейсу для капсули з Falcon 9 при її підйомі в космос. На орбіті половина відсіку містить сонячну батарею, яка живить Dragon, а інша половина - радіатор, який відкидає тепло. І радіатор, і сонячна батарея кріпляться до зовнішньої частини багажника, який залишається прикріпленим до Dragon незадовго до повторного входу, коли багажник відкидається.

Crew Dragon був розроблений з трьома вікнами, щоб пасажери могли спостерігати вид на Землю, Місяць, а також сонячну систему прямо зі своїх місць. Crew Dragon має систему контролю навколишнього середовища та

						<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			13

життєзабезпечення (ECLSS), яка забезпечує комфортне та безпечне середовище для членів екіпажу. Під час своєї подорожі астронавти на борту можуть встановити внутрішню температуру космічного корабля від 65 до 80 градусів за Фаренгейтом. Crew Dragon має вдосконалену систему переривання з вісьмома двигунами SuperDraco та серією парашутів, які можна активувати миттєво з моменту їх озброєння на стартовій майданчику аж до введення в орбіту.

Dragon 2 здатний автономно стикуватись з МКС. Dragon використовував причал, неавтономний засіб для кріплення до МКС, який був завершений за допомогою роботизованої руки Canadarm2.

1.2 Союз

«Союз» (рос. «Союз») — назва родини радянських, тепер російських, багатомісних пілотованих космічних кораблів для доставки екіпажів і вантажів на орбітальні станції. Кораблі серії складаються з трьох частин: приладо-агрегатного відсіку (ПАВ), спускного апарата (СА), побутового відсіку (ПВ).



Рис. 1.3 Загальний вигляд КК «Союз»

					ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		14

Він має стартову масу 6,8 тонни, довжину більше 7 метрів, розмах сонячних батарей близько 8,4 метра. У верхній частині корабля розміщений орбітальний відсік, він з'єднаний з спускним апаратом. Спускний апарат, у свою чергу, через лобовий теплозахисний екран, з'єднаний з приладо-агрегатним відсіком, на якому встановлені сонячні батареї.

Таблиця 1.2 – Основні характеристики КК «Союз»

Висота, м	7,2
Діаметр, м	2,7
Маса, кг	6800
Об'єм спускового апарату, м ³	3,85
Об'єм побутового відсіку, м ³	6,6
Корисне навантаження при запуску, кг	2500
Корисне навантаження при поверненні, кг	100
Максимальна кількість членів екіпажу	3
Система стикування	АПАС

Спускний апарат корабля призначений для розміщення екіпажу на ділянках виведення кораблів на орбіту, при керуванні ними в польоті, а також під час керованого спуску та приземлення. Апарат є герметичний відсіком, оснащений двомісним боковими оглядовими ілюмінаторами та одним ілюмінатором, на якому встановлений оптичний візир-орієнтатор. Корпус апарату виконаний в основному з алюмінієвого сплаву, зовні покритий теплозахистом, а всередині - теплоізоляцією в суміші з декоративною обшивкою. У верхній частині відсіку називається люк-лаз з кришкою. У спускному апараті розміщені: пульт космонавтів, ручки керування кораблем, прилади та обладнання основних та допоміжних бортових систем, контейнери для повернення наукової апаратури та резервний запас для екіпажу.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		15

Орбітальний відсік «Союзу» створений для проведення наукових експериментів, забезпечення переходу екіпажу з корабля в корабель для відпочинку космонавтів. Ця частина «Союзу» виконана з магнієвого сплаву і складається з двох оболонок – напівсфер, з'єднаних циліндричною вставкою. Зверху на відсіку встановлений агрегат стикування з внутрішнім люком-лазом, діаметром 0,8 метра. В орбітальному відсіку є два оглядових ілюмінатора, третій розміщений на кришці люку-лазу агрегату стикування. У нижній частині відсіку знаходиться люк, що веде до спускного апарату, а також боковий люк - через нього входять космонавти в корабель на стартовому майданчику. Тут розташовані пульт керування, прилади та обладнання основних та допоміжних бортових систем відсіку. Зовні орбітального відсіку встановлені телекамера зовнішнього огляду, антени систем радіозв'язку та телебачення.

Система стикування складається зі стикувального агрегату і приладів автоматики стикування, яка задає необхідні режими роботи при стикуванні. Андроїдно-периферійний агрегат стикування (АПАС) є одним з основних сумісних засобів зближення і стикування. Система приземлення включає в себе основну і запасну парашутні системи, а також двигуни м'якої посадки на твердому паливі, що спрацьовують по команді від висотоміра.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		16

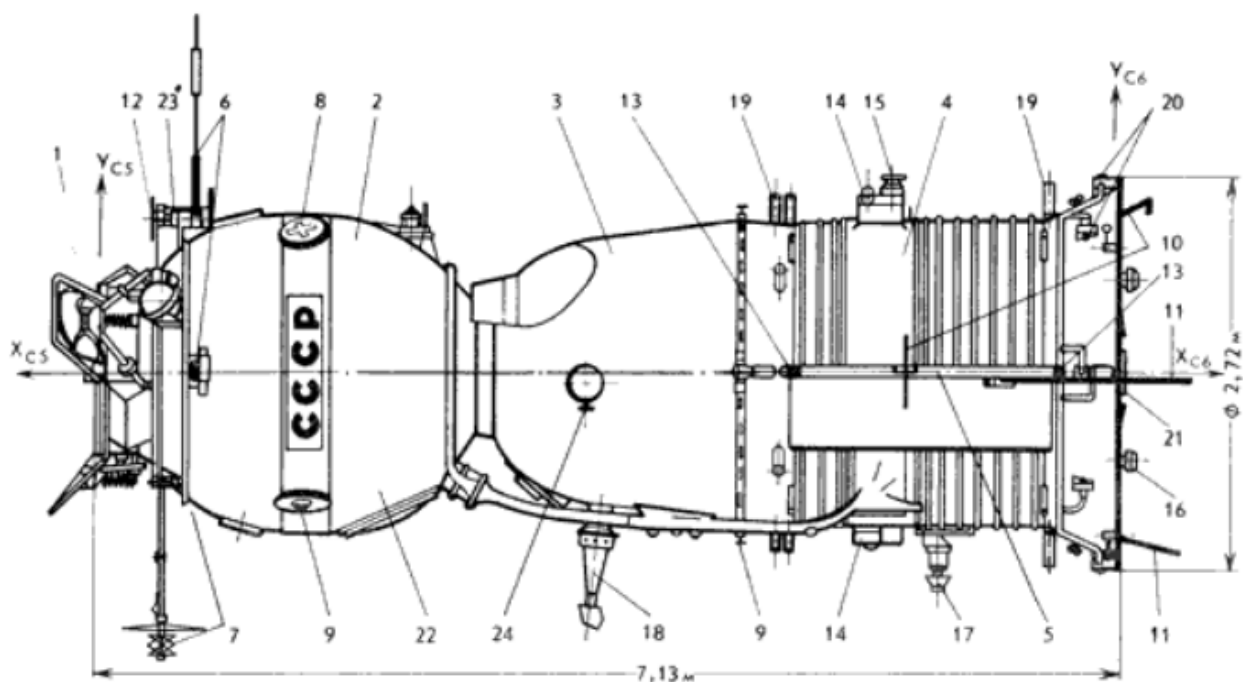


Рис. 1.4 Загальний вид корабля «Союз»

1 - Андрогінний периферійний агрегат стиковки; 2 - Орбітальний відсек; 3 - Спускний апарат; 4 - Приладо-агрегатний відсік; 5 - Сонячні батареї; 6 - Антени УКХ-радіостанції; 7 - Антени УКХ-радіостанції (частоти, прийняті США); 8 - Антени радіотелевізійної системи; 9 - Антени командної радіолінії та траєкторних вимірів; 10 - Антени радіотелеметрії; 11 - Антени зв'язку екіпажу з Землею; 12 - Стикувальна мішень; 13 - Бортові вогні орієнтації; 14 - Проблискні світлові маяки; 15 - Датчик сонячної орієнтації; 16 - Датчик йонної орієнтації; 17 - Датчик орієнтації по інфрачервоної вертикалі на Землю; 18 - Візир-орієнтатор; 19 - Двигуни причалювання і орієнтації; 20 - Двигуни орієнтації; 21 - зближаюче-корегувальний двигун; 22 - Люк для посадки екіпажу в корабель; 23 - Телекамера зовнішнього огляду; 24 - Люмінатори.

У приладо-агрегатному відсіку розміщуються основна апаратура, обладнання та системи, що забезпечують орбітальний політ. Цей відсік складається з перехідної, приладової та агрегатної секцій, виконаних з алюмінієвих сплавів. У перехідній секції встановлено десять двигунів причалювання та орієнтації, паливні баки та системи подачі палива. Зовні цієї секції розташовані невеликий радіатор-випромінювач системи терморегуляції, верхні вузли кріплення сонячних батарей, антена командної радіолінії. Герметична приладова секція має форму низького циліндра. В ній

					ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ		Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			17

розміщуються прилади системи орієнтації та керування рухом корабля, системи керування бортовим комплексом апаратури та обладнання, системи радіозв'язку із Землею, програмно-тимчасовий пристрій, блоків телеметрії, прилади та блоки систем єдиного електроживлення. Зовні приладової секції встановлено датчик побудови інфрачервоної вертикалі на Землю та датчик орієнтації на Сонце. Агрегатна секція виконана у вигляді циліндричної оболонки, що переходить в конічну. Зовні розташовані великий радіатор-випромінювач системи терморегуляції, чотири двигуни причалювання та орієнтації, нижній вузли кріплення сонячних батарей, вісім двигунів орієнтації. Всередині розміщена зближувально-корекційна двигунова установка, що складається з основного та дублюючого двигунів, паливних баків та систем подачі палива; встановлені антенні радіозв'язки та радіотелеметрії, йонні датчики системи орієнтації та батареї системи єдиного електроживлення корабля. Сонячні батареї - два «крила», що існують з трьох ступок кожного, - встановлені на приладо-агрегатному відсіку. На їхніх кінцевих стулках розміщені антени радіозв'язку та телеметрії УКВ- і КВ-діапазону.

1.3 Apollo

Космічний корабель "Аполлон" складається з трьох частин, призначених для досягнення мети американської програми "Аполлон" - висадити астронавтів на Місяць до кінця 1960-х і безпечно повернути їх на Землю. Витратний (одноразовий) космічний корабель складався з комбінованого командного модуля (СМ), службового модуля (SM) та місячного модуля Apollo (LM). Два додаткові компоненти доповнили стек космічних кораблів для збірки космічних апаратів: адаптер космічного корабля – LM (SLA), призначений для захисту LM від аеродинамічного напруження запуску та для підключення CSM до ракети-носія Сатурн та системи виходу з ладу (LES) до перевезти екіпаж в командному модулі безпечно подалі від ракети-носія в разі надзвичайної ситуації із запуском.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		18

Таблиця 1.3 – Основні характеристики «Apollo»

Висота, м	11
Діаметр, м	3,9
Маса, кг	14 690
Об'єм командного та сервісного модулю, м ³	6,2
Корисне навантаження при запуску, кг	1050
Корисне навантаження при поверненні, кг	-
Максимальна кількість членів екіпажу	3
Система стикування	«probe and drogue», АПАС

Командний модуль являє собою герметичний відсік, розміщений всередині конусоподібної теплозахисної оболонки, і містить все необхідне обладнання для контролю і управління системами корабля, а також спорядження, що забезпечує безпеку і зручність роботи членів екіпажу. Командний модуль складається з верхнього відсіку, відсіку екіпажу і нижнього відсіку. У верхньому відсіку розміщені два двигуна реактивної системи керування рухом під час спуску, обладнання системи приводнення, в тому числі парашути. У герметичному відсіку - пульт керування кораблем і всіма бортовими системами, крісла екіпажу, обладнання системи, що забезпечує життєдіяльність екіпажу, а також контейнери для наукової апаратури. На корпусі відсіку є бічний люк. У нижньому відсіку розташовані 10 двигунів реактивної системи керування рухом під час спуску, паливні баки із запасом палива близько 120 кілограмів, кулі-балони з газом, бак з водою і електрокомунікації для зв'язку зі службовим модулем. Командний модуль має 5 оглядових ілюмінаторів. На одному з них встановлено візирний пристрій для ручного причалювання при стикуванні

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		19

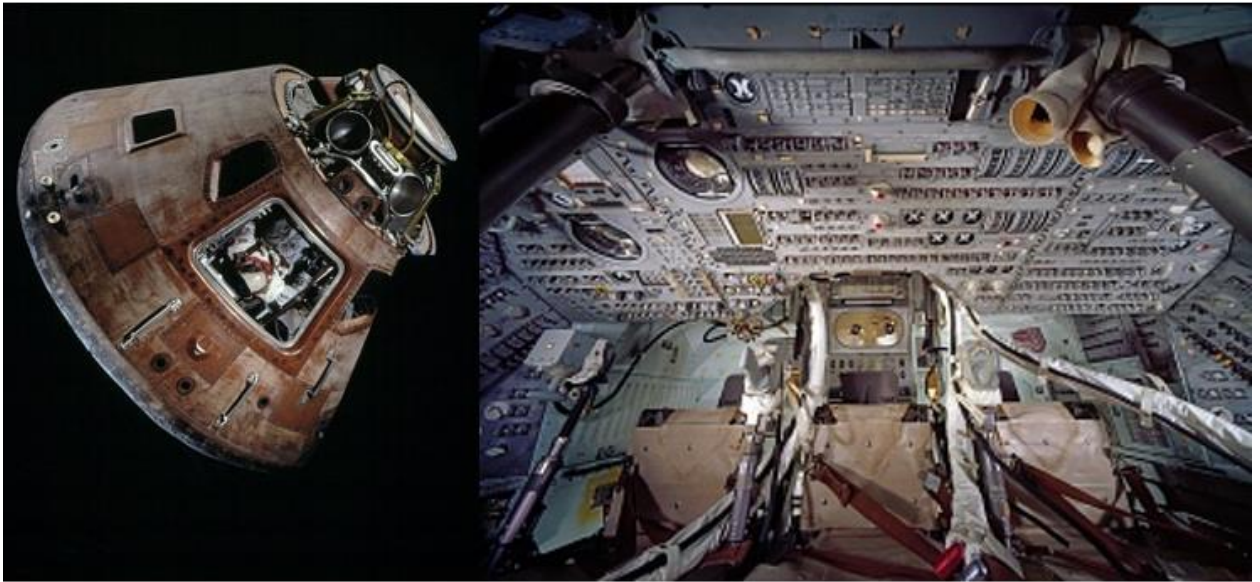


Рис. 1.5 Екстер'єр та інтер'єр командного модуля

Службовий модуль призначений для розміщення маршової рухової установки, двигунів реактивної системи керування, агрегатів системи енергоживлення, що включають паливні елементи і запаси кисню і водню масою 300 кілограмів, а також обладнання для зв'язку із супутником-ретранслятором. Корпус службового модуля складається з алюмінієвих стільникових панелей і розділений поздовжнім силовим набором на 6 секцій. На зовнішній поверхні модуля розташовані радіатори-випромінювачі системи контролю навколишнього середовища і системи енергоживлення, зовнішні кольорові бортові вогні орієнтації, прожектор.

Місячний модуль (LM) використовувався для спуску на місячну поверхню і служив базою під час перебування астронавтів на Місяці. Окремий етап сходження, що включає верхню частину Місячного модуля, підняв астронавтів з поверхні Місяця на побачення і стикується з командним модулем, що обертається навколо Місяця. Оскільки місячні модулі були розроблені для польоту лише у вакуумі космосу, їм не потрібно було робити обтічними, як літак, або нести тепловий екран для захисту під час повторного входу. Після запуску місячного модуля в космос він не міг повернутися на Землю.

						<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
							20
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>			

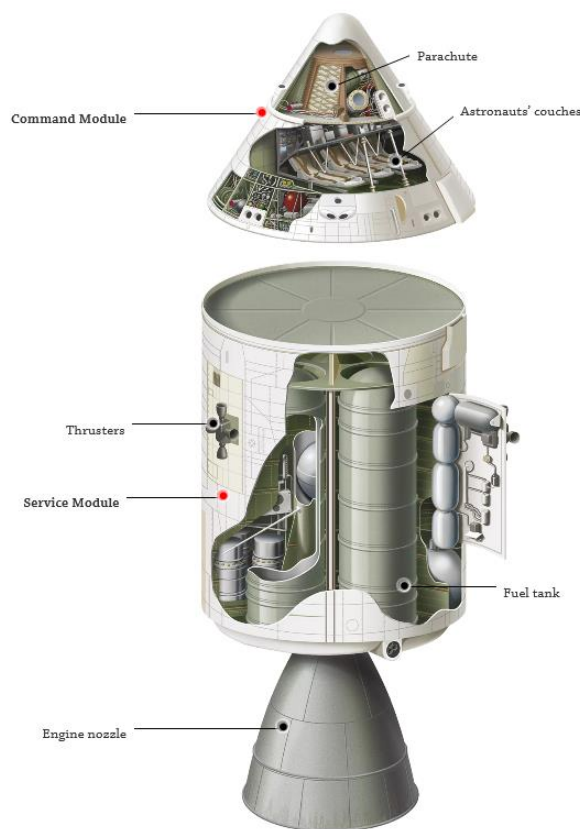


Рис. 1.6 Компонування КК «Аполло»

Космічний корабель "Аполлон" отримував електроенергію від воднево-кисневих паливних елементів. Паливний елемент - це як акумулятор. Він перетворює енергію, що виділяється в результаті хімічної реакції, безпосередньо в електричну енергію. На відміну від акумуляторної батареї, паливний елемент продовжує подавати струм до тих пір, поки доступні або поповнюються хімічні реактиви (навіть під час роботи елемента).

Положення КК «Аполлон» визначалося як наземними, так і бортовими засобами. Дані, отримані американськими космонавтами за допомогою секстанта, вводилися в бортову цифрову обчислювальну машину. Причому зазвичай виконувалося кілька спроб зі статистичною оцінкою результатів, виробленої самої цією машиною. На навколосімейній орбіті тільки комбіноване використання результатів бортових і наземних вимірювань дозволяло отримувати необхідні параметри з необхідною точністю.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		21

1.4 Заря

Заря – радянський багаторазовий транспортно-багатоцільовий пілотований космічний корабель, розроблений РКК «Енергія» в 1985-1989 роках, виробництво якого так і не було розпочато в зв'язку зі скороченням фінансування космічних програм.



Рис. 1.7 Зовнішній вигляд КК Заря

Базовий багаторазовий корабель Заря був призначений для:

- Доставки екіпажів чисельністю 2-8 осіб і корисних вантажів на постійнодіючу орбітальну станцію типу "Мир" і повернення їх на Землю;
- Чергування на станції для забезпечення повернення її екіпажу на Землю в потрібний момент (допустима тривалість польоту корабля - не менше 195 діб, в подальшому до 270 діб);
- Доставки і повернення вантажів в безпілотному варіанті;

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		22

- Проведення операцій з порятунку екіпажів пілотованих об'єктів станції типу "Мир" і орбітального корабля "Буран":
- Рішення окремих завдань в автономних польотів в інтересів Міністерства оборони та Академії наук СРСР;
- Використання конструкції і систем корабля для вирішення цільових завдань на другому етапі з урахуванням його дооснащення спеціальним обладнанням і апаратурою.

Таблиця 1.4 – Основні характеристики «Заря»

Висота, м	5
Діаметр, м	4,1
Маса, кг	15000
Корисне навантаження при запуску, кг	3750
Корисне навантаження при поверненні, кг	2500
Максимальна кількість членів екіпажу	8
Система стикування	АПАС

Корабель «Заря» мав діаметр 4,1 м, довжину 5 м, максимальну масу близько 15 т при виведенні на опорну орбіту висотою до 190 км. Був здатен брати на борт до 8 астронавтів. Аеродинамічна форма спускного апарату корабля була аналогічна формі спускового космічного корабля «Союз», частина бортових систем, приладів і агрегатів була запозичена з космічного корабля «Союз ТМ» і т.д. В той же час були застосовані конструкторські рішення, що передбачали використання сучасних матеріалів і нових бортових систем але без бортового комплексу керування з використанням сучасної обчислювальної техніки. Космічний корабель «Заря» складався зі спускового корабля і навісного відсіку, який відокремлюється від СК перед спуском. Для стикування з орбітальними станціями типу "Мир" на кораблі передбачався стикувальний агрегат типу штир-конус або андрогінний периферійний

						<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			23

агрегат, який на початковій ділянці виведення корабля закривався відкидним захисним конусом.

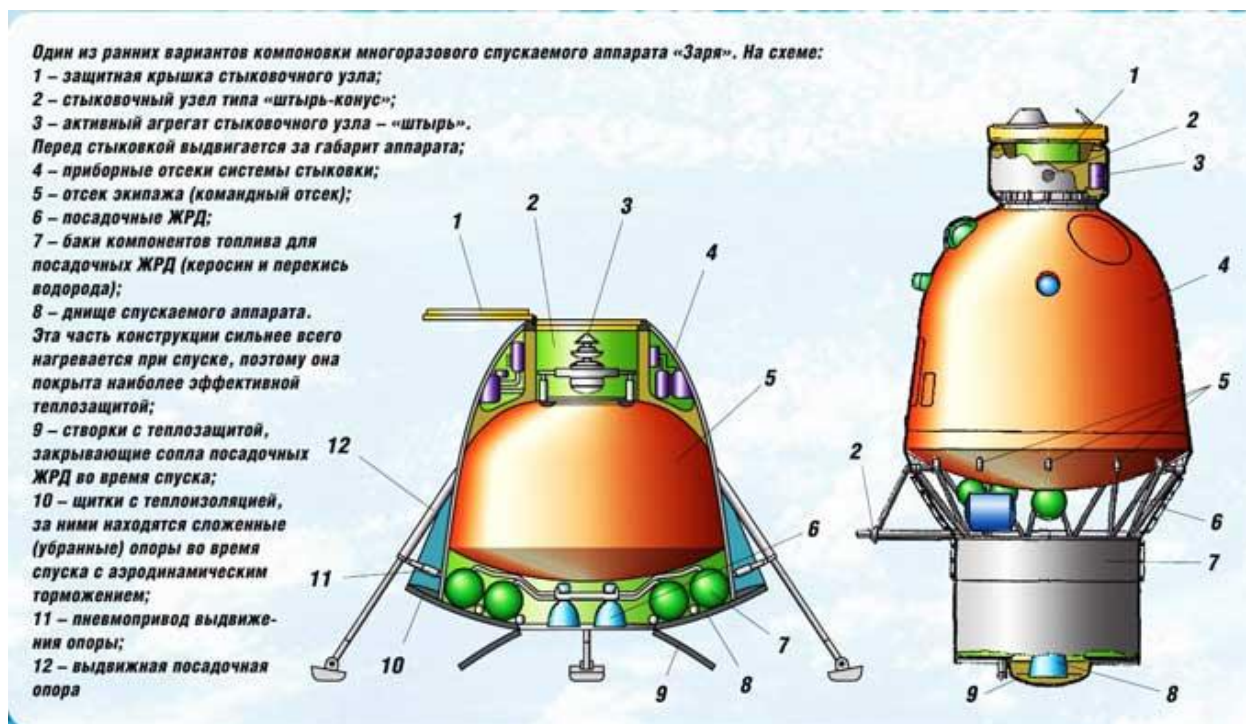


Рис. 1.8 Компоновання КК Заря

1 – захисна кришка стикового вузла; 2 – стиковий вузол типу «штырь-конус»; 3 – активний агрегат стикового вузла «штырь»; 4 – приладні відсіки системи стикування; 5 – командний відсік; 6 – посадкові двигунів; 7 – баки компонентів палива; 8 – дно СА; 9 – стулки, що закривають сопла посадкових двигунів; 10 – щитки з теплоізоляцією; 11 – пневмопривід висування опор; 12 – висувна посадкова опора.

Спусковий корабель як основна частина був багаторазовим і міг експлуатуватися протягом 30-50 польотів. Багаторазовість досягалася за рахунок застосування теплозахисних матеріалів багаторазового, нової схеми вертикальної посадки на Землю за допомогою багаторазових рідинних ракетних двигунів для гасіння вертикальної і горизонтальної швидкостей і стільникового амортизатору корпусу корабля для виключення його ушкоджень.

Базовий корабель розроблявся як багатоцільовий для вирішення різних завдань у пілотованих і безпілотних польотах у складі орбітальних комплексів і автономно, а також для спільної роботи з буксиром в режимі орбітального

						<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			24

маневрування. Зміна цільового призначення або зміна чисельності екіпажу практично не зачіпали основної конструкції і систем корабля.

1.5 Порівняння аналогів

Проаналізувавши конструкцію та компонування існуючих космічних кораблів, за прототип для проектування пілотованого космічного корабля було обрано КК компанії SpaceX Crew Dragon. Апарат має багато переваг у порівнянні з конкурентами. На сьогодні це єдиний космічний корабель багаторазового використання, що здатний доставляти вантажі на Міжнародну космічну станцію.

Crew Dragon здатний доставити на МКС до 7 осіб екіпажу, 6000 кг корисного навантаження та повернути на Землю до 3000 кг, через що він має перевагу над характеристиками усіх інших космічних кораблів. Крім усього він має відносно невелику масу та габаритні розміри, обладнаний найновішими системами життєзабезпечення, керування польотом, системою стикування.

Висновки до розділу

У першому розділі мною був проведений аналіз варіантів побудови космічного корабля, розглянуто конструкцію та компонувальні схеми космічних кораблів Crew Dragon, Союз, Apollo, Заря. Було визначено їх основні характеристики, призначення та використання. На основі опрацьованої інформації було обрано прототип корабля для проектування. Дані про космічні апарати буде надалі використано для опису конструкції та розрахунків основних КК.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		25

2 РОЗРОБКА КОНСТРУКЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

2.1 Загальне компонування космічного корабля

При проектуванні корабля користуватимемось модульним принципом, який дозволяє за допомогою спеціалізації відсіків відокремлювати їх на певному етапі польоту. Модульність конструкції дозволяє спростити конструкцію та компонування космічного корабля, а також модифікувати корабель із меншими матеріальними витратами.

Системи по відсіках КК розподіляються з урахуванням їх призначення, конструкції, особливостей функціонування і способу керування ними, а також їх взаємозв'язком між собою і вимог до розміщення центру мас КК. Системи, агрегати і обладнання, з якими безпосередньо працює екіпаж (органи ручного керування та індикації, прилади спостереження, система життєзабезпечення, обладнання робочих місць, і т.п.), розміщуються в основному в житлових відсіках, хоча деякі з них можуть бути винесені і за межі цих відсіків (ємності з киснем, збирачі рідких відходів і т.п.). Системи, що не потребують прямого доступу екіпажу, можуть бути розташовані у будь-яких відсіках при дотриманні необхідних для роботи умов (температура, тиск та інші) і обмежень в комунікаційних зв'язках.

Сонячні батареї, антени, датчики орієнтації, реактивні двигуни та інше подібне обладнання розміщують на зовнішній поверхні КК. Існують системи, елементи яких розміщені практично по всіх відсіках, і спеціальні системи, розташування яких визначається призначенням відсіків.

Бортові системи стають єдиним комплексом лише за наявності загальної логіки їх функціонування, яка «координує» їх роботу та визначає міжсистемні зв'язки. Як правило, така логіка розробляється для етапів польоту або операцій і реалізується у бортових автоматичних програмах, що приводяться до дії у відповідності зі встановленим програмою польоту порядком. При ручному керуванні послідовність операцій визначається бортовою документацією, також складеною на основі логіки роботи систем.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		26

Конструкція КК має забезпечити метеорний та радіаційний захист екіпажу та обладнання, при чому першій цілі можуть служити подвійні оболонки, проти метеорні екрани чи елементи екрано-вакуумної ізоляції, другій – корпус КК, шар теплового захисту чи розміщене на корпусі обладнання.

Наш космічний корабель складатиметься із командного модулю (КМ) та сервісного модулю (СМ). Компонування кожного з відсіків далі розглянемо окремо.

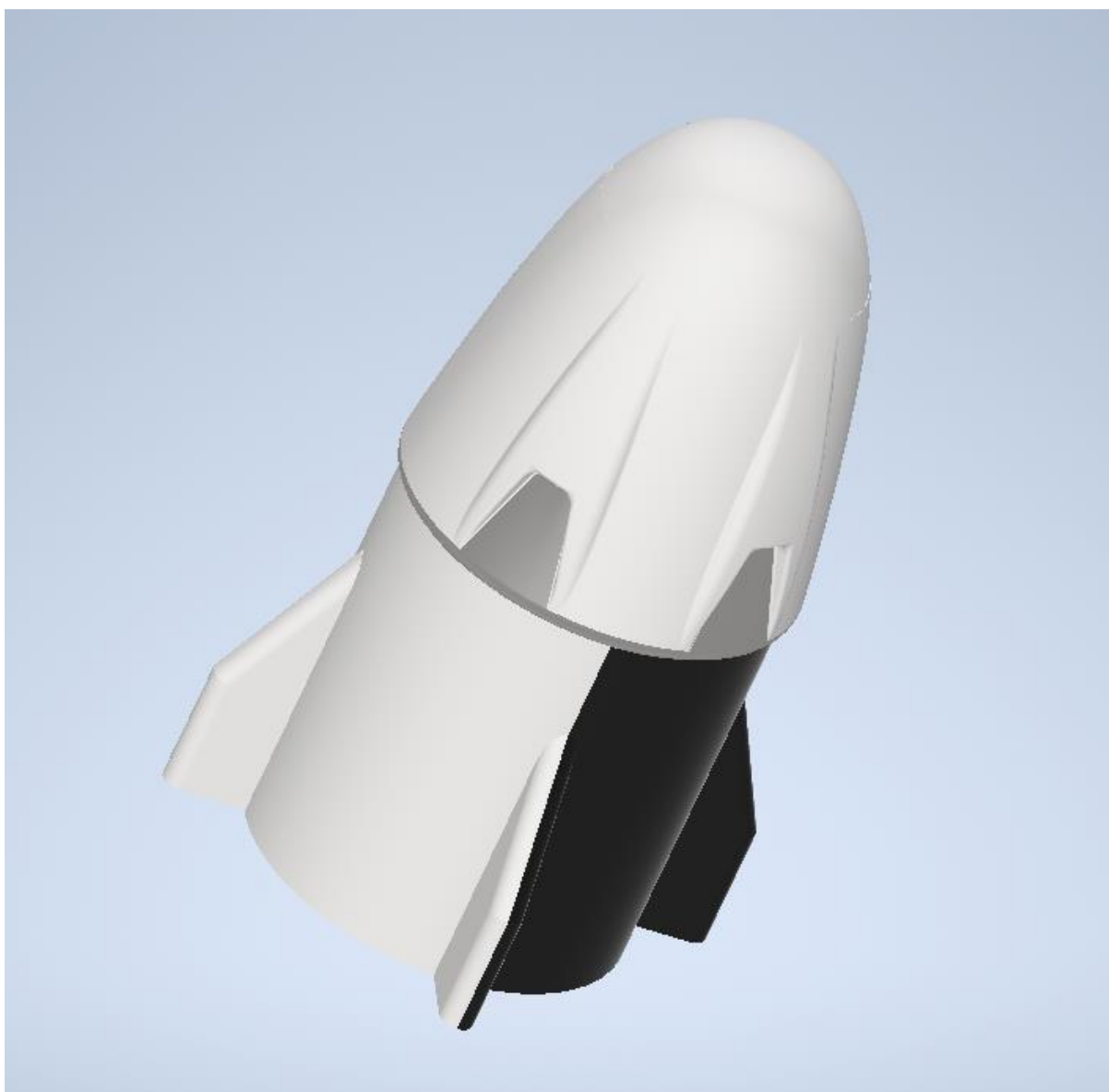


Рис. 2.1 3D модель космічного корабля

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		27

2.2 Компонування командного модулю

Командний модуль нашого КК виконуватиме функцію спускного апарату.

Спускний апарат – це частина космічного корабля, призначена для розміщення екіпажу та корисного навантаження, створення умов для нормального його функціонування та доставки на Землю.

Компонування СА вирішує завдання раціонального розміщення розміщення апаратури, що повертається на Землю, основних систем та агрегатів, забезпечуючи при цьому задане центрування. Системи і агрегати СА варто розташовувати з урахуванням вимог до розміщення та взаємовпливу. Проміжки між приладами мають бути мінімальними для забезпечення високої щільності компонування, але при цьому достатніми для забезпечення циркуляції повітря в СА. За нагоди варто уникати утворення важкодоступних майже замкнутих об'ємів, в яких можуть виникати зони з поганою вентиляцією.

Командний модуль спроектований для постійного перебування екіпажу на борту, тому цей відсік буде герметичним, всередині підтримуватимуться всі необхідні умови для роботи та життєдіяльності астронавтів.

2.2.1 Зовнішнє компонування

Силова оболонка корпусу КМ виготовлятиметься із хромонікелевої сталі. Елементи оболонки штампуються та зварюються між собою болтовим з'єднанням. Підсилюючий оболонку силовий набір (стрингери, шпангоути, кронштейни) приварюються до оболонки точковим зварюванням і використовується для кріплення приладів, агрегатів, кабельної мережі і корисного навантаження. На СА передбачена система термоізоляції, яка необхідна, щоб захистити модуль від перегрівання при вході в атмосферу. Зовні будуть також розташовані двигуни, призначені для маневрування на орбіті.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		<i>28</i>

2.2.2 Внутрішнє компонування

Всередині герметичного відсіку для екіпажу та вантажу вмонтовані 2 ряди сидінь з вуглецевого волокна, де зможуть розташуватися 7 астронавтів, системи контролю внутрішнього середовища і системи життєзабезпечення. Корабель був розроблений з трьома вікнами, щоб пасажери могли спостерігати вид на Землю, Місяць і сонячну систему прямо зі своїх місць. Вгорі капсули розташований носовий конус: він захищає стикувальний адаптер під час польоту в атмосфері. Перед стикуванням з МКС, конус буде відкриватись і закриватись після відстикування.

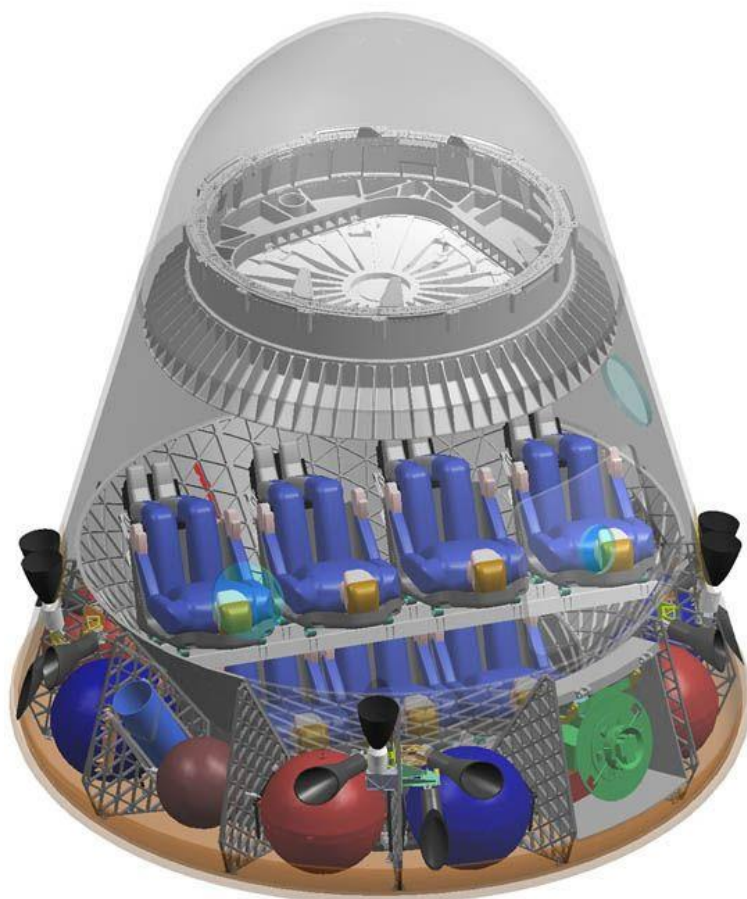


Рис. 2.2 Внутрішнє компонування SpaceX CrewDragon

У відсіку знаходиться панель керування – вбудовані великі сенсорні дисплеї, що дозволяють командирю та пілоту контролювати політ та, якщо потрібно, керувати космічним кораблем. Така панель здатна замінити

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		29

аналогові кнопки та циферблати, які використовувались у кабінах попередніх транспортних засобів, таких як Space Shuttle

2.2.3 Стикувальний агрегат

Стикувальний агрегат для нашого КА проєктуватимемо відповідно до Міжнародного стандарту стикувальних систем, скор. МССС (англ. International Docking System Standard, скор. IDSS). Документ міжнародного стандарту стикувальних систем є результатом співпраці членів Міжнародної космічної станції з метою встановлення стандартного стикувального інтерфейсу, що дозволяє виконувати операції з порятунку екіпажу на орбіті та спільні зусилля із використанням різних космічних кораблів. Цей документ детально описує фізичний геометричний інтерфейс з'єднання та вимоги до проєктних навантажень. Вимоги до фізичного геометричного інтерфейсу повинні суворо дотримуватися, щоб забезпечити сумісність фізичного космічного корабля. Системи та цілі для цього стандарту є набагато складнішими, ніж попередні стикувальні системи, що використовувались у минулому столітті для польотів у космос. Тепер вони містять лазери та датчики, які дозволяють станції та космічним кораблям обмінюватися даними у цифровому вигляді, обмінюючись сигналами відстані та забезпечуючи автоматичне вирівнювання та з'єднання.

Існує два типи з'єднання космічних апаратів – безпосередньо стикування та швартування. Стикування частіше стосується об'єднання двох окремих вільно літаючих космічних апаратів. Здатність кораблів до стикування визначається їх можливістю знайти один одного і триматися на певній відстані один від одного на однаковій орбіті. Також стикуванням називають здатність корабля приєднатися до нерухомих об'єктів таких, як МКС самостійно. Швартування ж відноситься до операцій з'єднання, коли пасивний модуль чи транспортний засіб розміщується в інтерфейсі з'єднання іншого космічного корабля за допомогою роботизованої руки. Далі керування

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		30

місією бере на себе контроль із землі та направляє руку для маневрування космічним кораблем до місця кріплення.

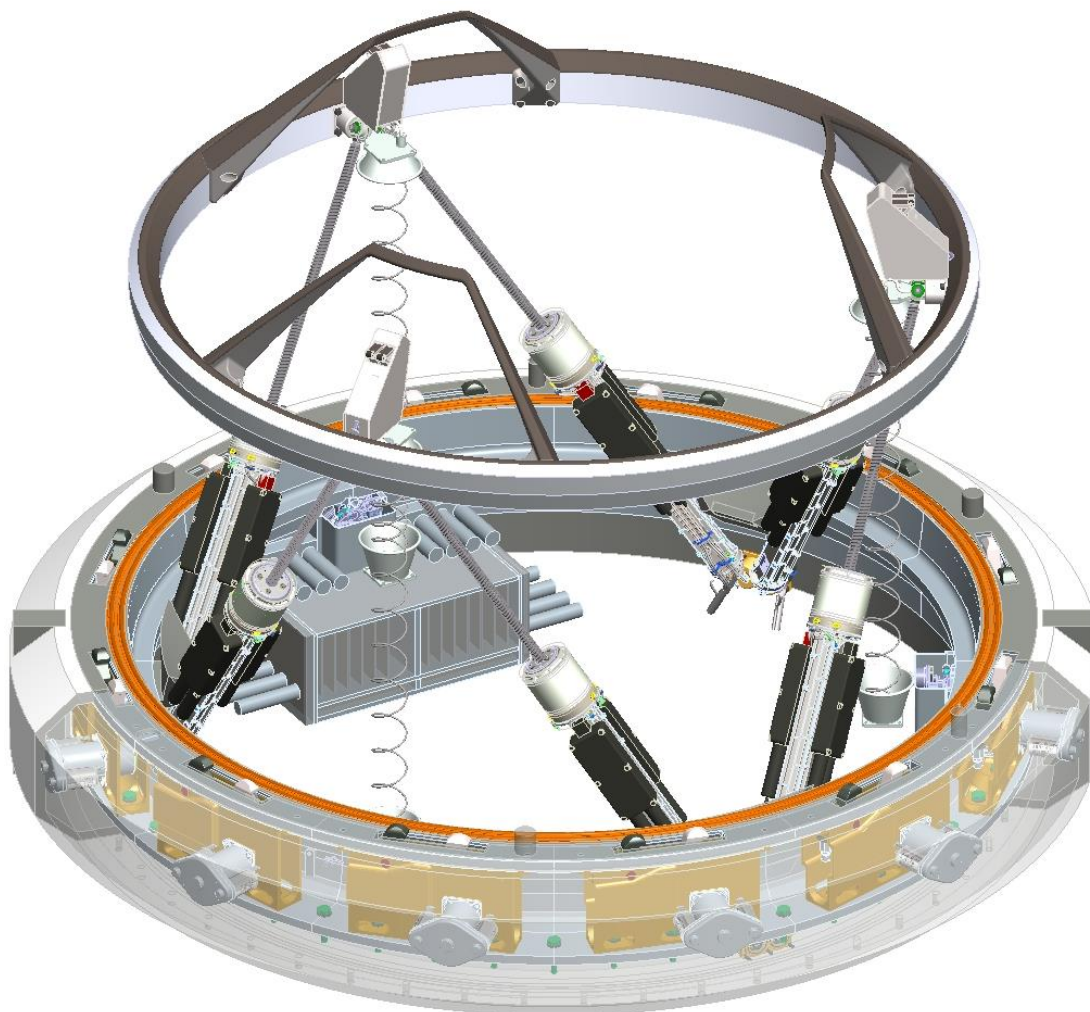


Рис. 2.3 Міжнародний стикувально-швартувальний механізм

У даній роботі проектується андрогінний периферійний агрегат зі здатністю стикуватися та швартуватися до великих та малих об'єктів. В периферійних агрегатах всі напрямлюючі та силові елементи, захвати і замки розташовуються по краях, по периферії центрального люка. Таким чином можна легко забезпечити вільне сполучення між відсіками апаратів після їхнього стикування.

Андрогінне стикування (а згодом і андрогінне швартування) має однаковий інтерфейс на обох космічних кораблях чи пристроях швартування. В андрогінному інтерфейсі використовується єдиний дизайн, завдяки якому стикувальний вузол може з'єднуватися з таким же стикувальним вузлом. Це

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		31

забезпечує можливість порятунку, співпраці між будь-якими двома космічними кораблями, а також забезпечує більш гнучке планування місії та дозволяє скоротити навчання перед нею.

2.2.4 Система приземлення

Способи спуску та приземлення обираються в залежності від аеродинамічної якості СА. Так як наш спускний апарат має досить малу аеродинамічну якість, він здійснюватиме спуск в атмосфері і приземлення з використанням парашутів та двигунів м'якої посадки. Корпус парашутного контейнеру та його кришка розташовуватимуться відносно набігаючого потоку таким чином, щоб забезпечити умови вводу парашутної системи. Спускний апарат буде оснащений двома парашутами для стабілізації КК після входу в атмосферу, а також чотирма основними парашутами для подальшого гальмування та приводнення. Для забезпечення роботи парашутної системи в СА встановлюється автоматика для видачі команди на відділення гальмівних парашутів і пристрій для відділення парашутів. Конфігурація та розміри парашутних контейнерів визначається внутрішнім компоуванням СА та розмірами парашутної системи. Конструктивне оформлення і розміщення парашутного контейнера і його кришки відносно набігаючого потоку має забезпечувати надійне відділення кришки люка і введення в роботу парашутної системи з урахуванням динамічних коливань СА відносно своєї балансувальної вісі.

2.3 Компоування сервісного модулю

Сервісний модуль містить сонячні батареї, радіатори відводу тепла та ребра для забезпечення аеродинамічної стійкості під час аварійних запусків. На відміну від звичайних сонячних батарей, що розгортаються, нові будуть вбудовані у сервісний модуль і покриватимуть його половину, яка буде повернена до Сонця під час польоту у космосі. Це допоможе збільшити об'ємний простір, зменшити кількість механізмів на транспортному засобі, додатково підвищити надійність та спростити систему у цілому. СМ

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		32

виконуватиме роль вантажного відсіку, де може розташовуватися вантаж, що не потребує герметичних умов. Закрилки, передбачені на корпусі, допоможуть стабілізувати корабель при використанні системи аварійного рятування. На етапі зльоту космічного корабля у космос, вантажний відсік допомагає підтримувати капсулу. Він залишається приєднаним до командного модулю аж до повернення КМ в атмосферу Землі.

Висновки до розділу

У другому розділі я описала вимоги до компоновання космічного корабля, на основі опрацьованої раніше інформації обрала найоптимальнішу конструктивну схему для власного КА, описала розташування його основних систем, створила 3D модель та креслення з характерними розмірами.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		33

Для стикувального з'єднання буде використано 12 пар гачкоподібних замків жорсткої системи захоплення. Загалом, матеріали замків повинні мати жорсткість і твердість, на рівні з металевими сплавами, які зазвичай використовуються в первинних конструкціях аерокосмічних апаратів, і які не суттєво перешкоджають відносному руху. Для нашого стикувального агрегату також використаємо Сталь 20. Для розрахунків приймемо, що замок має форму циліндра, діаметром $d = 30$ мм. Руйнівне навантаження на зріз для замка $P_{руйн} = 2\ 100$ кг.

Знайдемо допустиме зусилля зминання поясу шпангоута меншої товщини під замком

$$P_{зм} = k_{кр} \sigma_B d \delta_{min},$$

де $k_{кр}$ – коефіцієнт для болтів;

δ_{min} – мінімальна товщина поясу шпангоута.

$$P_{зм} = 1,3 \cdot 4180 \cdot 3 \cdot 0,5 = 8\ 151 \text{ кг}$$

Розраховуємо силові фактори стику:

Стикувальний вузол має витримувати навантаження на розтяг-стиск $F_x = 17\ 659$ Н та навантаження на зсув $F_\tau = 16\ 636$ Н.

Розрахуємо максимальні силові фактори стику:

$$\sigma_{x_{зг}} = \frac{F_x}{S},$$

де $\sigma_{x_{зг}}$ – поздовжні напруження;

S – площа поперечного перерізу замка.

$$\sigma_{y_{зг}} = \frac{F_y}{S},$$

де $\sigma_{y_{зг}}$ – кільцеві напруження.

					<i>VЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		35

$$\tau_{зг} = \frac{F_{\tau}}{S},$$

де $\tau_{зг}$ – дотичні напруження.

Підставимо значення:

$$\sigma_{x_{зг}} = \frac{1765,9}{7,065} = 250 \text{ кг/см}^2,$$

$$\sigma_{y_{зг}} = \frac{0}{7,065} = 0 \text{ кг/см}^2,$$

$$\tau_{зг} = \frac{16636}{7,065} = 236 \text{ кг/см}^2$$

Максимальні силові фактори в розрахунковому випадку для польоту у космосі:

– поздовжні навантаження

$$\sigma_{x_{к}} = 0 \text{ кг/см}^2,$$

– кільцеві навантаження

$$\sigma_{y_{к}} = 0 \text{ кг/см}^2,$$

– дотичні напруження

$$\tau_{к} = 0 \text{ кг/см}^2$$

Надлишковий тиск у розрахунковому випадку для польоту у космосі –

$$p = 1,237 \text{ кг/см}^2$$

Надлишковий тиск у комбінації з льотними навантаженнями –

$$p_1 = 0,93 \text{ кг/см}^2$$

Сумарні силові фактори, що діють у стиковому вузлі:

$$\sigma x = \sigma_{x_{зг}} + \frac{p_1}{p} \cdot \sigma_{x_{к}},$$

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		36

де σ_x – поздовжні навантаження.

$$\sigma_y = \sigma_{y_{зг}} + \frac{p_1}{p} \cdot \sigma_{y_k},$$

де σ_y – кільцеві навантаження.

$$\tau = \tau_{зг} + \frac{p_1}{p} \cdot \tau_k,$$

де τ – дотичні напруження.

Підставимо значення:

$$\sigma_x = 250 + \frac{0,93}{1,237} \cdot 0 = 250 \text{ кг/см}^2,$$

$$\sigma_y = 0 + \frac{p_1}{p} \cdot 0 = 0 \text{ кг/см}^2,$$

$$\tau = 236 + \frac{p_1}{p} \cdot 0 = 236 \text{ кг/см}^2$$

3.1.1 Розрахунок міцності кріпильних елементів

Розрахуємо потік нормальних зусиль q_H

$$q_H = \sigma_x \cdot \min(\delta_1, \delta_2)$$

$$q_H = 250 \cdot 0,5 = 125 \frac{\text{кг}}{\text{см}}$$

Розрахуємо потік зсувних зусиль $q_{зс}$

$$q_{зс} = \tau \cdot \min(\delta_1, \delta_2)$$

$$q_{зс} = 236 \cdot 0,5 = 118 \frac{\text{кг}}{\text{см}}$$

Для розрахунку критичного дотичного напруження втрати стійкості поясу шпангоуту прийmemo радіус шпангоуту $R = 0,71$ м.

$$\tau_{кр} = \frac{5 \cdot E \cdot \min(\delta_1, \delta_2)^2}{t^2} + 0,1 \cdot E \cdot \frac{\min(\delta_1, \delta_2)}{R},$$

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		37

$$\tau_{кр} = \frac{5 \cdot 2040000 \cdot 0,5^2}{35,564^2} + 0,1 \cdot 2040000 \cdot \frac{0,5}{71} = 3\,453 \text{ кг/см}^2$$

Розраховуємо коефіцієнт нерівномірності. При відношенні $\frac{\tau_{кр}}{\tau} = 15$, що задовольняє умову $1 \leq \frac{\tau_{кр}}{\tau} < \infty$, отже $K = 1,1$.

Коефіцієнт безпеки для стикових вузлів:

$$K_{АП25} = 1,15$$

Розрахуємо силу, що діє на один замок:

$$P_3 = \frac{K_{АП25} \cdot K \cdot t}{n} \cdot \sqrt{q_n^2 + q_{зс}^2},$$

$$P_3 = \frac{1,15 \cdot 1,1 \cdot 35,564}{12} \cdot \sqrt{125^2 + 118^2} = 640 \text{ кг}$$

Запас міцності на зріз для замка:

$$\eta_{зр} = \frac{P_{руйн}}{P_3},$$

$$\eta_{зр} = \frac{2100}{640} = 3,28$$

3.1.2 Розрахунок міцності поясу шпангоута

Спершу розрахуємо міцність поясу шпангоута в перерізі по ряду замків:

$$\sigma_{у_{посл}} = K_{АП25} \cdot \sigma_{у} \cdot \frac{t}{t-d},$$

$$\sigma_{x_{посл}} = K_{АП25} \cdot \sigma_{x} \cdot \frac{a}{a-d},$$

де $\sigma_{у_{посл}}$, $\sigma_{x_{посл}}$ – нормальні напруження в перерізі, послабленому отворами під замки.

Підставимо значення:

$$\sigma_{у_{посл}} = 1,15 \cdot 0 \cdot \frac{35,564}{35,564 - 3} = 0 \text{ кг/см}^2,$$

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		38

$$\sigma_{x_{\text{посл}}} = 1,15 \cdot 250 \cdot \frac{35,564}{35,564 - 3} = 314 \text{ кг/см}^2$$

Дотичні напруження в перерізі, послабленому отворами під заклепки визначаємо за формулою:

$$\tau_{\text{посл}} = K_{\text{АП25}} \cdot \tau \cdot \frac{t}{t - d},$$

$$\tau_{\text{посл}} = 1,15 \cdot 236 \cdot \frac{35,564}{35,564 - 3} = 296 \text{ кг/см}^2$$

Шукаємо еквівалентні напруження за 4-ою теорією міцності:

$$\sigma_{\text{міцн}} = \sqrt{\sigma_{x_{\text{посл}}}^2 + \sigma_{y_{\text{посл}}}^2 - \sigma_{x_{\text{посл}}} \cdot \sigma_{y_{\text{посл}}} + 3 \cdot \tau_{\text{посл}}^2},$$

$$\sigma_{\text{міцн}} = \sqrt{314^2 + 0^2 - 314 \cdot 0 + 3 \cdot 296^2} = 601,2 \text{ кг/см}^2$$

Коефіцієнт чутливості до концентрації напружень при статичному навантаженні – $K_K = 0,9$.

Запас міцності для поясу шпангоута:

$$\eta_{\text{шп}} = \frac{K_K \cdot \sigma_B}{\sigma_{\text{міцн}}},$$

$$\eta_{\text{шп}} = \frac{0,9 \cdot 4180}{601,2} = 6,3$$

Запас міцності на зминання листа:

$$\eta_{\text{зм}} = \frac{P_{\text{зм}}}{P_3},$$

$$\eta_{\text{зм}} = \frac{8151}{640} = 12,8$$

Проведемо розрахунок розриву перемички:

$$P_{\text{міцн}} = 2 \cdot \left(b_1 - \frac{d}{2}\right) \cdot \min(\delta_1, \delta_2) \cdot \tau_B,$$

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		39

де $P_{\text{міцн}}$ – допустиме зусилля розриву перемички.

$$P_{\text{міцн}} = 2 \cdot \left(6 - \frac{3}{2}\right) \cdot 0,5 \cdot 3210 = 14\,445 \text{ кг}$$

Запас міцності на розрив перемички:

$$\eta_{\text{розр}} = \frac{P_{\text{міцн}}}{P_3},$$

$$\eta_{\text{розр}} = \frac{14445}{640} = 22,6$$

3.1.3 Оцінка довговічності стику

Коефіцієнт приведення розрахункових силових факторів в області стику до силових факторів еквівалентного польоту – $K_{\text{пр}} = 0,4$.

Експлуатаційний надлишковий тиск для польоту у космосі – $p_2 = 0,57$.

Сумарні силові фактори, що діють у поясі шпангоуту в області стику:

$$\sigma_x = \sigma_{x_{\text{зг}}} \cdot K_{\text{пр}} + \frac{p_2}{p} \cdot \sigma_{x_{\text{к}}},$$

де σ_x – поздовжні навантаження.

$$\sigma_y = \sigma_{y_{\text{зг}}} \cdot K_{\text{пр}} + \frac{p_2}{p} \cdot \sigma_{y_{\text{к}}},$$

де σ_y – кільцеві навантаження.

$$\tau = \tau_{\text{зг}} \cdot K_{\text{пр}} + \frac{p_1}{p} \cdot \tau_{\text{к}},$$

Підставимо значення:

$$\sigma_x = 250 \cdot 0,4 + \frac{0,57}{1,237} \cdot 0 = 100 \text{ кг/см}^2,$$

$$\sigma_y = 0 \cdot 0,4 + \frac{0,57}{1,237} \cdot 0 = 0 \text{ кг/см}^2,$$

					<i>VЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		40

$$\tau = 236 \cdot 0,4 + \frac{0,57}{1,237} \cdot 0 = 94,4 \text{ кг/см}^2$$

Еквівалентні напруження (за 4-ою теорією міцності) в брутто перерізі:

$$\sigma_{\text{брутто}} = \sqrt{\sigma x^2 + \sigma y^2 + \sigma x \cdot \sigma y + 3 \cdot \tau^2},$$

де $\sigma_{\text{брутто}}$ – напруження без урахування послаблення перерізу отворами.

$$\sigma_{\text{брутто}} = \sqrt{100^2 + 0^2 + 100 \cdot 0 + 3 \cdot 94,4^2} = 191,66 \text{ кг/см}^2$$

Розрахуємо потік нормальних зусиль q_H

$$q_H = \sigma x \cdot \min(\delta_1, \delta_2)$$

$$q_H = 100 \cdot 0,5 = 50 \frac{\text{кг}}{\text{см}}$$

Розрахуємо потік зсувних зусиль $q_{зс}$

$$q_{зс} = \tau \cdot \min(\delta_1, \delta_2)$$

$$q_{зс} = 94,4 \cdot 0,5 = 47,2 \frac{\text{кг}}{\text{см}}$$

Введемо коефіцієнт нерівномірності при оцінці ресурсу – $K_{\text{рес}} = 1,1$.

Сила, що діє на один замок:

$$P_3 = \frac{K_{\text{рес}} \cdot t}{n} \cdot \sqrt{q_H^2 + q_{зс}^2},$$

$$P_3 = \frac{1,1 \cdot 35,564}{12} \cdot \sqrt{50^2 + 47,2^2} = 224 \text{ кг}$$

Площу зминання знаходимо за формулою:

$$F_{\text{зм}} = d \cdot \min(\delta_1, \delta_2),$$

$$F_{\text{зм}} = 3 \cdot 0,5 = 1,5 \text{ см}^2$$

Напруження зминання по отвору:

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		41

$$\sigma_{зм} = \frac{P_3}{F_{зм}},$$

$$\sigma_{зм} = \frac{224}{1,5} = 149 \text{ кг/см}^2$$

Ефективний коефіцієнт концентрації напружень для циліндричного отвору:

$$K_{теф1} = 0,59 \cdot \beta + 3,$$

де β – співвідношення між напруженням змінання отвору та напруженнями в бруто перерізі

$$\beta = \frac{\sigma_{зм}}{\sigma_{брутто}},$$

$$\beta = \frac{149}{191,66} = 0,78$$

Тоді,

$$K_{теф1} = 0,59 \cdot 0,78 + 3 = 3,5$$

Ефективний коефіцієнт концентрації напружень кривої втомної довговічності матеріалу шпангоута:

$$K_{теф_кр_вт} = 3,12$$

Початкову кількість циклів N_0 і відповідне йому $\sigma_{нетто}$ необхідно брати з кривої втоми $\sigma = f(N)$ для матеріалу, з якого виготовлений шпангоут, із збірника кривих втоми ЦАГИ.

Задамо початкову кількість циклів $N_0 = 300\ 000$.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		42

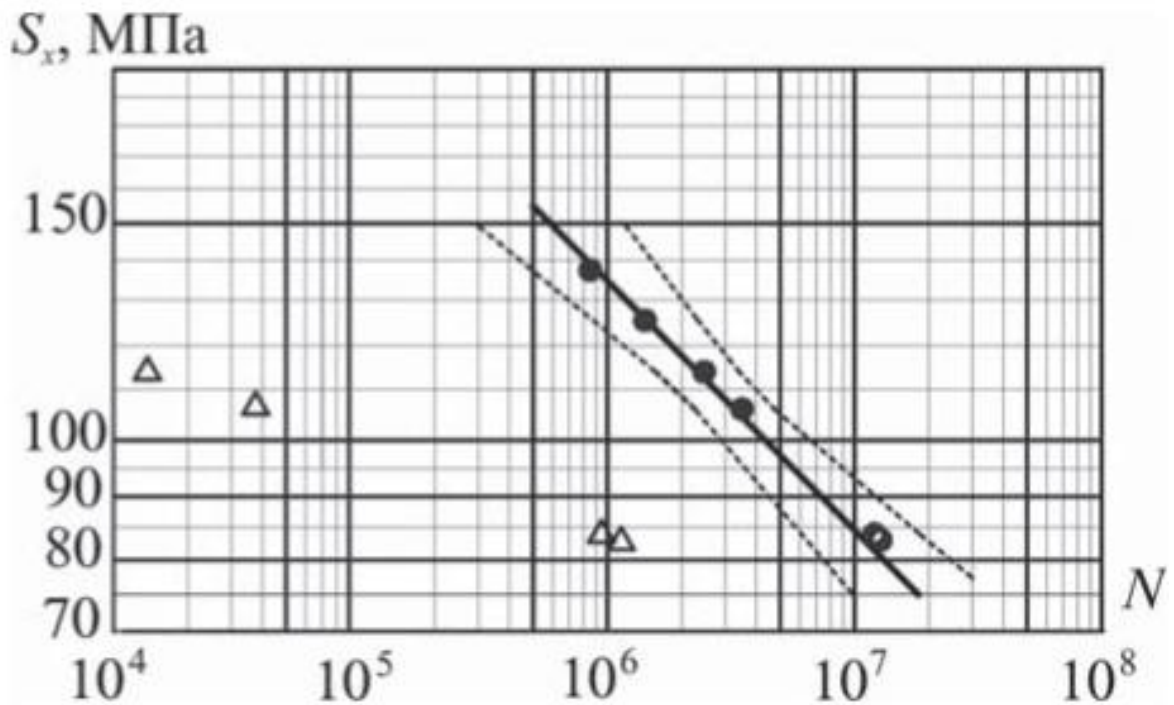


Рис. 3.2 Крива витривалості для Ст20

Показник степеню m визначається на основі значень кривої втоми для даного матеріалу обшивки за формулою:

$$(\sigma_0)^m \cdot N_0 = (\sigma)^m \cdot N,$$

$$m = \frac{\ln\left(\frac{N}{N_0}\right)}{\ln\left(\frac{\sigma_0}{\sigma}\right)},$$

$$m = \frac{\ln\left(\frac{10^7}{10^6}\right)}{\ln\left(\frac{125}{85}\right)} = 6$$

Формулу для визначення кількості циклів отримаємо наступним чином:

$$(\sigma_{\text{нетто}})^m \cdot N_0 = (\sigma_{\text{нетто}})^m \cdot N,$$

$$N = N_0 \left(\frac{\sigma_{\text{нетто}}}{\sigma_{\text{нетто}}} \right)^m$$

Перехід від навантажень брутто до нетто:

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		43

$$\sigma_{\text{нетто1}} = 1,2 \cdot \sigma_{\text{брутто}}$$

Розраховуємо напруження $\sigma_{\text{нетто}}$ за формулою:

$$\sigma_{\text{нетто}} = \frac{K_{\text{теф1}}}{K_{\text{тефкрвт}}} \cdot \sigma_{\text{нетто1}},$$

Тоді для визначення кількості циклів N отримуємо формулу:

$$N = N_0 \left(\frac{K_{\text{тефкрвт}} \cdot \sigma_{0\text{нетто}}}{1,2 \cdot K_{\text{теф1}} \cdot \sigma_{\text{брутто}}} \right)^m,$$

$$N = 300\,000 \left(\frac{1,2 \cdot 2039}{1,2 \cdot 3,5 \cdot 191,66} \right)^6 = 236,7 \cdot 10^6$$

3.2 Вхід в щільні шари атмосфери

3.2.1 Вибір оптимального кута входження в атмосферу

На етапі повернення на Землю головні завдання полягають у гальмуванні СА при польоті в атмосфері і в забезпеченні його посадки. Межа ділянок спуску і приземлення лежить на висотах 5-10 км, нижче яких рух близький до сталого і проходить зі швидкостями 100-200 м/с при перевантаженнях, близьких до одиниці. При русі СА в атмосфері на нього діють сили, показані на рис. 3.2, де R_A – вектор суми всіх аеродинамічних сил, що проходить через точку симетрії СА, що називається центром тиску. Одним з головних параметрів СА є аеродинамічна якість $K_{\text{аер}} = Y/X = C_y/C_x$, де C_y і C_x – коефіцієнти підйомної сили Y і сили лобового опору X .

Максимальні перевантаження при спуску залежить в основному від аеродинамічної якості $K_{\text{аер}}$ і кута входу в атмосферу. Для зниження максимальних перевантажень доцільно збільшувати $K_{\text{аер}}$ до 0,3-0,5.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		44

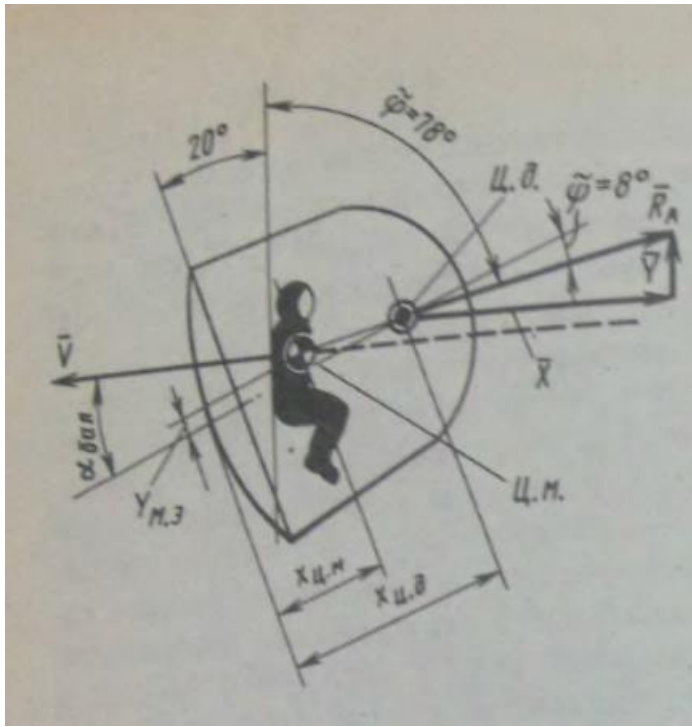


Рис. 3.3 Схема сил, що діють на КК при русі на балансувальному куті атаки; розміщення космонавтів

Для проведення розрахунків використаємо програму Simulation CFD. Задамо швидкість входження в атмосферу Землі $V = 8000$ км/с, параметри атмосфери на висоті входу корабля в атмосферу на висоті $h = 30\,000$ м. Розрахунки проводитимемо на різних кутах атаки з кроком в 15° .

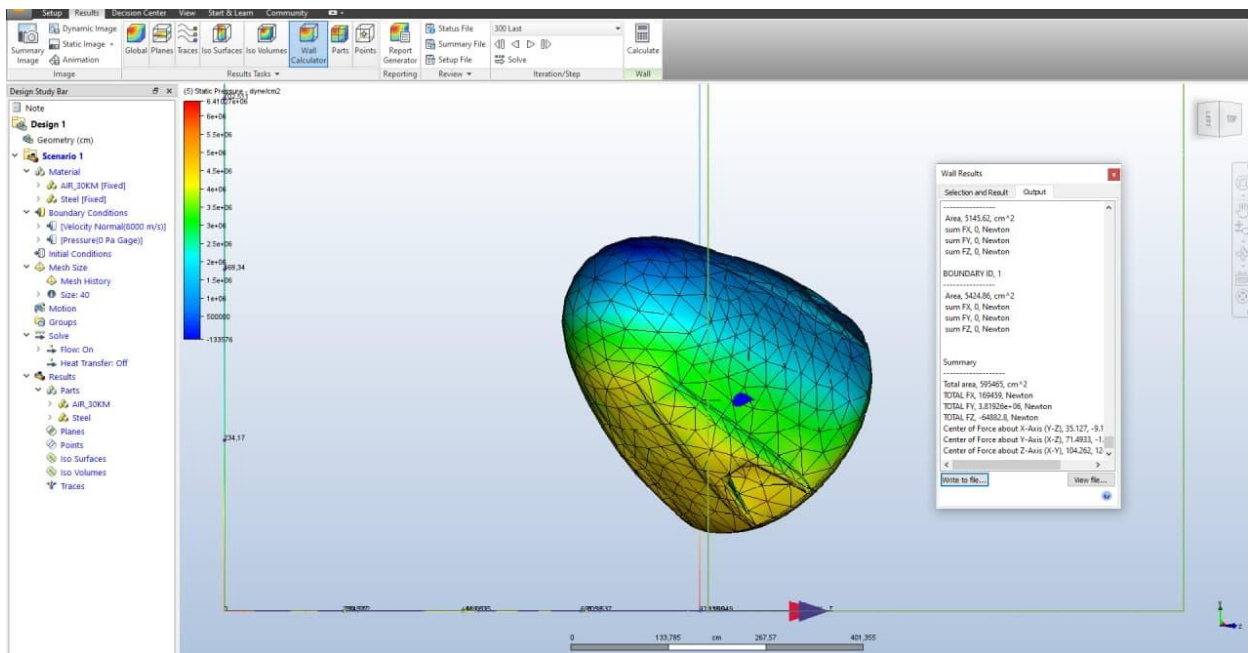


Рис. 3.4 Визначення оптимального кута входження в програмному забезпеченні CFD Simulation

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		45

Таблиця 3.1 Визначення аеродинамічної якості

	$\alpha, ^\circ$				
	0	15	30	45	60
Y	206329	320343	346669	530858	601246
X	2859520	3287680	3215620	3721080	3756812
$K_{аер}$	0,14431	0,194875	0,215616	0,285325	0,320083

Притримуючись рекомендацій, обираємо режим польоту з аеродинамічною якістю $K_{аер} = 0,32$. Отже, найоптимальніший кут входження в атмосферу для нашого апарату – 60° .

3.2.2 рахунок товщини обшивки капсули КА

КА входить в щільні шари атмосфери зі швидкістю $V_0 = 8$ км/с. Значення максимальних перевантажень, які може витримувати пілот, складає 8...12 g. Якщо з таким прискоренням буде гальмуватися КА, то за час $t_0=100$ с його швидкість може зменшитись на величину:

$$\Delta V = 8 g * 100 c = 8 \frac{км}{c},$$

тобто рух може повністю зупинитись.

При швидкості 8 км/год тиск набігаючого потоку збільшується до 100 Атм

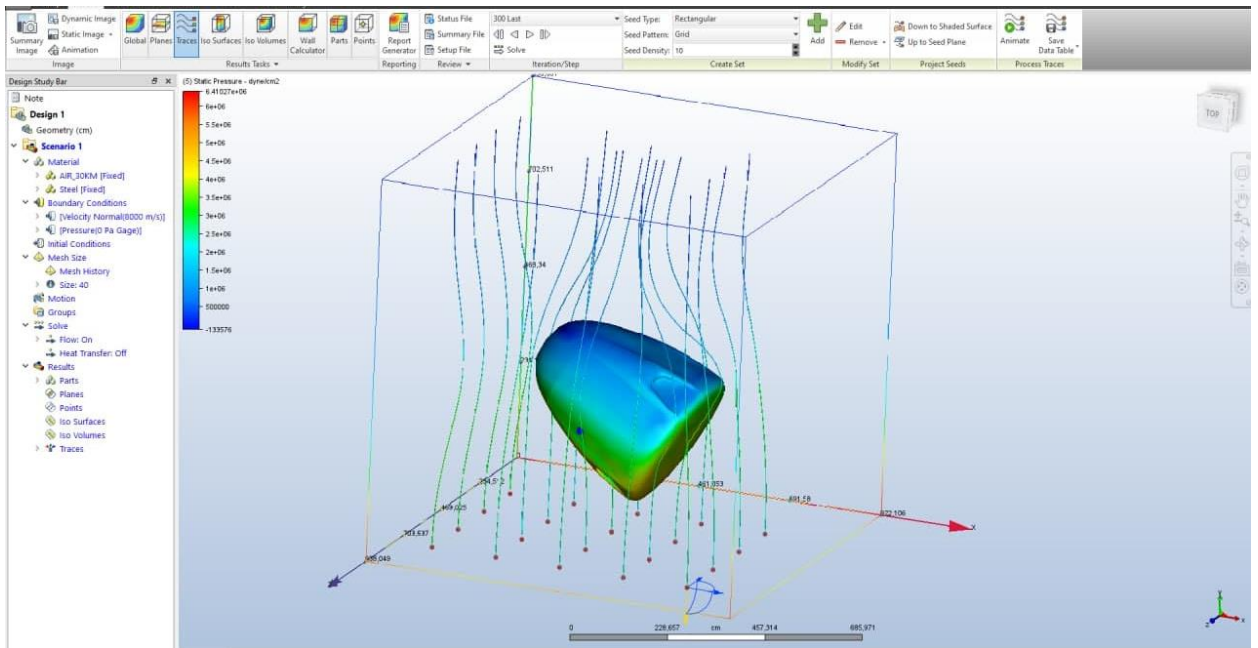


Рис. 3.5 Обтікання КА потоком в середовищі CFD

Створюємо в середовищі тривимірному моделювання поверхневу модель капсули

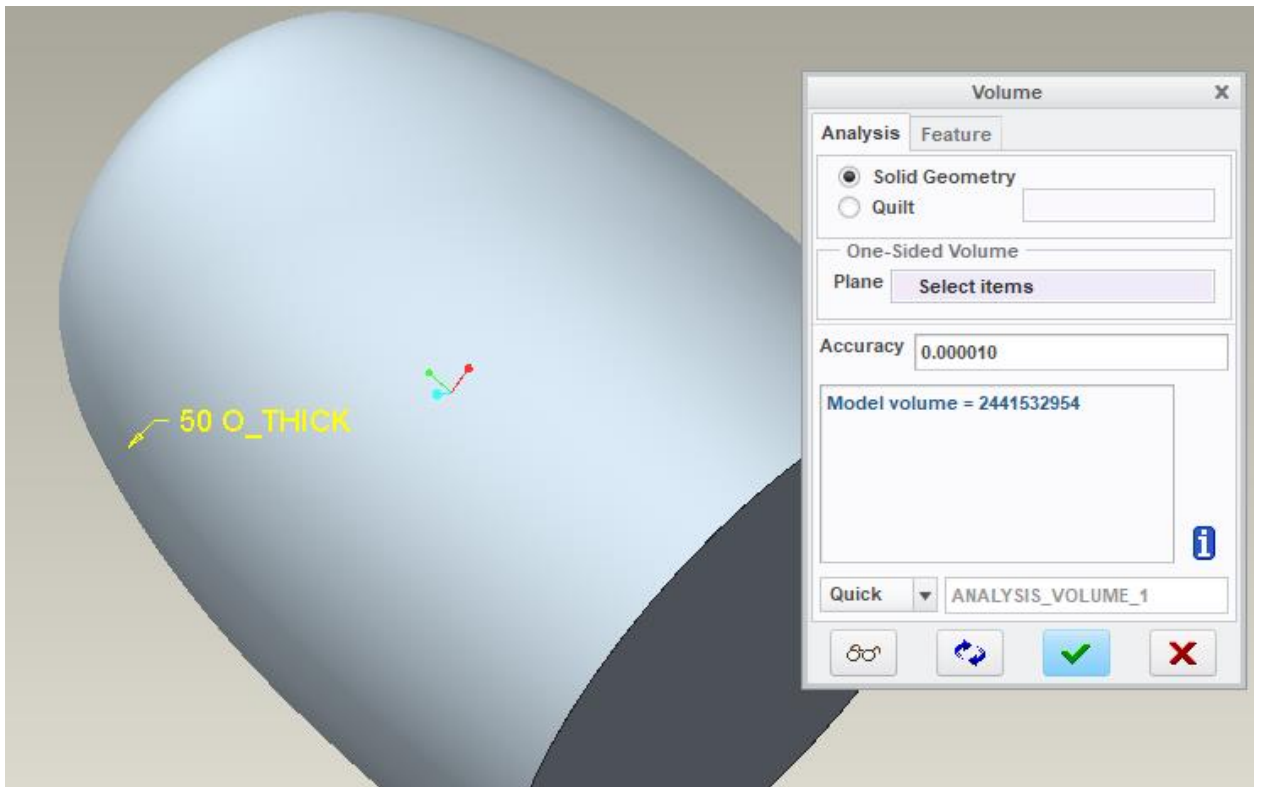


Рис. 3.6 Тривимірна модель капсули

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		47

Обсяг оболонки термозахисту капсули товщиною 5 см складає $2,44 \text{ м}^3$. Якщо взяти густину матеріалу термозахисту капсули (графіту) 2 т/м^3 , то її вага складе

$$m = 2,44 \cdot 2 \approx 5 \text{ т.}$$

Імпортуємо модель капсули в програму контурного моделювання, задаємо матеріал (алюміній),

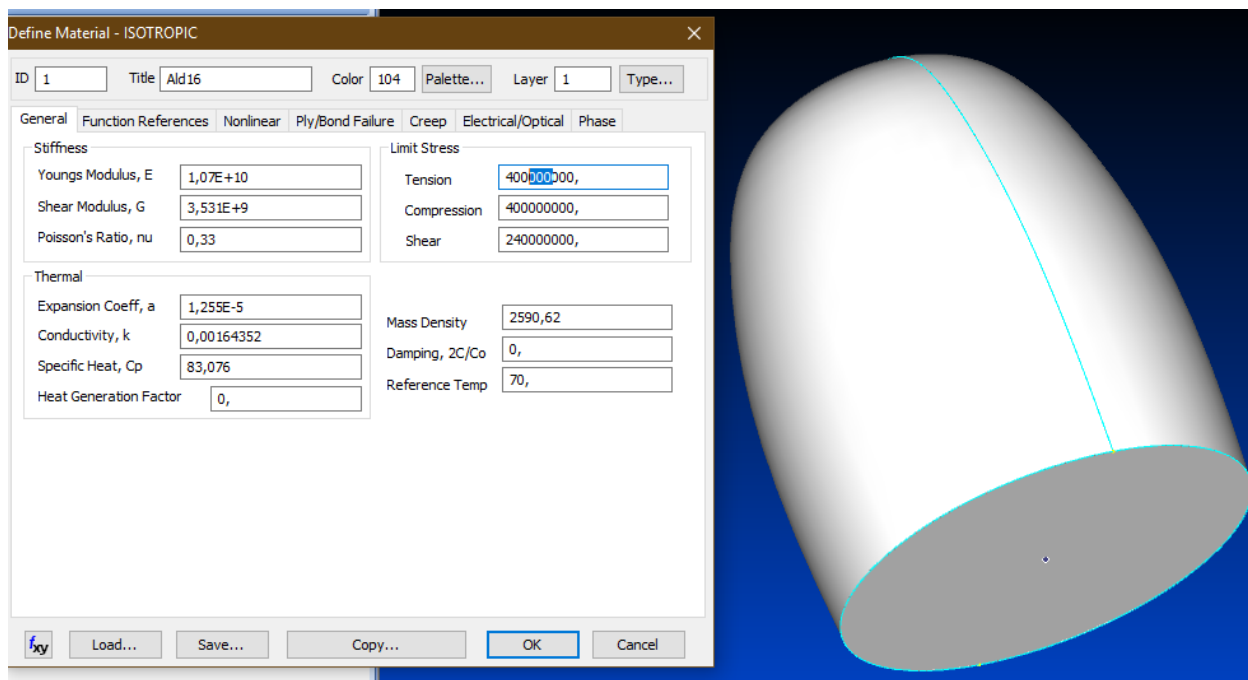


Рис. 3.7 Тривимірна модель капсули

Обираємо товщину обшивки капсули 5 мм, до 50 мм, 10 мм, 20 мм, 15 мм, та розмір скінченного елемента 20 мм.

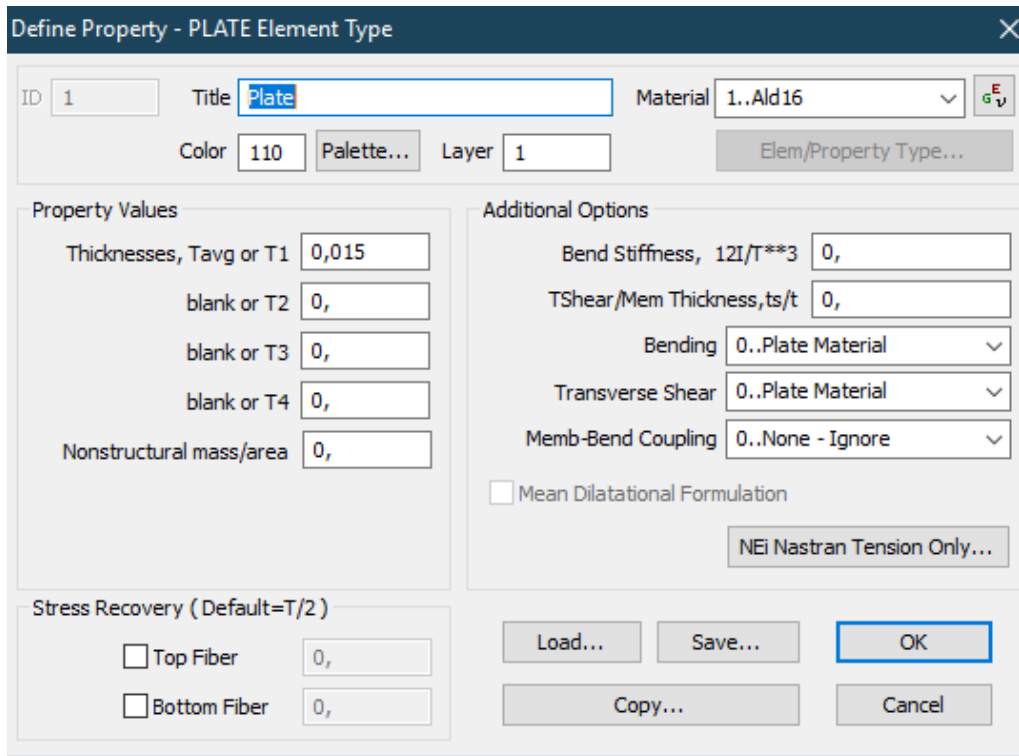


Рис. 3.8 Товщина капсули

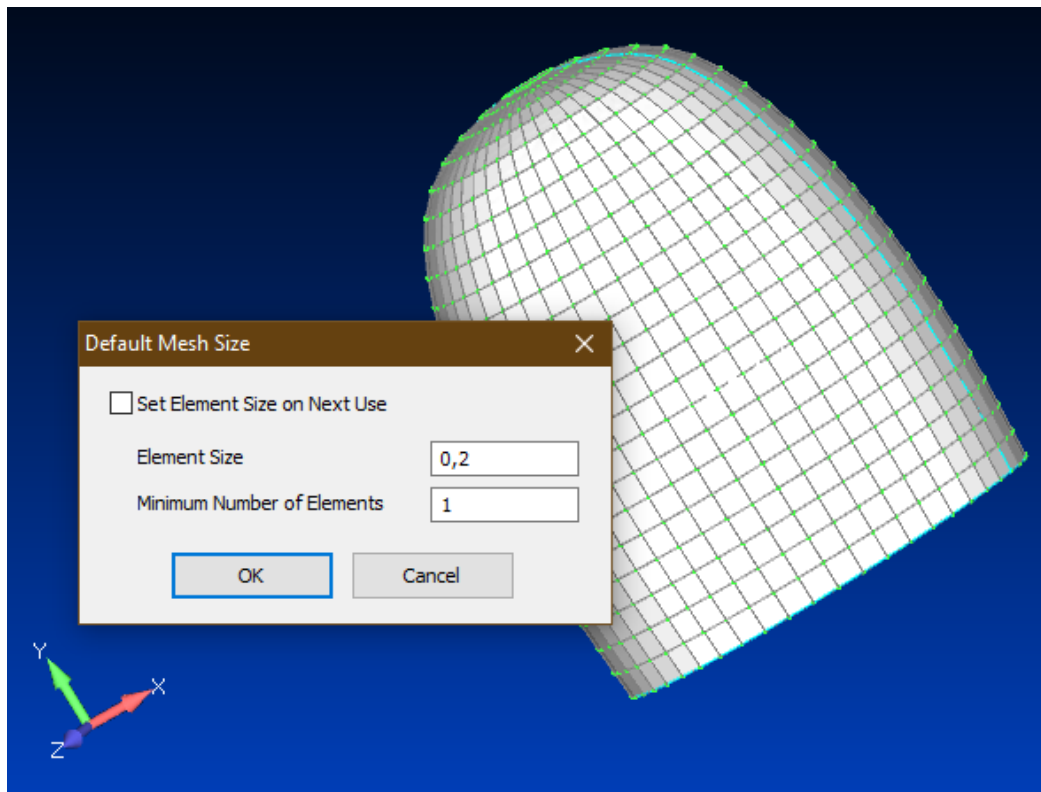


Рис. 3.9 Розмір скінченного елемента

Створимо закріплення з одного боку капсули в районі верхнього люка

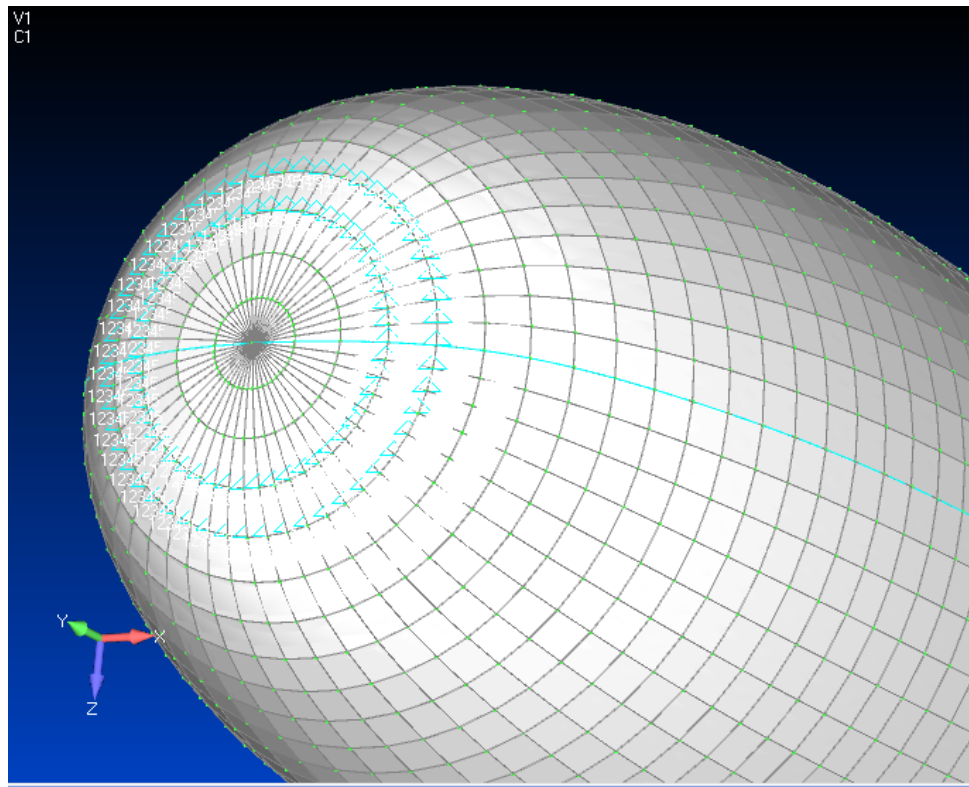


Рис. 3.10 Закріплення капсули

Задамо навантаження при найвигіднішому куті атаки входження в атмосферу ($\alpha = 60^\circ C$) на задню стінку капсули та прилеглі бокові, які сумарно складають $(381+263 \text{ вузлів}) \cdot 2000 \text{ Н} = 1,3 \text{ МН}$.

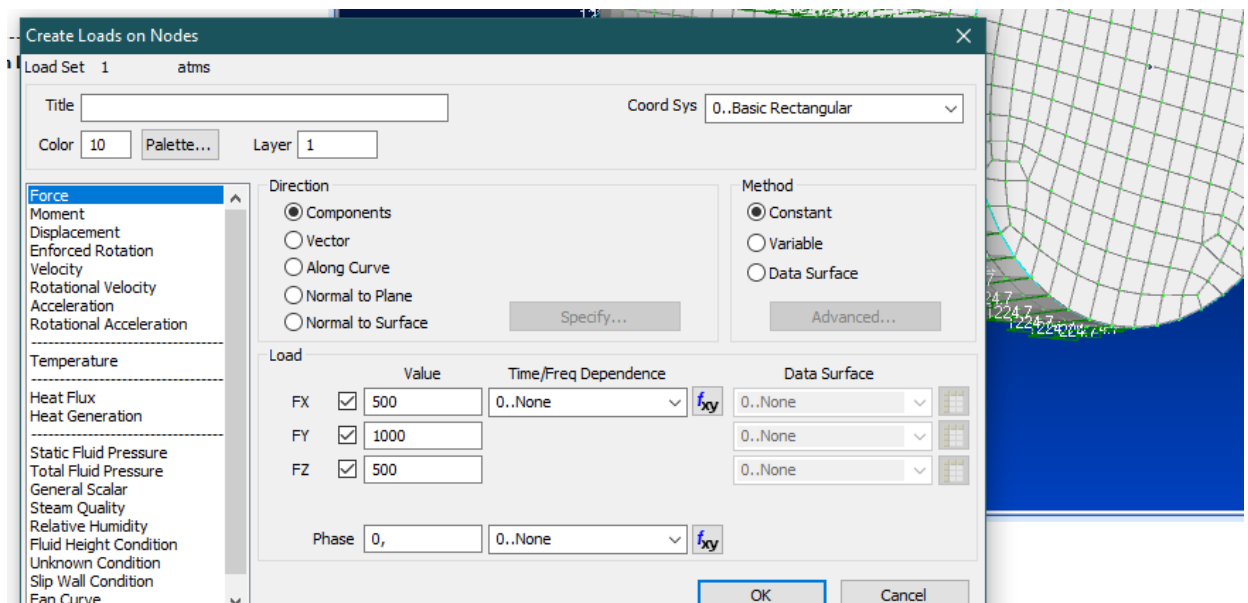


Рис. 3.11 Навантаження капсули

Виконаємо розрахунок для декількох товщин оболонки капсули, приходимо до оптимального значення товщини 15 мм.

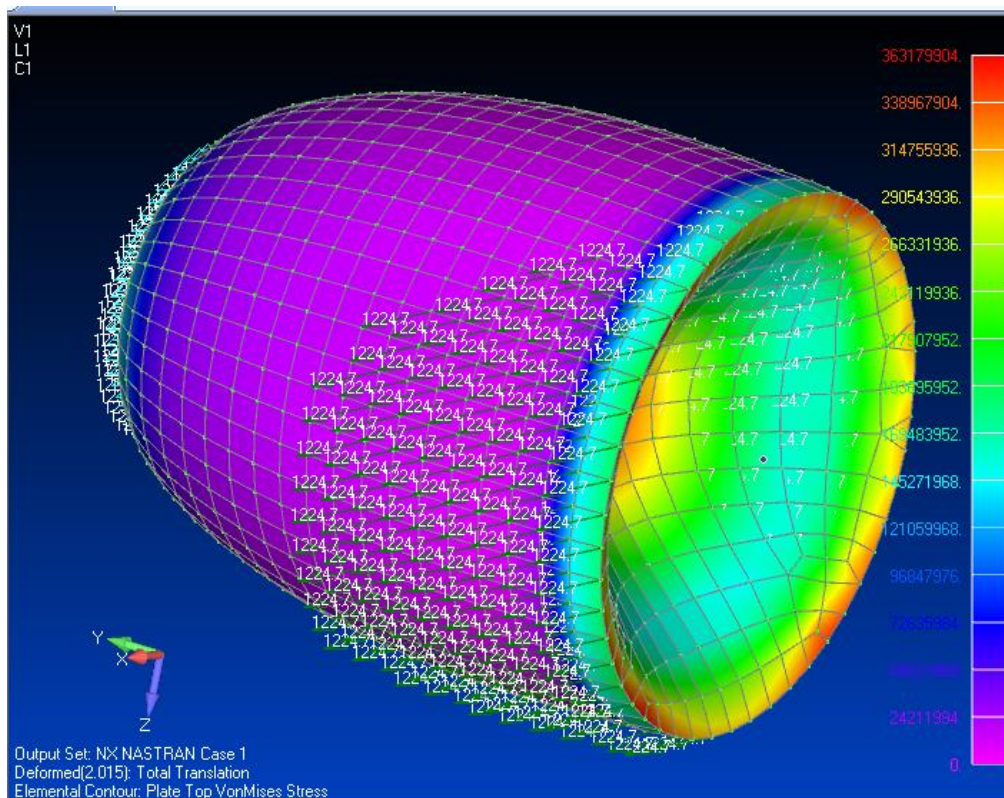


Рис. 3.12 Розподіл прогинів та механічних напружень в капсулі

За такої товщини максимальні напруження в оболонці складуть 360 МПа, що не перевищує допустиме значення для матеріалу капсули 400 МПа.

3.2.3 Температурний розрахунок

Проектуємо тепловий захист СА на ділянці аеродинамічного гальмування. Основними критеріями для вирішення проблеми забезпечення теплового режиму на ділянці аеродинамічного гальмування є задані температури на оболонці СА в зоні його корисного вантажу та систем, що забезпечують працездатність апарату на цій ділянці. За матеріал теплового захисту корабля оберемо графіт. Він здатен витримувати температуру плавлення до 5073 К. Теплопровідність графітних форм рівнозначна теплопровідності металів.

Визначимо температуру гальмування:

						<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата			51

$$\frac{p_0}{p_\infty} = \left(\frac{T_0}{T_\infty}\right)^{\frac{k}{k-1}},$$

де p_0 – тиск гальмування;

p_∞ – тиск на висоті входу корабля в атмосферу;

T_∞ – температура на висоті входу корабля в атмосферу;

T_0 – температура гальмування.

Для повітря при $k = 1,4$:

$$\frac{p_0}{p_\infty} = \left(\frac{T_0}{T_\infty}\right)^{3,5},$$

Знаходимо тиск гальмування:

$$p_0 = p_\infty \left(1 + \frac{M_\infty^\gamma}{5}\right)^{3,5},$$

де M_∞ - число Маха;

γ – показник залежності від числа Маха; $\gamma = 1$;

Для висоти $h = 30000$ м: $p_\infty = 1\,197$ Па, $T_\infty = 226,5$ К, $M_\infty = \frac{8000}{301,71} = 26,52$.

Обчислюємо значення:

$$p_0 = 1197 \left(1 + \frac{26,52^2}{5}\right)^{3,5} = 752 \text{ кПа}$$

$$T_0 = 226,5 \sqrt[3,5]{\frac{752 \cdot 10^3}{1197}} = 226,5 \cdot 6,3 = 1\,427 \text{ К}$$

Запишемо рівняння теплопровідності, в результаті якого зможемо обрати товщину термоізоляції для нашого космічного корабля.

$$q_{\text{рез}} = q_{\text{конв}} - q_{\text{вд}} - q_{\text{випр}} - q_{\text{руйн}},$$

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		52

де $q_{\text{рез}}$ – результуючий тепловий потік;

$q_{\text{конв}}$ – конвективний тепловий потік, що підводиться до поверхні:

$$q_{\text{конв}} = \xi S \Delta \theta ,$$

де ξ – коефіцієнт тепловіддачі Вт/(м² · К);

S – площа стінки;

$\Delta \theta$ – різниця температур навколишнього середовища і тіла.

$$\xi = \frac{c \lambda}{d} \left(\frac{v d}{\nu} \right)^n = \frac{c \lambda}{d} Re^n ,$$

d – максимальний діаметр космічного корабля;

v – швидкість руху газу;

ν – кінематична в'язкість, рівна абсолютній в'язкості, віднесеної до густини речовини;

λ – теплопровідність газу;

c і n – функції швидкості газу і розмірів корабля і визначаються за критерієм Рейнольдса;

Re – число Рейнольдса.

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} ,$$

де ν – кінематична в'язкість;

l – характеристичний розмір.

$$Re = \frac{8000 \cdot 3,6}{8,1948 \cdot 10^{-4}} = 35 \cdot 10^6$$

Тоді можемо обчислити коефіцієнт тепловіддачі та величину конвективного потоку:

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		53

$$\xi = \frac{0,226 \cdot 2,0357 \cdot 10^{-2}}{4,1} \cdot (35 \cdot 10^6)^{0,6} = 37,05 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}},$$

$$q_{\text{конв}} = 40,86 \cdot 36 \cdot 236,5 = 347\,882 \text{ Вт}$$

$q_{\text{вд}}$ – тепловий потік, що витрачається на перебудову профіля температур внаслідок вдуву продуктів розкладання у примежовий шар. Визначається за формулою:

$$q_{\text{вд}} = \frac{q_{\text{конв}}}{\gamma \bar{G}^2 + \gamma \bar{G} + 1},$$

де γ – коефіцієнт, що залежить від режиму потоку в примежовому шарі і співвідношення відносних молекулярних мас газів;

\bar{G} – безрозмірна швидкість винесення маси; цю величину визначатимемо за кривими залежності безрозмірної швидкості виносу від часу.

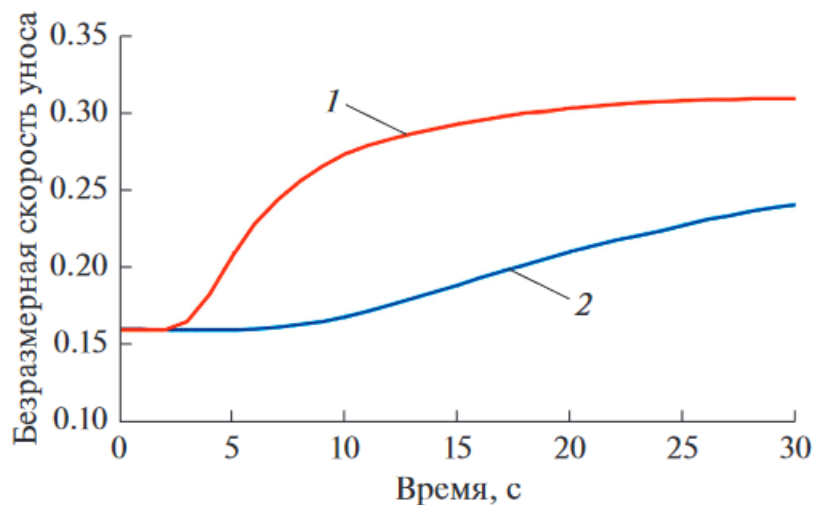


Рис. 3.13 Залежність безрозмірної швидкості виносу від часу для графіту:

1 – в критичній точці; 2 – в точці 45°.

$$q_{\text{вд}} = \frac{347\,882}{2 \cdot 0,3^2 + 2 \cdot 0,3 + 1} = 15\,656 \text{ Вт}$$

$q_{\text{випр}}$ – тепловий потік, який випромінюється поверхнею. Визначається за формулою Стефана-Больцмана:

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		54

$$q_{\text{випр}} = \varepsilon \sigma S \left(\frac{T_0}{100} \right)^4 ,$$

де ε – ступінь чорноти випромінюючої поверхні, для нашого випадку прийmemo $\varepsilon = 0,8$;

σ – стала Стефана-Больцмана;

$$q_{\text{випр}} = 0,8 \cdot 5,67 \cdot 10^{-8} \cdot 36 \cdot \left(\frac{1427}{100} \right)^4 = 0,068 \text{ Вт}$$

$q_{\text{руйн}}$ – тепло, що витрачається на руйнування матеріалу поверхні.

Знаходимо за формулою:

$$q_{\text{руйн}} = m_R H_R ,$$

де m_R – масова швидкість виносу;

$$m_R = 0,03 \cdot \frac{m}{100} ,$$

$$m_R = 0,03 \cdot \frac{1500}{100} = 0,45 \text{ кг/с}$$

H_R – питома теплота реакції, яка проходить при руйнуванні поверхні.

$$H_R = c \cdot (T_{\text{пл}} - T_0) ,$$

де c – теплоємність матеріалу ізоляції;

$T_{\text{пл}}$ – температура плавлення матеріалу ізоляції.

$$H_R = 750 \cdot (2000 - 1427) = 429\,750 \text{ Дж/кг}$$

$$q_{\text{руйн}} = 0,45 \cdot 4,3 \cdot 10^5 = 172 \cdot 10^3 \text{ Вт}$$

Розраховуємо результуючий тепловий потік:

$$q_{\text{рез}} = 347\,882 - 15\,656 - 0,068 - 172\,000 = 185\,226 \text{ Вт}$$

Всередині ізоляції масою m і теплоємністю c виділяється тепловий потік

$q_{\text{рез}}$ і температура T_0 зростає до встановленого значення:

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		55

$$q_{\text{рез}} = \xi \cdot S \cdot (T_0 - T_{\infty}) + m \cdot c \cdot \frac{d(T_0 - T_{\infty})}{dt},$$

$$\frac{T_0 - T_{\infty}}{q_{\text{рез}}/\xi \cdot S} = \frac{1}{1 + T\rho},$$

звідси

$$T = \frac{m \cdot c}{\xi \cdot S},$$

де T – постійна часу.

Значення постійної часу T шукатимемо з діаграми перехідного процесу.

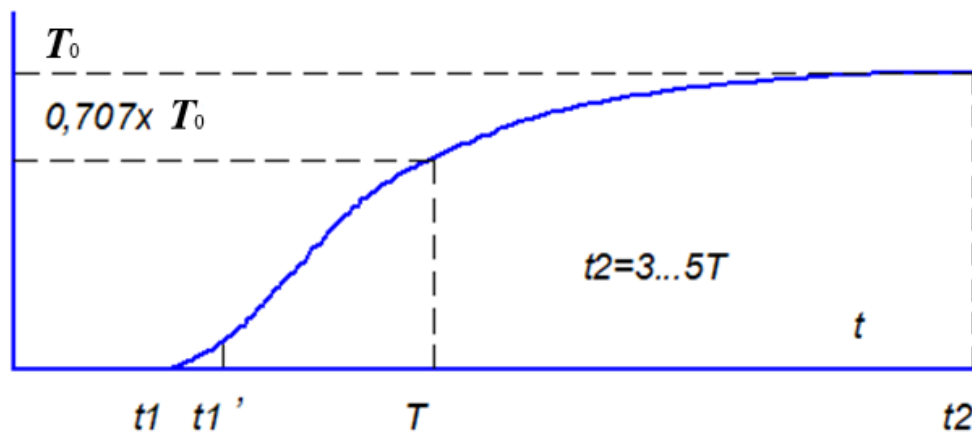


Рис. 3.14 Діаграма перехідного процесу

Від t_1 до t_2 (рис. 3.12) формуються температурні градієнти, за час T – постійну часу – відбувається 70% перехідного процесу. За час $3 \dots 5T$ перехідний процес вважається майже завершеним.

Можемо знайти масу всього теплозахисту:

$$m = \frac{\xi S T}{c},$$

де c – питома теплоємність графіту;

$$m = \frac{40,86 \cdot 36 \cdot 100}{500} = 300 \text{ кг}$$

Звідси знаходимо середню товщину шару теплозахисту

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		56

$$\delta = \frac{V}{S} = \frac{m/\rho}{S},$$

де ρ – густина графіту.

$$\delta = \frac{300/2010}{36} = 0,006 \text{ м}$$

Отже, середня товщина термоізоляційного матеріалу на КК дорівнює 6 мм.

Висновки до розділу :

У третьому розділі було проведено розрахунки основних вузлів КА. Було розраховано стикувальний вузол КК на міцність та втому, оптимальний кут входження апарату в атмосферу, а також товщину ізоляції та обшивки КК. У результаті розрахунків вдалось оптимізувати параметри стикувального агрегату, забезпечивши його достатньою міцністю та витривалістю, було підібрано більш легку обшивку КК, що дозволяє зменшити його загальну масу.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		57

4 ТЕХНОЛОГІЯ ВИРОБНИЦТВА КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

4.1 Загальна схема виготовлення КА

Космічні апарати працюють в умовах вакууму та невагомості, їх конструкції одночасно можуть мати високу температуру до 300 зі сторони Сонця, та -210...-150 на зворотній стороні. На них можуть впливати радіаційні та електромагнітні поля різної потужності, космічний пил, потоки заряджених частинок, дрібні метеорити. Тому до космічних апаратів виставляються високі вимоги надійної та тривалої роботи, безвідмовності всіх систем та здатності виконувати задані функції у космосі.

Технологія виготовлення КА будується в залежності від його конструкції, що, в першу чергу, розробляється у відповідності до призначення космічного корабля, що призводить до великого різноманіття конструктивних схем КА і, у свою чергу, до неможливості усталення їх технології виготовлення як для ракет-носіїв. Процеси виготовлення КА доцільно розглядати не з точки зору виготовлення тієї чи іншої конструкції, а з точки зору загальних особливостей виготовлення космічного апарату.

Процес виготовлення КА можна умовно розділити на такі етапи:

- виготовлення комплектуючих деталей та складальних одиниць на підприємстві-виготовлювачі;
- виготовлення приладів і систем у субпідрядних організаціях і постачання їх на підприємство-виготовлювач;
- вхідний контроль, у тому числі електричні випробовування приладів і систем на підприємстві-виготовлювачі;
- складання космічного апарату з автономною перевіркою приладів, систем і визначенням основних геометричних, масоцентрувальних, інерційних та інших характеристик;
- електричні випробовування КА в цілому (комплексні випробовування);

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		58

- підготовка КА до транспортування на космодром з урахуванням вимог по чистоті.

Для виготовлення комплектуючих деталей і складальних одиниць КА, як і для виготовлення ракет-носіїв, застосовуються технологічні процеси заготівельного, механообробного, гальванохімічного, механоскладального виробництва і загального складання космічного апарата.

Заготівельне, механічне і механоскладальне виробництва забезпечують механічну обробку і виготовлення корпусних деталей, деталей рами, кріплення, базових рамкових модулів, настановних елементів, рам тощо як з металевих, так і неметалевих матеріалів. Гальванохімічне виробництво використовує процеси травлення, хімічного фрезерування, електрохімічної обробки, нанесення покриттів і т. д. Загальне складання в технологічній схемі виготовлення КА включає процеси вхідного контролю, складання апарата, автономних електричних випробовувань, визначення основних параметрів і характеристик КА, комплексних випробовувань, укупорювання, підготовку до транспортування на космодром.

До надійності роботи приладів КА і терміну його служби в космічному просторі надаються високі вимоги. Одним з багатьох потенційно небезпечних факторів, що впливають на роботу приладів космічних апаратів і його функціонування в цілому, є їхнє забруднення в процесі проведення наземних технологічних операцій. Тому особливістю виготовлення КА є необхідність забезпечення високого рівня чистоти як поверхні виробів, та і повітря приміщень, де з ними проводяться роботи.

4.2 Конструктивно-технологічні особливості виготовлення КА

Розрізняють КА в герметичному і негерметичному виконанні.

Герметичне виконання корпусу супутника дозволяє експлуатувати апаратуру в заданих кліматичних умовах, в яких вона відпрацьовувалась на

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		59

Землі. Конструктивно такі КА мають герметичний корпус з алюмінієвого сплаву, який є основним силовим елементом і має форму тіла обертання.

Технологія виготовлення герметичного корпусу супутника повністю відповідає технології виготовлення баків ракет-носіїв: матеріал – алюмінієвий сплав; технологія виготовлення – зварювання; контроль герметичності – за допомогою гелієвого течіешукача і вакуумної камери (рис. 6.1). Монтаж приладів і апаратури у корпусі виконується також аналогічно процесам монтажу приладів у відсіках ракети-носія.

Випробовування на герметичність корпусів КА має особливість. Камера, як правило, виготовляється за контуром об'єкта випробовування і в ній виконується імітація умов польоту: розрідження $10^{-2} - 10^{-4}$ Па, сонячна радіація – нагріванням інфрачервоними лампами, охолодження тіньового боку – спеціальними панелями з рідким азотом. Об'єкт витримується в такій камері від декількох годин до декількох діб. При цьому контролюється спад тиску всередині корпусу, за яким визначають ступінь його герметичності або концентрацію гелію в камері. В разі сумарної негерметичності корпусу його заповнюють гелієм з надлишковим тиском 0,2 МПа і за допомогою течіешукача перевіряють кожен міліметр поверхні корпусу, зварних швів, фланців тощо.

Однак герметичні супутники мають обмежений термін експлуатації, щопов'язано з втратою властивостей ущільнюючими матеріалами, ресурсом системи підтримання необхідних кліматичних умов тощо. На сьогодні продовжують експлуатуватись супутники в герметичному виконанні, які були запуснені раніше, але нові супутники проектуються вже в негерметичному виконанні.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		60

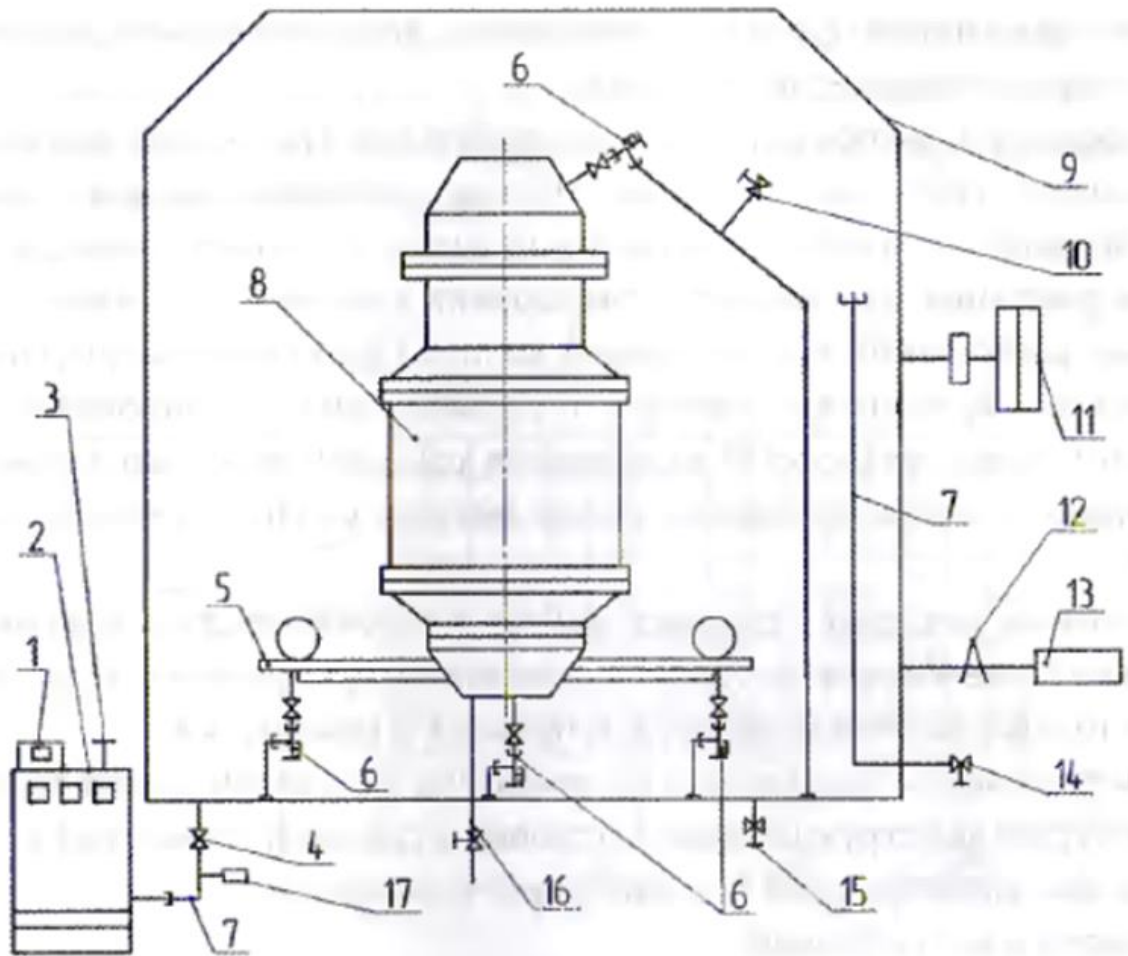


Рис. 4.1 Схема випробовування на герметичність корпусу методом накопичення у вакуумі:

1 – пульт керування течієшукача; 2 – течієшукач; 3, 4 – вентилі; 5 – встановлювальне пристосування; 6 – трубопроводи пневмосистеми з віджимними пристосуваннями; 7 – пневмосистема; 8 – корпус виробу; 9 – барокамера; 10 – дренажний клапан; 11 – затвор; 12 – затискач; 13 – контрольна теча; 14 – натікач з трубопроводом; 15 – запірний вентиль камери; 16 – пневмосистема корпусу виробу; 17 – азотний уловлювач.

Космічні апарати негерметичного виконання мають такі основні ознаки, як довільну конфігурацію (як правило, відсутність форми тіла обертання); основним силовим елементом конструкції є спеціально введений до її складу каркас у вигляді ферми, хрестовини або другого елемента; відсутність корпусу для більшості супутників, а у решті він став виконувати тільки функції екрана для захисту внутрішньої апаратури від статичних розрядів на поверхні супутника.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ

Арк.

61

Для негерметичних КА стало можливим використовувати наступні нові конструктивно-технологічні рішення:

- створення і використання термостабільних (на основі вуглепластику) і ізотермічних труб, що зменшило теплову деформацію всієї конструкції і значно підвищило точність виставлення антен, оптичних приладів тощо;
- використання для корпусу тришарових панелей, які значно вигідніші у ваговому відношенні, ніж металевий корпус герметичного супутника;
- розробка тришарових панелей зі стільниковим заповнювачем спонукала розвиток нових технологій склеювання стільникового заповнювача і тонких обшивок, а також створення нових методів контролю якості таких конструкцій;
- основним методом з'єднання замість зварювання стало клеєння;
- виникла необхідність тепловакуумних випробовувань як експериментального підтвердження розрахунків теплового режиму КА.

4.3 Технологія нанесення теплозахисного покриття на СА

1. Нанесення плівкового клею.

Ця операція проводиться у витяжній камері шляхом укладання на СА шарів клею, попередньо розкромлених за шаблоном і підігрітих у печі при температурі $(50 \pm 10)^\circ\text{C}$. В процесі укладання здійснюється прикатка шарів фторопластовим роликком, при цьому допускаються шви внахлест шириною не більше 10 мм.

2. Нанесення першого теплоізоляційного шару із плиткового теплоізоляційного волокнистого матеріалу. Установка КА на технологічну форму. На металевому корпусі КА закріплюють траверсу, і за допомогою мостового крана корпус встановлюють на технологічну форму (рис. 4.2) і

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		62

закріплюють притискними болтами. Попередньо на КА встановлюють розтискні кільця 4. Ця форма призначена для поопераційного нанесення теплоізоляційного покриття на корпус КА вакуумним, вакуумно-гідролічним або автоклавним методами. Герметизація кожуха між собою і кожуха з підставою здійснюється гумовими прокладками, що забезпечують працездатність в середовищі теплоносія при температурах до 200 °С, а герметизація порожнини між гумовим мішком 9 і екраном 6 здійснюється за рахунок стягування кожуха болтами з основою через гумові прокладки і приварювання екрану до основи. Для забезпечення необхідної жорсткості корпусу КА використовуються розтискні кільця 4. Базування корпусу на формі здійснюється по опорному шпангоуту 8, при цьому повинен забезпечуватися гарантований зазор А, що враховує лінійні зміни розмірів металоконструкції при нагріванні до температури 200 °С, в про- протилежному випадку відбувається деформація металоконструкції апарату. Для переміщення зібраної форми служить рама-візок 12, зварена із сталевих швелерів. Центруюча шайба 10 використовується при установці форми на карусельний верстат при механічній обробці склопластика і зовнішнього шару теплозахисного покриття 4. При нанесенні теплозахисту вакуумним або автоклавним методом кожух 3 на підставу форми 11 не встановлюється. Гумові мішки перед складанням форми випробовуються на герметичність тиском стисненого повітря $0,198 \cdot 10^4$ Па в обмежувальних пристосуваннях.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		63

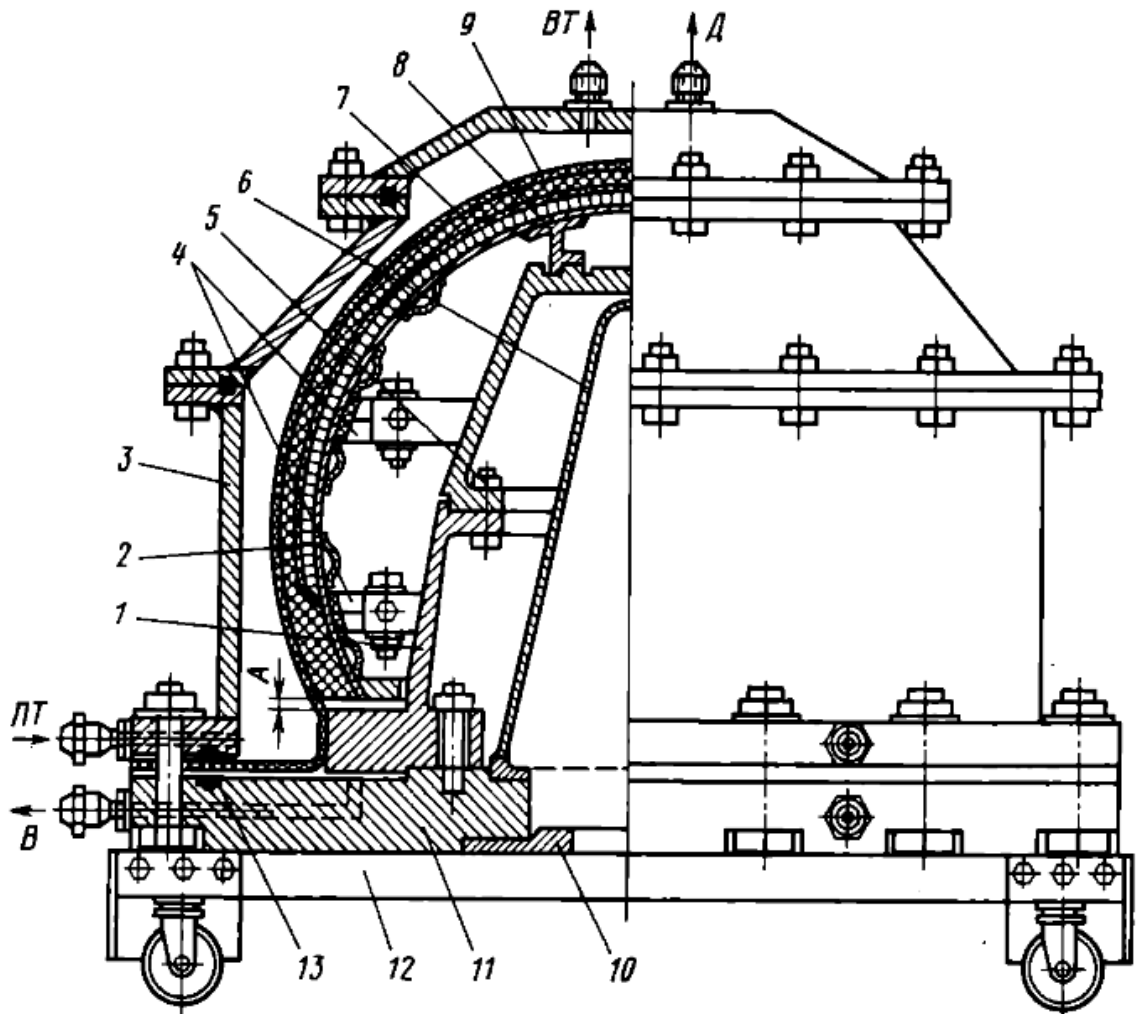


Рис. 4.2 Форма для нанесення теплозахисного покриття

1 – опорна рама; 2 – металевий корпус СА; 3 – кожух; 4 – розтискне кільце; 5 – болт; 6 – екран; 7 – теплозахисне покриття; 8 – опорний металевий шпангоут конструкції КА; 9 – гумовий мішок; 10 – шайба центруюча; 11 – основа форми; 12 – візок; 13 – гумова прокладка; ПТ – подача теплоносія; ВТ – вихід теплоносія; Д – дренаж; В – вакуумування.

3. Механічна обробка плиткового теплоізоляційного волокнистого матеріалу.

Технологічну форму знімають з візка і встановлюють на планшайбу токарно-карусельного верстата, центрують за допомогою шайби і закріплюють дванадцятьма болтами, при цьому биття підстави форми не має бути більше 0,01 мм. У разі механічної обробки теплоізоляційний волокнистий матеріал, в різцетримачі верстата закріплюють токарний різець.

Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата

ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ

Арк.

64

Основою пристосування для шліфування матеріалу служить кронштейн, за допомогою якого воно кріпиться в різцетримачі карусельного верстату. На цьому кронштейні кріпиться електродвигун і інший кронштейн, в якому встановлена шпindelна головка. Обертання шпindelної головки здійснюється від електродвигуна через шківи і ремінь. Для забезпечення вимог техніки безпеки на кронштейні встановлюються захисні кожухи, а через патрубков здійснюється відсмоктування пилу, що утворюється при шліфуванні теплозахисного покриття. До початку шліфування плиткового теплоізоляційного волокнистого матеріалу проводиться точіння зовнішнього контуру вкладиша до товщини, рівній товщині цього матеріалу. Після обробки вкладишу і плиткового теплоізоляційного матеріалу контролюється їх контур за допомогою шаблонів, виготовлених за плазом. При контролі базові поверхні шаблонів і форм поєднуються і щупів визначається проміжок між шаблоном і оброблюваною поверхнею. Він не має перевищувати 0,5 мм.

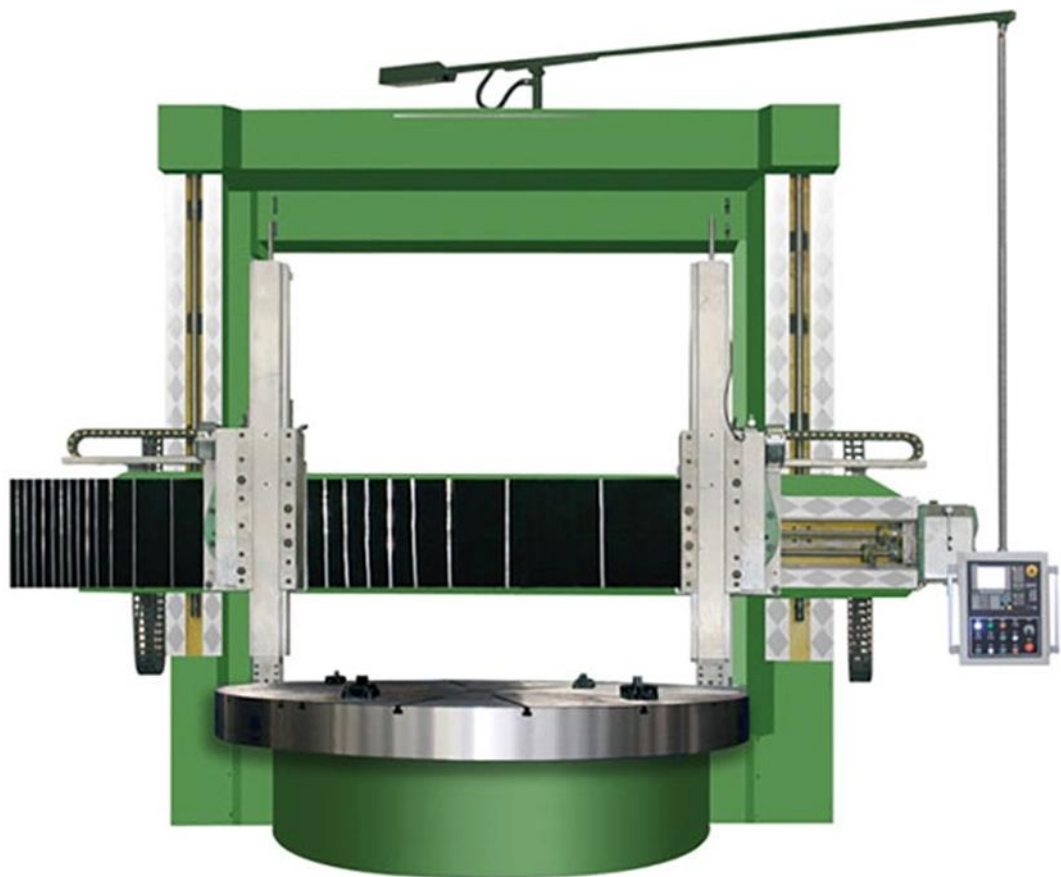


Рис. 4.3 Токарно-карусельний станок 1540Т

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		65

4. Підготовка і приклеювання розрідженого склотекстоліту.

Після механічної обробки плиткового теплоізоляційного матеріалу проводиться, обдування його зовнішньої поверхні стисненим очищеним повітрям під певним тиском для видалення утвореного пилу.

Зовнішня поверхня плиткового теплоізоляційного матеріалу промащується одним шаром бакелітової лаку ЛБС-1, потім на неї укладається один шар плівкового клею ВК-36 за технологією, описаною вище. Розкроєні заготовки сітчастого полотна укладаються на поверхню апарату таким чином, щоб забезпечити розбіжність стиків заготовок в суміжних шарах. Поверх набраного сітчастого полотна вкладається один шар просоченої склотканини. Підготовлений таким чином до формування розріджений склотекстоліт покривається дренажними шарами, потім зверху встановлюється гумовий мішок.

5. Нанесення герметичного шару

Після закінчення формування розрідженого склотекстоліту форма від'єднується від вакуумної системи і перекочується в витяжну камеру, де проводиться зйом гумового мішка, дренажних шарів, а потім зашкурювання зовнішньої поверхні покриття та обдування струменем очищеного стисненого повітря.

На розріджений склотекстоліт із плитковим ізоляційним матеріалом наносять герметизуючу суміш. Герметизуючий шар запобігає проникненню газового потоку в стільниковий заповнювач і усуває небезпеку відриву зовнішнього шару покриття. Слідом на суміш вкладається один шар просоченої і просушеної склотканини і повторюються операції підготовки форми до приклеювання теплоізоляційного матеріалу. Витримання здійснюється протягом 3 годин, потім проводиться охолодження до температури виробничого приміщення.

6. Нанесення зовнішнього теплозахисного покриття.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		66

Розріджений склотекстоліт зашкурюють, обдувається очищеним стисненим повітрям і покривається одним шаром бакелітової лаку ЛБС-1 з наступним сушінням при температурі виробничого приміщення протягом 0,5 ... 1 год.

Азбестова тканина АТ-1С просочується на машині бакелітовим лаком ЛБС-1 до вмісту сполучних речовин в тканини від 45 до 50% і летючих речовин від 7 до 12% за описаною вище технологією. Потім просочена і просушена тканина розкроюється за чотирма шаблонами на заготовки. На набраний пакет укладаються три-п'ять дренажних шарів кремнеземної тканини КТ-11, встановлюються гумовий мішок і металевий кожух, який стягується з основою болтами через гумові прокладки. Зібрана форма поміщається в агрегат АРП-8 і перевіряється на герметичність.

Попереднє формування зовнішнього теплозахисного покриття виконується вакуумно-гідростатичним методом. Покриття витримується протягом 3-5 годин. Далі проводиться попередня механічна обробка покриття. Після механічної обробки здійснюється обдування зовнішньої поверхні очищеним стиснутим повітрям, нанесення одного шару бакелітового лаку ЛБС-1 і його просушування при температурі приміщення 0,5...1 год.

Далі проводиться остаточна механічна обробка покриття. Після цього здійснюється одночасне торцювання зовнішнього шару і вкладиша відрізним різцем, встановленим у різцетримачі токарно-карусельного станка. Зовнішній контур покриття і торець контролюються спеціальним плазовим шаблоном. Щупом визначається відхилення контуру покриття від шаблону. Воно має бути не більше $\pm 0,5$ мм.

Після нанесення теплозахисного покриття на металеві елементи СА виконується послідовне стикування з підгонкою поверхонь, що сполучаються між елементами. Підгонку сегментів, що складаються з трьох частин, виробляють спочатку по зазору між основою і кришкою СА, а потім по стиках між частинами сегмента за рахунок технологічного припуску 1 ... 2 мм. Для

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		67

виконання цієї операції спочатку вимірюють номінальний розмір між основою і кришкою. При обробці покриття його витримують з допуском + 0,1 мм. Вимірювання виконують у дванадцяти рівномірно розташованих по периметру точках.

За отриманим розміром сегменти проточуються по торцям на токарно-карусельних верстаті з припуском 0,3 мм, необхідним для ручної підгонки. Після цього сегменти розрізаються на три частини таким чином, щоб довжина однієї частини була на 3 мм більше довжини двох інших частин. Потім відбувається ручне підгонка складових частин сегмента між собою поверхнями з контролем зазору щупом. Підгонка кільця здійснюється за подібною схемою. Підігнані частини сегмента і кільця встановлюються на болтах в конструкцію СА.

Апарат з нанесеним теплозахисним покриттям знімається з форми, зважується і упаковується в тару.

Висновки до розділу

У четвертому розділі було розглянуто загальну схему і послідовність виготовлення космічного апарату, конструктивно-технологічні особливості виготовлення КА. Була детально проаналізована технологія нанесення теплозахисного покриття на спускний апарат, методи по вдосконаленню нанесення шару теплоізоляційного матеріалу, внаслідок чого можливе зменшення маси покриття та покращення його захисних властивостей.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
Змн.	Арк.	№ докум.	Підпис	Дата		68

ВИСНОВОК

Темою дипломного проекту була оптимізація параметрів комерційного космічного апарату, що на даний момент має високу зацікавленість у світі.

У ході проекту було виконано аналіз варіантів побудови на основі існуючих аналогів, за прототип для проектування був обраний комерційний КК компанії SpaceX Crew Dragon. Для проектуваного в цьому ДП космічного корабля вдалося досягти оптимального розташування всіх систем всередині та зовні апарату. Для зручності космічний апарат було розбито на два відсіки: командний та сервісний, що виконує роль вантажного.

В даній роботі було розраховано найвигідніший кут входу КК в атмосферу за допомогою програмного забезпечення CFD Simulation; був підібраний та оптимізований універсальний стикувальний агрегат. За допомогою забезпечення Siemens Femap було обчислено розподіл напружень та деформацію, які сприймає обшивка КК; було розраховано оптимальну товщину обшивки. Також в ДП було проведено розрахунок температури нагріву капсули КК, за допомогою якого вдалось підібрати найбільш доцільну товщину теплозахисного матеріалу.

Мною була також розглянута технологія складання космічних апаратів, а також їх технологічні особливості виготовлення. Окремо було досліджено технологію виготовлення теплозахисного покриття, що розміщується на спускному апараті.

У процесі розрахунків було створено 3D модель за допомогою програмного забезпечення Inventor, створено компоувальне креслення космічного корабля.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	<i>Арк.</i>
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		69

18. Д. Н. Минюшкин, И. А. Крюков, Расчет прогрева и уноса теплозащитного материала в осесимметричной постановке, ТВТ, 2020, том 58, выпуск 2, 2020.
19. Заря (космичний корабель) [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: [https://uk.wikipedia.org/wiki/Заря_\(космічний_корабель\)](https://uk.wikipedia.org/wiki/Заря_(космічний_корабель))
20. Прицкер Д.М., Сахаров Г.И., Аэродинамика, Машиностроение, 1968 – 310 с.

					<i>ВЛ7208.10.00.00.00ПЗ</i>	Арк.
<i>Змн.</i>	<i>Арк.</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>		71