

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
МЕХАНІКО-МАШИНОБУДІВНИЙ ІНСТИТУТ
КАФЕДРА КОНСТРУЮВАННЯ МАШИН

«На правах рукопису»

УДК _____

До захисту допущено

Завідувач кафедри

_____ Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО
(підпис) (ініціали, прізвище)

“ _____ ” _____ 2021 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-науковою програмою «Магістра»

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

на тему: «Розробка рушіїв та засобів орієнтації термоплану»

Виконав (-ла):

студент (-ка) VI курсу, групи МВ-91мн

Павлик Петро Михайлович _____

Науковий керівник:

д.т.н., професор,

Саленко Олександр Федорович _____

Консультант розділів:

Рецензент:

д.т.н., професор,

Воронцов Борис Сергійович _____

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

Студент (-ка) _____

Київ – 2021 року

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Механіко-машинобудівний інститут
Кафедра конструювання машин

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131 «Прикладна механіка»

Освітньо-наукова програма «Магістр»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Юрій ДАНИЛЬЧЕНКО

«__» _____ 2021 р.

ЗАВДАННЯ
на магістерську дисертацію студенту
Павлику Петру Михайловичу

1. Тема дисертації «Розробка рушіїв та засобів орієнтації термоплану», науковий керівник дисертації Саленко Олександр Федорович, д.т.н., професор, затверджені наказом по університету від «12» березня 2021 р. № 814-С.

2. Термін подання студентом дисертації: травень 2021р.

3. Об'єкт дослідження: рушії та засоби орієнтації термоплану.

4. Вихідні дані: характеристики досліджених літальних апаратів та замовлення проектування літального апарату фірмою «ДЕКСТРО»

5. Перелік завдань, які потрібно розробити: 1. Дослідження наближених літальних апаратів по типу до даної тематики. 2. Розроблення та створення прототипу на основі попередніх досліджень. 3. Дослідження фізико-механічних характеристик матеріалу. 5. Проектування термобалонета. 4. Інноваційна діяльність за темою дисертації.

6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу: 2 плакати з оглядом аналогів АЗ, економічне технічне обґрунтування АЗ, концепція гібридного літального апарату АЗ, дослідження матеріалів АЗ, тепловий розрахунок АЗ, розрахунок на міцність газу ізоляційної оболонки АЗ, 3

плакати по розрахунку каркасу термобалонета А3, 2 плаката вигляду термобалонета А1.

7. Орієнтовний перелік публікацій: публікація на міжнародній технічній конференції XXI ПРОГРЕСИВНА ТЕХНІКА, ТЕХНОЛОГІЯ ТА ІНЖЕНЕРНА ОСВІТА

8. Консультанти розділів дисертації

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

9. Дата видачі завдання: листопад 2020р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Огляд існуючих технічних рішень, дослідження аналогів	Листопад 2020р.	
2	Економічно-технічне обґрунтування	Грудень 2020р.	
3	Патентний пошук	Січень 2021р	
4	Створення плакатів, інформаційний пошук необхідної методики розрахунків	Лютий 2021р.	
5	Розрахунок теплообмінних процесів	Лютий 2021р	
6	Розрахунок силового каркасу термобалонета	Лютий 2021р	
7	Розробка моделей та техн. документації	Березень 2021р.	
8	Оформлення дисертації	Квітень 2021р.	
9	Попередній захист	Травень 2021р.	
10	Захист перед ДЕК	Травень 2021р.	

Студент _____ Павлик П.М.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Науковий керівник дисертації _____ Саленко О.Ф. _____

Анотація

Пояснювальна записка магістерської дисертації на тему «Розробка рушіїв та засобів орієнтації термоплану» має **146** аркушів формату А4, містить **180** ілюстрацію, **25** таблиць, **1** додаток, що містять теоретичні відомості про розрахунок, проектування, та результати розрахунку приводів термобалонету. При написанні роботи використано **38** джерел інформації.

Графічна частина складається з 10 аркушів формату А3: 1. Традиційні літальні апарати легші за повітря в сучасності; 2. Сучасні гібридні літальні апарати; 3. Економічно-технічне обґрунтування використання гібридних літальних апаратів; 4. Концепція гібридного літального апарату; 5. Матеріали які розглядаються при дослідженні; 6. Тепловий розрахунок термобалонету; 7. Розрахунок каркасу термобалонета 3 аркушів.; 8. 2 аркушів формату А1 Загальний вигляд термобалонету ;

Метою даної роботи є створення та визначення параметрів теплового балонету термоплану (гібридного літального апарату).

Для досягнення поставленої мети необхідно визначити критерії доцільності застосування в сучасній цивільній транспортній системі термоплану.

Визначити теплові втрати через тепловий балонет із врахуванням застосування сучасних теплоізоляційних матеріалів.

Спроектувати та визначити параметри тепло- та газо-ізоляційної оболонки, каркасу термобалонета - які отримуються з умови стійкості, міцності та жорсткості.

Ключові слова: гібридний літальний апарат, тепловий балонет, газова ґрілка, теплоізолятор, тканинні композитні матеріали.

Abstract

The explanatory note of the master's thesis project on the topic " Development of engines and means of orientation of the thermoplane" has **146** sheets of A4 format, contains **180 illustrations, 25 Tables, 1 appendic** containing theoretical information about the calculation, design, and calculation results of thermal balnets When writing the paper, **38** sources of information were used.

The graphic part consists of 10 sheets of A3 format: 1. Traditional aircraft are lighter than air today; 2. Modern hybrid aircraft; 3. Economic and technical justification for the use of hybrid aircraft;4. The concept of a hybrid aircraft; 5. Materials considered in the study; 6. Thermal calculation of the thermobalalone; 7. Calculation of a framework of a thermobalalone of 3 sheets; 8. 2 sheets of A1 format General view of the thermobalalone;

The purpose of this work is to create and determine the parameters of the thermobalalone of the thermoplane (hybrid aircraft).

To achieve this goal it is necessary to determine the criteria for the feasibility of using a thermoplane in a modern civil transport system.

To determine heat losses through a thermobalalone taking into account application of modern heat-insulating materials.

Design and determine the parameters of the heat and gas insulation shell, the frame of the thermobalalone, which are obtained from the conditions of stability, strength and rigidity.

Key words: hybrid aircraft, thermobalalone, gas heater, thermal insulator, fabric composite materials.

ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА ДО МАГІСТЕРСЬКОЇ ДИСЕРТАЦІЇ
На тему: «Розробка рушіїв та засобів орієнтації термоплану»

Перв. примен.	ЗМІСТ		
	Вступ		4
Справ. №	РОЗДІЛ I		
	1.1 Технічні характеристики та класифікація дирижаблів		
	1.1.1 Класифікація		5
	1.1.2 Дирижаблі м'якої конструкції оболонки		6
	1.1.3 М'які теплові дирижаблі		10
	1.1.4 Гібридні м'які дирижаблі		12
	1.1.5 Дирижаблі напівжорсткої конструкції оболонки		13
	1.1.6 Традиційно напівжорсткі дирижаблі		14
	1.1.7 Гібридні напівжорсткі та напів-плавучі дирижаблі		16
	1.1.8 Дирижаблі жорсткої конструкції оболонки		18
	1.1.9 Традиційно жорсткі дирижаблі		18
	1.1.10 Дирижаблі жорсткої конструкції напівплавучі		21
	1.1.11 Гібридні літаки та гелікоптери концепти та макети		23
	1.2 Економічно-технічне обґрунтування використання гібридних літальних апаратів при порівнянні із іншими видами техніки		25
	1.3 Патентне дослідження		30
	1.4 Концепція гібридного літального апарату		37
	1.5 Макет гібридного літального апарату		41
	1.6 Матеріали для виготовлення термобалонета		
	1.6.1 Теплоізоляційні матеріали які можуть потенційно використовуватися для виготовлення термобалонета		48
	1.6.2 Властивості штучних волокон в композиційних матеріалах		51
	1.6.3 Властивості синтетичних волокон в полотняному переплетінні		55
Подп. и дата			
Инв. № докл.			
Взам. инв. №			
Подп. и дата			
Инв. № подл.			
Изм. Лист	Разраб.	Павлик П.М.	
	Пров.	Саленко О.Ф.	
	Нач.отд.		
	Н. контр.		
	Утв.		
МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ			
Пояснювальна записка			
			Лит. Лист Листов
			2 146
			НТУУ"КПІ ім. Ігоря Сікорського", ММІ

1.6.4 Матриця та її механічні властивості в композиційному матеріалі	65
1.6.5 Газо ізолюючі матеріали	67
1.6.6 Визначені механічні властивості композиційних матеріалів які застосовуватимуться при виготовлені жорсткого корпусу літального апарату	69
РОЗДІЛ II	
2.1 Розподіл ваги між конструкціями	71
2.2 Визначення об'єму балонету	73
2.3 Визначення теплообмінних процесів в термобалонеті	77
2.4 Визначення максимальної густини теплового потоку через	81
2.5 Розрахунок потужності нагрівального обладнання	83
2.6 Визначення товщини газу ізоляційного шару	86
2.7 Розрахунок каркасу термобалонета	
2.7.1 Розрахунок верхньої опори	97
2.7.2 Розрахунок верхнього кільця	103
2.7.3 Розрахунок нижньої опори	105
2.7.4 Розрахунок нижнього кільця	107
2.7.5 Розрахунок центрального кільця	108
РОЗДІЛ III	
3.1 Підбір електроприводу та параметрів пасової передачі	114
3.2 Компоненти системи керування	117
Висновки	120
Перелік посилань	121
ДОДАТКИ	125

Вступ

Метою даної роботи є дослідження та оцінка доцільності використання термоплану як гібридного літального апарату, що в якості рушія використовує нагріте повітря до температури 400-600°C, ніж в традиційно легших за повітря літальних апаратах. Та для керування якого використовує інерційність термобалонета «балонет наповнений теплим повітрям» із комбінацією аеродинамічних поверхонь.

Розгляд сучасних апаратів, легших за повітря та напівплавучих гібридних літальних апаратів в порівнянні з найпоширенішим в сьогоденні. Визначення критеріїв порівняння та доцільності створення техніки в даному напрямі. Визначення переваг гібридних літальних апаратів над традиційними.

Розгляд фізико механічних характеристик матеріалів які можуть бути застосовані при виготовленні термобалонета термоплану, обмеження які вони накладають при експлуатації, та їх переваги над матеріалами які застосовувалися до цього. Також розгляд можливості обчислення їх механічних характеристик формальними методами.

Створення макету термоплану та розрахунок його оболонки на міцність та деформацію, визначення гранично допустимих режимів роботи. Розрахунок теплообмінних процесів в середині термобалонета, визначення теплових втрат. Розрахунок на міцність, стійкість, та жорсткість елементів конструкції термобалонета. Підбір приводу для термобалонета з огляду до вимог обмежень по масі.

Розгляд даної роботи має підтвердити доцільність використання сучасних теплоізоляційних матеріалів, композитних в проектуванні та розробки напівплавучих літальних апаратів.

					МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ	Лист
						4
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		

РОЗДІЛ І

1.1. Технічні характеристики та класифікація дирижаблів

1.1.1. Класифікація

Останнім часом в техніці почав зростати інтерес до відновлення застосування аеростатичних та гібридних літальних апаратів [1]. Даний інтерес викликаний ефективністю використання даного типу літального апарату замість літаків чи гелікоптерів, у випадках, де з економічних чи технічних причин їх використання нераціональне чи взагалі неможливе. Виникнення нових матеріалів, зокрема композиційних матеріалів, які можуть підвищити ефективність використання даного типу літального апарату, повертає інтерес інвесторів до цієї тематики. Основна відмінність, даних апаратів від вище згаданих полягає в аеростатичній природі створення підйомної сили. Що дозволяє перебувати даному апарату в повітрі значний період часу, без використання в його конструкції аеродинамічних поверхонь.



Рис. 1.1.1 Класифікація дирижаблів

Приклади сучасних апаратів із жорсткою та напівжорсткою конструкцією:

“Zeppelin NT”, “CargoLifter CL 160”, “RA-180”, “ДЦ-Н1”, “Nelson”, “Sky Station”,

“AeroCraft”, “DynaLifter”, “Aeros ML”, “Lockheed Martin P-791”, “Airlander 10”, “АЛА-40”.

Для систематизації дослідження виконано класифікацію апаратів наближених до дирижаблів за наступною схемою на рис. 1.1.1. Для визначення типу та обґрунтування принципу роботи, було розглянуто основні переваги та недоліки існуючих дирижаблів, та тенденції їх розвитку в сучасності.

1.1.2. Дирижаблі м'якої конструкції оболонки

В даному типі дирижаблів корпусом виступає м'яка оболонка. Форма оболонки підтримується внутрішнім тиском газу. Для забезпечення постійної форми м'якого дирижабля необхідно враховувати зміну фізичних параметрів навколишнього середовища та аеродинамічних сил які діють на оболонку. Для забезпечення компенсації впливу навколишнього середовища необхідно в середині апарату підтримувати постійність перепаду тиску з навколишнім середовищем. З даною метою використовуються балонети. Балонет – це м'які ємності, розташовані в середині оболонки в які нагнітається повітря [2]. Для забезпечення регулювання постійного тиску в даних дирижаблів використовують двоє клапанів для випуску надлишкового повітря та робочого тіла (газу). Зазвичай тиск при якому спрацьовують клапани це 200-400 МПа.

В основному матеріалом для виготовлення корпусу дирижабля використовують двошарові чи трьохшарові композитні матеріали. Як основний матеріал для сприймання навантаження використовували хлопчастобумажні тканини, поліефірні тканини, та інші. Для захисту від витоку робочого газу гелію використовують неопренові покриття. Для продовження терміну служби використовують різні типи покриття: алюмінованого чи вмісних оксидів титану.

До даного типу традиційних дирижаблів відносять дирижаблі які мають традиційну капле видну форму із трьох чи чотирьох лопатевого оперення. На рис. 1.1.2 відображено стандартну конструкцію м'якого дирижабля.

З даним типом конструкції існують наступні сучасні дирижаблі: “Goodyear GZ-20”, “Airship Industries Skyship 500”, “Skybus 80K”, “A-N400”, “Phoenix air vehicle”, “Project Sol’R Nephelios”.

Дані дирижаблі використовуються для перевезення пасажирів, реклами, досліджень стратосфери, круїзів, та для військових цілей. Основні характеристики даних дирижаблів подано в таблиці 1.1.1.

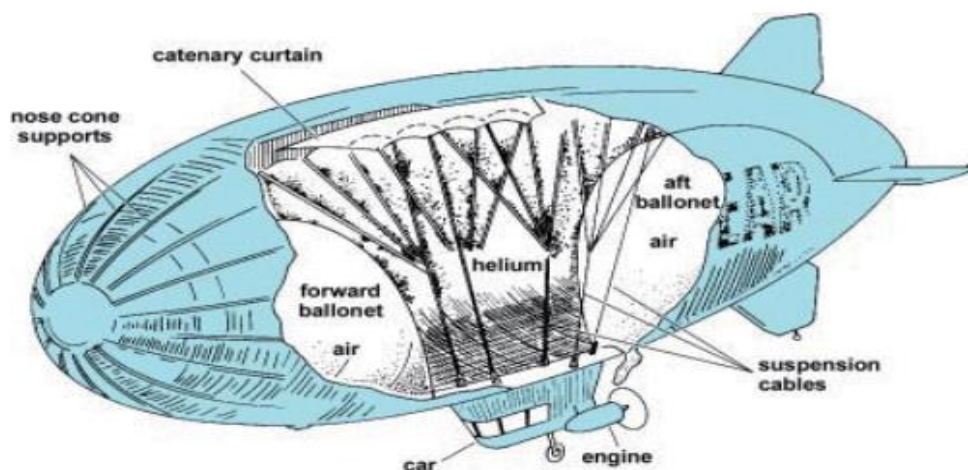


Рис. 1.1.2 Конструкція дирижабля м'якої конструкції [3].

Airship Industries Skyship 500 використовує як робоче тіло газ гелію. Матеріалами для оболонки використовують поліефірну тканину покриту поліуретаном із діоксидом титану TiO_2 для захисту від ультрафіолету, та плівкою полівініліденхлоридом (PVDC) для запобігання втрат Гелію [4]. Основні конструктивні компоненти виконуються із легких композитних матеріалів, в якості приводу використовують імпелери.

Goodyear GZ-20 використовує як робоче тіло газ гелій. Матеріалами для оболонки використовують двошарову поліестерну тканину покриту неопреном для запобігання втрат Гелію. В якості приводу використовуються імпелери.

Основною проблемою виготовлення нових літальних апаратів є фінансування. Отже нові розробки які розробляються частіше представляються в вигляді прототипів для подальшого розвитку. Наприклад, A-N400 виготовлений у зменшеному масштабі. Його особливістю є використання сонячної енергії для двигунів, що дозволяє зменшити вагу літального апарату за рахунок використання

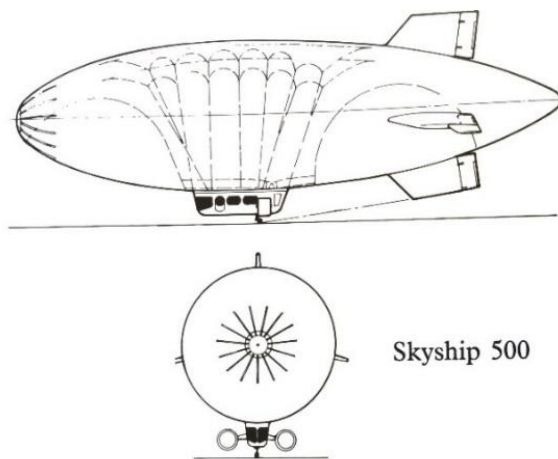
електродвигуна, а не важких двигунів внутрішнього згорання та палива для них, та зменшення необхідної кількості акумуляторів.

Аналогічно для зменшення ваги використали в своєму проєкті команда Project Sol'R Nephelios. Сонячні панелі закріплені на вершині купола повітряного судна, що дозволяє використати велику площу корпусу.

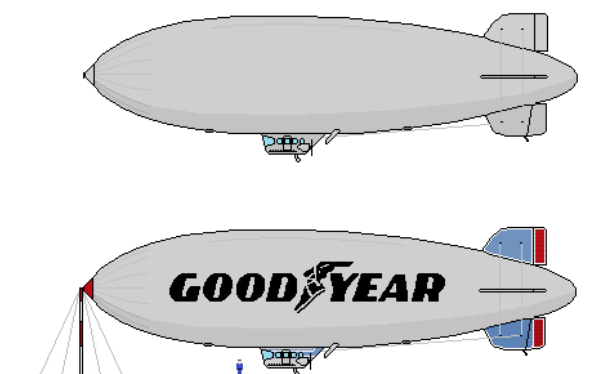
Таблиця 1.1.1

Характеристики м'яких дирижаблів

Параметри	Skyship 500	Goodyear GZ-20	A-N400
Екіпаж, чол.	2	1	1
Пасажири, чол.	8	6	0
Довжина, м.	52	58,67	25
Діаметр, м.	14	14	5.5
Висота, м.	18,6	15,24	
Ширина, м.	14	18,14	5.5
Об'єм, м ³ .	5,153	5,38	400
Мак. злітна маса, кг.	4500	5824	400
Вага пустого, кг.	3240	4252	240
Мак. вантажопідйомність, кг.	1260	5824	160
Макс. швидкість, км/год.	93	80	85
Крейсерська швидкість, км/год.	56	60	65
Потолок польоту. м.	2980	2285	
Радіус дії, км.	870		390
Тривалість польоту, год.	12	23	10



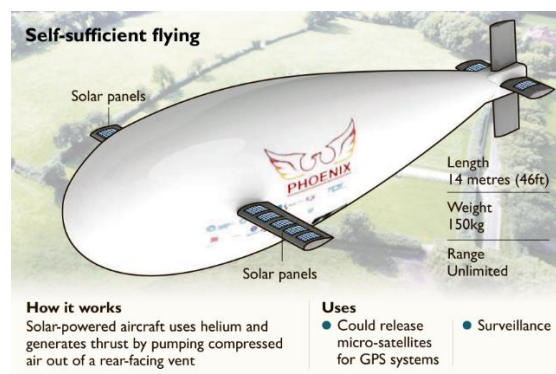
а) Skyship 500



б) Goodyear GZ-20



в) A-N400



г) Phoenix



д) Project Sol'R

Рис. 1.1.3 Схематичне зображення а)Skyship 500, та б) Goodyear GZ-20, в) A-N400, г) Phoenix, д) Project Sol'R

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

1.1.3. М'які теплові дирижаблі

Основною відмінністю даних літальних апаратів є використання в них нагрітого повітря замість легкого газу. Сучасні теплові дирижаблі: “Skcacht Personal Blimp”, “GEFA-Flug AS-105GD/4 & AS-105GD/6”.

Розглянемо конструктивні особливості теплового дирижабля Skcacht Personal Blimp. Характеристики даного дирижабля відображено в таблиці 1.2. На даний літальний апарат є патент [6] в якому за патентований механізм підтримки твердої оболонки. Описується механізм підтримки нейлонової тканини алюмінієвими стержнями. Принцип базується на стягуванні пружних стержнів між носом та кормою для натягування корпусу. Також на хвості монтується двигун з повітряним гвинтом, що полегшує керування. Схематичне відображення даного літального апарату рис. 1.1.4. Даний апарат експлуатується із 2006 року.

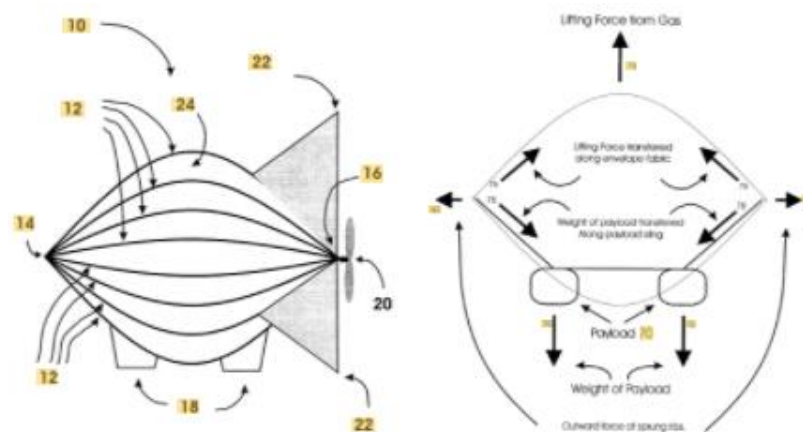


Рис. 1.1.4 Зображення із патенту компанії Skcacht Personal Blimp

Розглянуто також літальні апарати GEFA-Flug AS-105GD/4 та AS-105GD/6 дані літальні апарати використовуються для відпочинку, туризму, та бізнесу. В першому дирижаблі в якості оболонки використовують тканину на основі поліуретану, в іншому GEFA-FLUG Toughtear X Power. На рис. 1.1.5 відображено схему теплового дирижабля. Даний дирижабль набув поширення із за простоти конструкції та простоти виготовлення. Конструкція гондоли максимально спрощена.

Таблиця 1.1.2

					МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		10

Характеристики теплових дирижаблів

Параметри	Skcacht	Airship GD-4	Airship GD-6
Екіпаж, чол.	1	1	1
Пасажири, чол.	1	3	5
Довжина, м.	31.09	41	48.6
Діаметр, м.	21.34	12.8	14.88
Об'єм, м ³ .	5805	3000	5000
Мак. злітна маса, кг.	1859	900	1488
Потужність двигуна, кВт.	16	48.5	48.5
Макс. швидкість, км/год.	16.9	35	35
Тривалість польоту, год.		1	2

На рис. 1.1.5 відображено схему теплового дирижабля. Даний дирижабль набув поширення із-за простоти конструкції та простоти виготовлення. Конструкція гондоли спрощена максимально. Оскільки дирижаблі використовувалися в різних цілях, дана компанія розробила ряд гондол для експлуатації в різних цілях. Оскільки, дирижабль не має жорсткої конструкції, та кріпиться до корпусу за рахунок строп. Дане конструктивне рішення спрощує можливість зміни типів гондол.

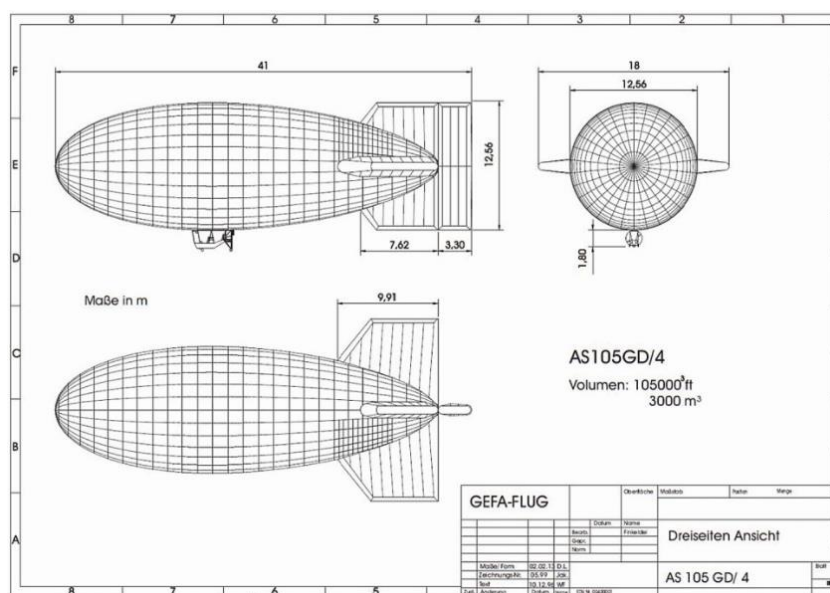


Рис. 1.1.5 Види дирижаблів AS 105 GD/4

1.1.4. Гібридні м'які дирижаблі

Окремо розглянемо дирижаблі на радіо керуванні “Egan Airships PLMP Model D drone”, “Egan Airships Model J”. Дані апарати окрім підйомної сили від сили Архімеду використовують аеродинамічну підйомну силу.

Розглядаючи Egan Airships PLMP Model D drone та Model J автори запатентували принцип роботи даного літального апарату. Робочим тілом для даного апарату є гелій. Для керування використовуються аеродинамічні поверхні та балонети. Оболонка виконана з ультра тонкого матеріалу. Характеристики літальних апаратів відображено в таблиці 1.1.3.

Таблиця 1.1.3

Характеристики гібридних м'яких дирижаблів

Параметри	Model D drone
Довжина, м.	8.5
Діаметр, м.	2.1
Мак. злітна маса, кг.	31.4
Вага пустого, кг.	25
Макс. швидкість, км/год.	64
Потолок польоту. м.	152
Радіус дії, км.	32
Тривалість польоту, год.	1

На рис. 1.6 відображено модель БПЛА за патентом [7] дані гібридні наполовину-плавучі літальні апарати за визначенням напівжорстким за кріпленням до гондоли, хоча відсутній жорсткий корпус який з'єднує із хвостовою частиною.

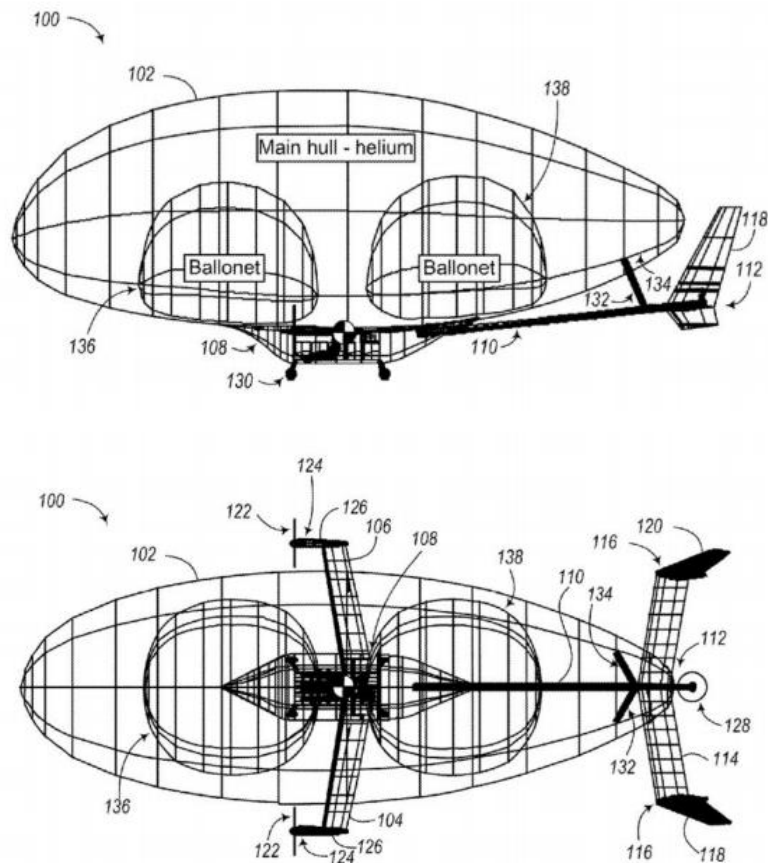


Рис. 1.1.6 БПЛА PLMP Model D drone

1.1.5. Дирижаблі напівжорсткої конструкції оболонки

Даний напрямок розвитку конструкції дирижаблів, був визваний виникненням проблеми із підтриманням форми м'якої оболонки літального апарату під час перепаду температури [2]. Що викликало значне зменшення об'ємів робочого газу та потребувало наповнення балонетів повітрям. Розв'язком даної проблеми почали займатися із-за необхідності збільшувати вантажопідйомність дирижаблів та відповідно їх об'єми. Що в даному випадку неминуче привело до значної деформації повітряного судна. Для вирішення цього необхідно зміцнити конструкцію зовнішньої оболонки та нагнітати більше повітря в балонети. Даний тип дирижаблів значно зазнав змін у конструкції у сучасні період розвитку дирижаблебудування.

1.1.6. Традиційно напівжорсткі дирижаблі

До традиційних їх можна віднести тому, що підйомна сила формується виключно за рахунок газу. В середині корпусу містяться балонети та оболонка з робочим газом. На рис. 1.1.7 зображено конструкцію типового напівжорсткого дирижабля.



Рис. 1.1.7 Напівжорсткий дирижабль

Даний тип дирижаблів набув широкого використання в авіації. Представниками даного типу є “Zeppelin NT №07, 17, 30”. Характеристика даних дирижаблів подана в таблиці 1.1.4.

В Zeppelin NT 07 використовує газосховище розподілене на десять частин із перегородками а також балонети розташовані в кормі та носі, дане рішення дозволяє спростити конструкцію та її об'єктувати. Маневреність дирижабля досягається завдяки застосування трьох реверсивних двигунів “Lycom” з можливістю відхилення до 120 град. Матеріали які використовувалися для побудови, зовнішній шар із Tedlar для захисту від ультрафіолетового випромінювання, середній шар із полістиролу, внутрішній із поліуретану для запобігання витоку газу. На рис. 1.1.8 зображено загальний вигляд.

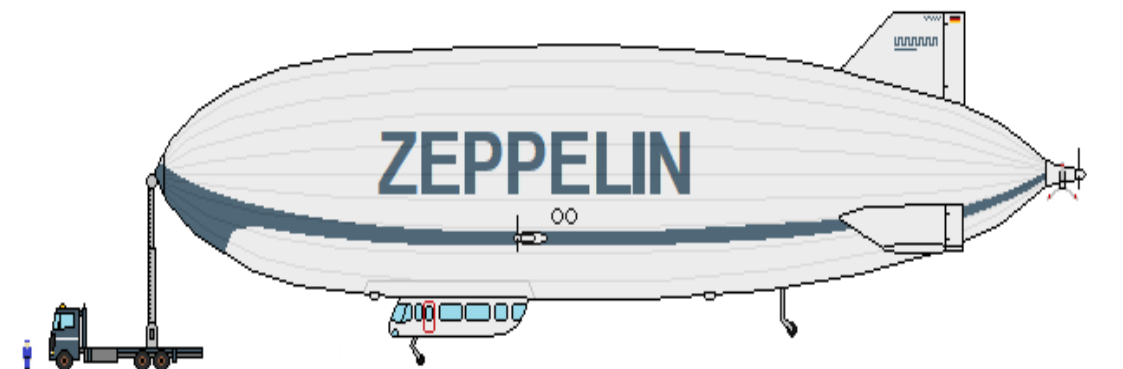


Рис. 1.1.8 Zeppelin NT 07

Таблиця 1.1.4

Характеристики напівжорстких дирижаблів

	Zeppelin NT №07	Zeppelin NT №17	Zeppelin NT №30
Екіпаж, чол.	2	2	2
Пасажири, чол.	10	46	2
Довжина, м.	75	90.2	110
Діаметр, м.	14,2	18.9	22.5
Об'єм, м ³ .	8225	17000	30000
Об'єм балонетів, м ³ .	2000		
Мак. злітна вага, кг.	8040		
Мак. вантажопідйомність, кг.	1850	5300	15000
Потужність двигуна, кВт.	147x3		
Максимальна швидкість, км/год.	130	140	140
Крейсерська швидкість, км/год.	70	120	125
Потолок польоту. м.	2500	2500	3000
Радіус дії, км.	900		

1.1.7. Гібридні напівжорсткі та напів-плавучі дирижаблі

Гібридні дирижаблі це новий вид транспортних засобів важчих за повітря. Які для забезпечення підйомної сили використовують 60-80% аеростатичних сил. Іншу частину забезпечується аеродинамічними силами: двигунами, формою літальних апаратів та іншими конструктивними особливостями.

Даний тип літальних апаратів набув значного розвитку в сучасності, були створені наступні прототипи: “Lockheed Martin P-791”, “Airlander 10”, “Voliris V901”, “Voliris V902”, “Solar Ship 20m”. Характеристики даних літальних апаратів відображено в таблиці 1.5. На рис. 1.1.9 відображено приклади гібридних напівжорстких дирижаблів.



а) Airlander 10



б) Voliris V901



в) V902



г) Lockheed Martin P-791

Рис. 1.1.9 Напівжорсткі, напів-плавучі гібридні дирижаблі

Особливістю “Airlander 10” є використання комбінації аеростатичних та аеродинамічних сил. Обшивка дирижабля являє собою трьох шарову комбінацію

композитних матеріалів: поліуретан, майлар, тедлар, кевлар, вектран. В внутрішній конструкції використовується лише діафрагми та балонети. Корпус діафрагмами розподілений на шість основних відсіків.

Таблиця 1.1.5

Характеристики гібридних напівжорстких та напівплавучих дирижаблі

	Airlander 10	Voliris V902
Довжина, м.	91	12.2
Висота, м.	26	
Ширина, м.	34	
Об'єм, м ³ .	38000	80
Мак. злітна маса, кг.	33285	
Вага пустого, кг.	20000	
Мак. вантажопідйомність, кг.	10000	
Двигуни	Thielert Centurion	
Потужність двигуна, кВт.	4x260	
Крейсерська швидкість, км/год.	148	
Потолок польоту, м.	6100	

Також варто звернути увагу на такі апарати як Solar Ship 20m був розроблений в Канаді. Даний тип дирижаблів має форму літаючого крила. Проте даний апарат може підняти людину. На рис. 1.1.10 зображено даний літальний апарат. Дана конструкція відрізняється від інших дирижаблів використанням не сигароподібного профілю, а профіль літаючого крила.



Рис. 1.1.10 Solar Ship прототип

1.1.8. Дирижаблі жорсткої конструкції оболонки

Жорсткі дирижаблі це апарати які підтримують форму оболонки за допомогою жорсткої конструкції. Також в історії зустрічалися дирижаблі з металічною оболонкою [2]. Основною перевагою даних літальних апаратів є використання жорсткої конструкції для збереження форми, що дозволяє зберігати форму за рахунок рами, а не за перепадом тиску. Це дозволяє використовувати матеріали легші та тонші за ті, що використовуються в м'яких та напів-м'яких дирижаблів. Але дана особливість вимагає збільшувати конструкційну вагу дирижаблів.

1.1.9. Традиційно жорсткі дирижаблі

Традиційно жорсткі дирижаблі мають сигаро подібну витягнуту форму. Дані дирижаблі мають раму у вигляді металевих кілець із яких набирають дирижабль, та поздовжніх поперечин та розтяжок. Для збільшення жорсткості використовують троси.

На рис. 1.1.11 зображено конструктивні особливості жорстких дирижаблів.

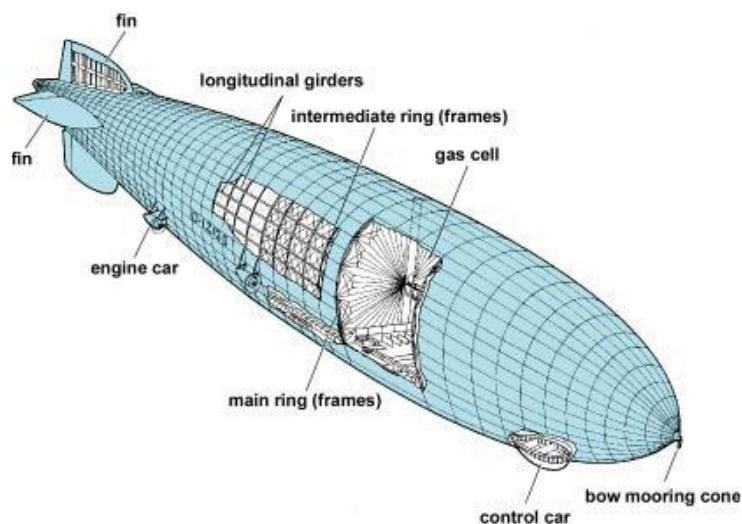


Рис. 1.1.11. Жорсткий дирижабль в розрізі

До сучасних жорстких дирижаблів можна віднести наступні концепти: “RA-180”, “Aeros ML”. На даний момент дані проекти не були завершені. Тому скористаємося характеристиками та описом жорстких дирижаблів які були побудовані в 20 столітті. До таких дирижаблів відносяться: “R-101”, “ZR-1”, “ZR-4”, “ZR-5”

Характеристики жорстких дирижаблів відображено в таблиці 1.1.6.

Таблиця 1.6

Характеристики жорстких дирижаблів

Параметри	R-101	ZR-1	ZR-4	ZR-5
Довжина, м.	219,5	120	239.3	239.3
Висота, м.	42,6	44.6	44.6	44.6
Діаметр, м.	40	24.4	40.5	40.5
Об’єм, м ³ .	141600	70600	184000	184000
Мак. вантажопідйомність, кг.	49325	35000	82000	85000
Потужність двигуна, кВт.	436x8	1545	3296	3296
Крейсерська швидкість, км/год.	101		102	102
Максимальна швидкість, км/год.	113	99.4	135	135
Радіус дії, км.	6437		17000	17500

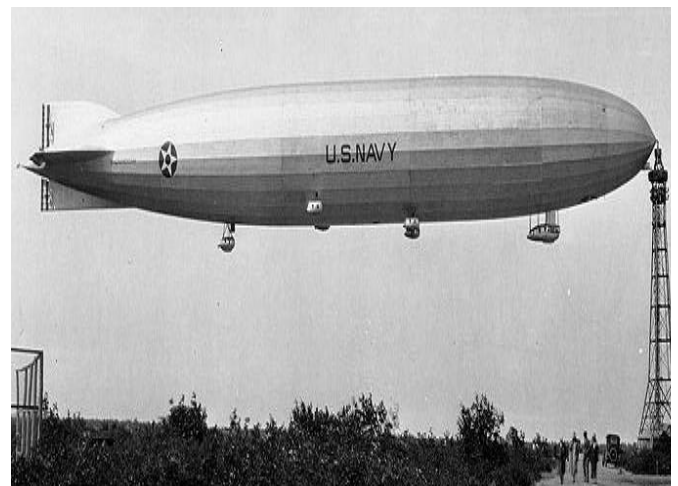
Особливості R-101 в основному мали аеродинамічна та оболонка. Для покращення аеродинамічних характеристик в дирижаблі R-101 пасажирська гондола була вмонтована в корпус. Передня гондола для управління була частково захована в корпус. Це сприяло зменшенню аеродинамічного опору. Але використання зменшеного по площі оперення приводило до втрати керованості, що частково і стало причиною авіакатастрофою. В якості каркасу використовували дюраль алюміній, та нержавіючі сталі. Силкові елементи мали форму трикутних каркасів, труб та листів перфорованих отворами для зменшення ваги. Оболонка виготовлялася із льняного полотна із покриттям водонепроникним лаком та алюмінієвим порошком.

Особливістю жорстких дирижаблів ZR-1 стало початком використання в них пожежобезпечного гелію. Серія дирижаблів ZR-1, ZR-4, ZR-5 будувалися за типом конструкції як у Цепелінів, конструктивно вони мало чим відрізняються між собою. Балонети в них виготовляються з хлопчата бажаної тканини прорезиненою, а саме пропитаною желатином і гумо латексом.

На рис. 1.1.12 відображено дані дирижаблі. Вони експлуатувалися з 1929 р. в міжконтинентальних перевезеннях пасажирів та вантажів. Відзначилися високою аварійністю. Дані літальні апарати зазнали руйнування внаслідок недосконалості технологій, помилок конструкторів, та невправності під час експлуатації. Тому вони не набули поширеного використання.



а) R-101



б) ZR-1

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

Лист

20



в) ZR-4



г) ZR-5

Рис. 1.1.12 Представники жорстких дирижаблів

Дані апарати отримали через негативну тенденцію до руйнувань та аварій привело до скорочення їх в експлуатації та виготовлення в середині минулого століття.

1.1.10. Дирижаблі жорсткої конструкції напівплавучі

До даного класу літальних апаратів відносяться літальні апарати які мають жорстку конструкцію оболонки, важчі за повітря. До даного класу відносяться наступні прототипи дирижаблів: “Dragon Dream”, “Ohio Airships Dynalifter DL-100”.

Розглядаючи конструкцію Dragon Dream варто відзначити особливості в конструкції які відображено на рис. 1.1.13 в напівпрозорій формі.

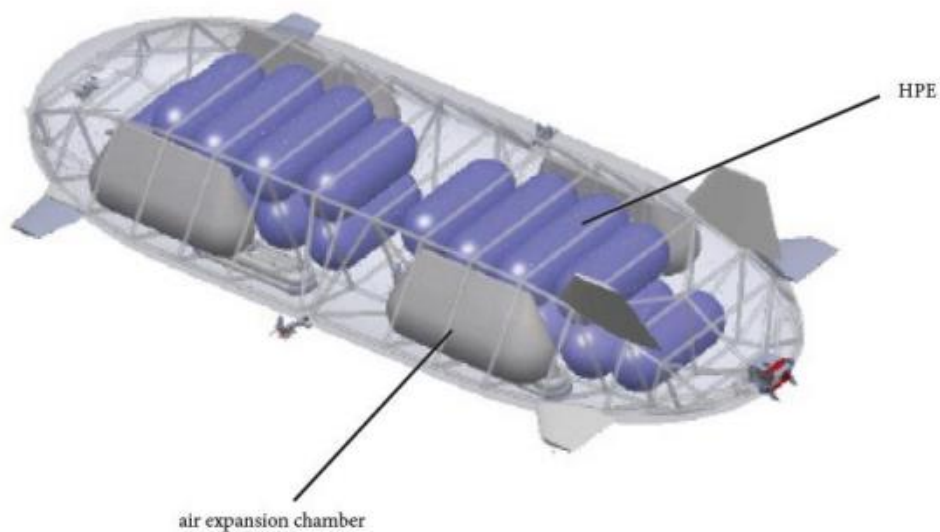


Рис. 1.1.13 Dragon Dream

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

Лист

21

Загальна довжина літального апарату складає 81 м. Об'єм складає 17000 м³. Загальна маса яку може підняти дирижабль 16329 кг. Конструктивна особливість даного апарату виявляється в управлінні плавучості. Дана можливість дозволяє йому використовувати вертикальний взліт та посадку. А саме під час підйому та посадки бути апаратом легшим за повітря, а під час виконання горизонтального руху бути важчим за повітря. Для цієї системи виробники навіть отримали патент Patent 9,016,622 “Flight System for a Constant Volume Variable Buoyancy Air Vehicle”.

В конструкції ферми повітряного судна використовуються надсучасні легкі матеріали із вуглецю, алюмінієві сплави, стільникові матеріали та інші композити. Для оболонки використовують матеріали на основі лавсану та інші легкі матеріали.

Також варто звернути увагу на прототип Ohio Airsheeps Dynalifter DL-100 який являє собою дирижабль жорсткої конструкції із жорсткими крилами. Частка підйомної сили на газ гелій припадає 48%, на корпус 12%, та 40% на крила. На рис. 1.1.14 подана принципова схема внутрішньої його будови. Прототип має в довжину 34.1 м. з можливістю підйому 998 кг.

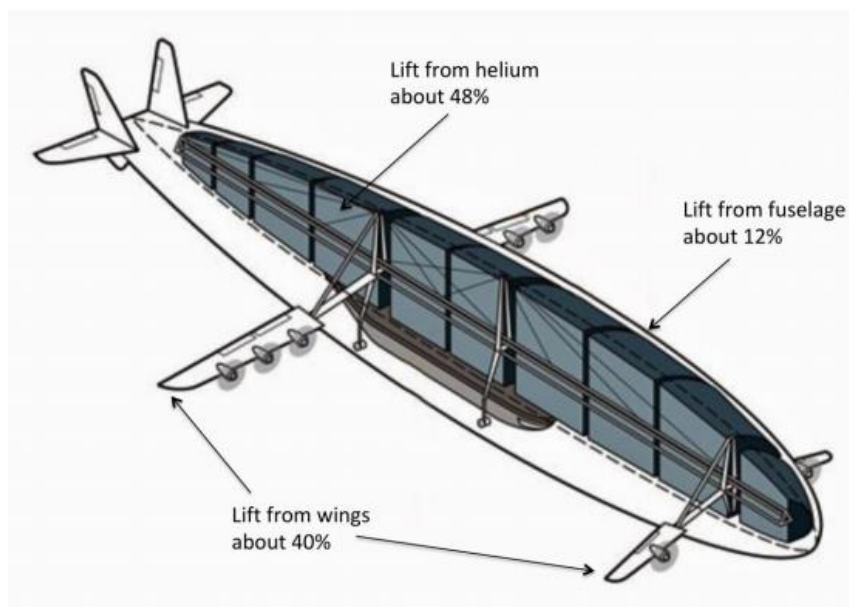


Рис. 1.1.14 Dynalifter DL-100

Даний літальний апарат для злету вимагає посадкову смугу.

1.1.11. Гібридні літаки та гелікоптери концепти та макети

На відміну від вище розглянутих апаратів в дану групу віднесено апарати які мають значну різницю від вище розглянутих та не відносяться до загальної класифікації.

Розглядаючи термоплан Локомоскайнер для свого польоту він використовує чотири типів підйомної сили, а саме: аеростатичні сили (гелію та гарячого повітря, аеродинамічна сила яка виникає внаслідок обтікання крила, та сил які виникають від двигунів. На рис 1.1.15 представлено термоплан Локомоскайнер.



Рис. 1.1.15 Гібридний термоплан Локомоскайнер

До основної переваги даних літальних апаратів можна віднести можливість розвороту на місці, та здійснення посадки при значних бокових вітрах оскільки поперечний профіль літального апарату не відрізняється в вертикальних площинах в різних напрямках.

Також цікавим представником літального апарату можна вважати “Барс” на рис. 1.1.16 даний транспортний засіб поєднує в собі літак, вертоліт, дирижабль. За конструкторським виконанням - це літаюче крило із хвостовим оперенням. Планер літака виконаний із композитних матеріалів із застосованими трьох-шарових оболонок із пінопластовим та сотовим заповненням. Також в порожнинах які утворені навколо вентилятора заповнюються легким газом гелієм.

Перевагою даних літальних апаратів є менший аеродинамічний опір, відсутність жорстких вимог до ВПС та можливості виконувати доставку пасажирів та вантажу на значну відстань, більшу ніж у гелікоптерів.

Даний проект був опрацьований до зменшеної моделі, подальшого розвитку не набув.

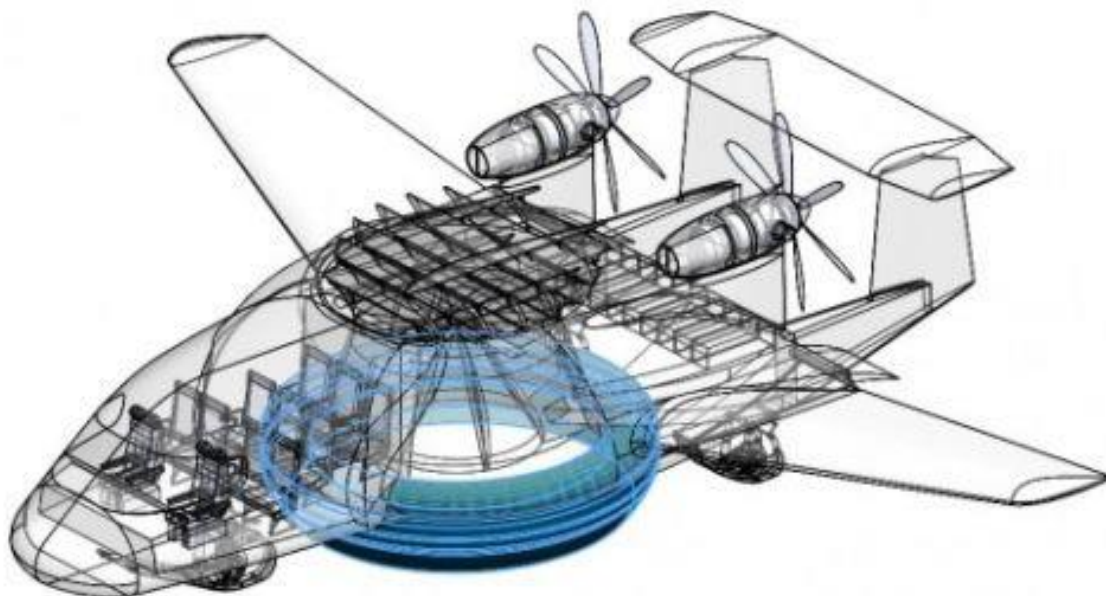


Рис. 1.1.16 Гібридний повітряний транспортний засіб Барс

Також вартий уваги проект італійської компанії “Aerial vehicle” Nimbus EosXi у вигляді гібриду дельтаплану та дирижабля рис. 1.1.17.



Рис. 1.1.17 Гібридний дельтаплан Nimbus EosXi

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

Лист

24

Загальна довжина апарату складає 6.5 м., макс. швидкість складає 50 км/год, круїзна швидкість 30 км/год, тривалість перебування літального апарату в повітрі складає 3 години.

Висновок: В результаті дослідження було визначено, що найбільшого поширення набули: дослідження спрямовані на використання комбінацій літака та дирижабля, також створення комбінацій по типу конструкцій. Це проявляється у використанні аеродинамічних поверхонь для створення додаткової підйомної сили літального апарату, та використання профілю оболонки подібної до профілю крила, використання різної конструкції силового каркасу.

1.2.Економічно-технічне обґрунтування використання гібридних літальних апаратів при порівнянні із іншими видами техніки

Для визначення ефективності використання транспортного засобу як гібридні літальні апарати та дирижаблі використаємо порівняння основних логістичних правил [8]. Розглянемо шість правил логістики:

1. вантажопідйомність, або пасажировмісність
2. якість
3. кількість
4. час перельоту
5. дальність польоту
6. витрати на перевезення та обслуговування

При порівнянні апаратів легших за повітря із водним, сухопутним за залежністю споживання пального та за крейсерською швидкістю отримаємо рис. 1.2.1.

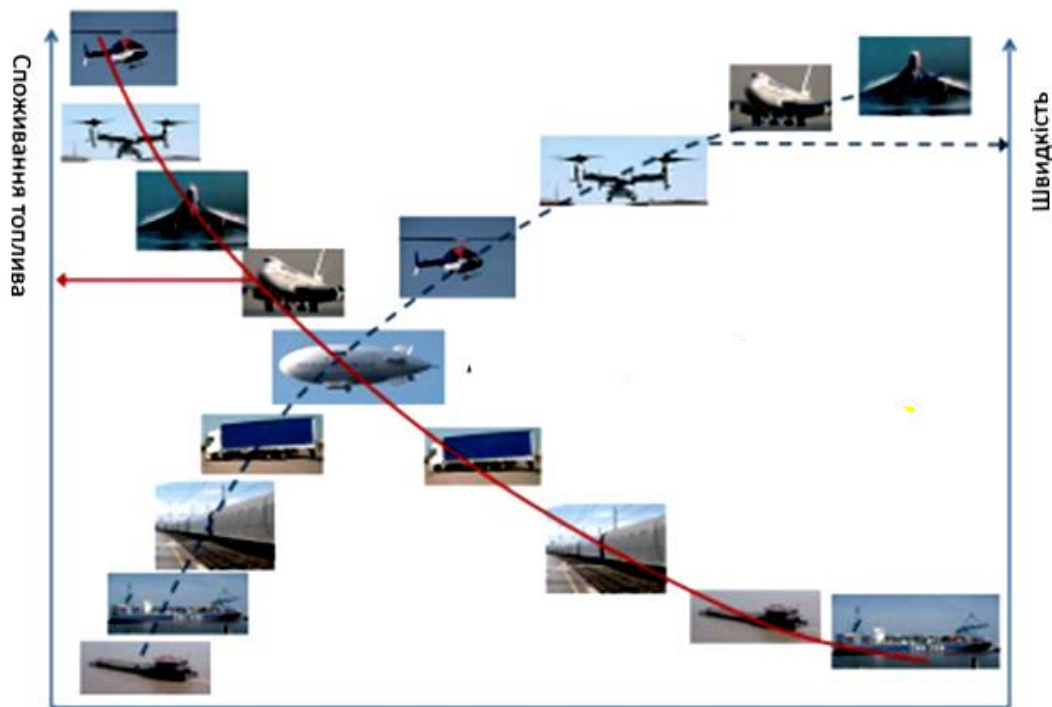


Рис. 1.2.1 Порівняння ефективності дирижабля із іншими типами транспорту [1]

Звідси можна вивести, що основною метою виконання логістичної діяльності є, визначена кількості вантажу доставленого з необхідною якістю, доставленого за певний час в місце призначення. Основною вимогою реалізації даної задачі є скорочення витрат на виконання даних правил.

Для порівняння літальних апаратів визначено обтяженість літального апарату k_1 із рівняння (1.1), та масова віддача літального апарату k_2 із рівняння (1.2).

$$k_1 = \frac{m_{empt}}{m_{full}}, \quad (1.1)$$

де m_{empt} – маса пустого повітряного судна, $kg.$, m_{full} – маса спорядженого судна, $kg.$

$$k_2 = \frac{m_{prep}}{m_{full}}, \quad (1.2)$$

де m_{prep} – маса цільового вантажу судна, $kg.$, m_{full} – маса спорядженого судна, $kg.$

Складемо таблицю 1.2.1 для порівняння традиційних літальних апаратів із гібридними до якої також додано: радіус дії літального апарату при завантаженні l_f , та крейсерська швидкість $v_{km/hour}$.

Таблиця 1.2.1

Характеристика літальних апаратів

Назва літ. апарату	m_{full} , т.	m_{empt} , т.	m_{prep} , т.	k_1	k_2	l_f , км.	U , км/год
Літаки							
АН-225	640	250	250	0.391	0.391	7000	800
АН-124	405	180	150	0.444	0.370	4500	800
ІІ-76	157	60	60	0.286	0.286	5000	759
ІІ-96-300	216	117	99	0.542	0.458	7000	870
В747	322	191.1	147.5	0.593	0.458	3200	855
С-5А	323	153	129	0.474	0.399	5600	932
А-380	560	276.8	83	0.494	0.148	16000	945
Вертольоти							
Мі-26	56	28,2	20	0.504	0.357	800	265
Мі-8	11.1	7.2	2	0.649	0.180	608	250
S-65	33.3	19	14	0.571	0.420	1000	315
СН-47	22.6	10.1	2.7	0.447	0.119	370	256
Ка-22	37.5	25.8	16.5	0.688	0.440	1100	270
Як-24	16.8	10.6	4	0.631	0.238	255	150
S-92	10.9	6.7	4.2	0.615	0.385	945	259

Конвертиплани

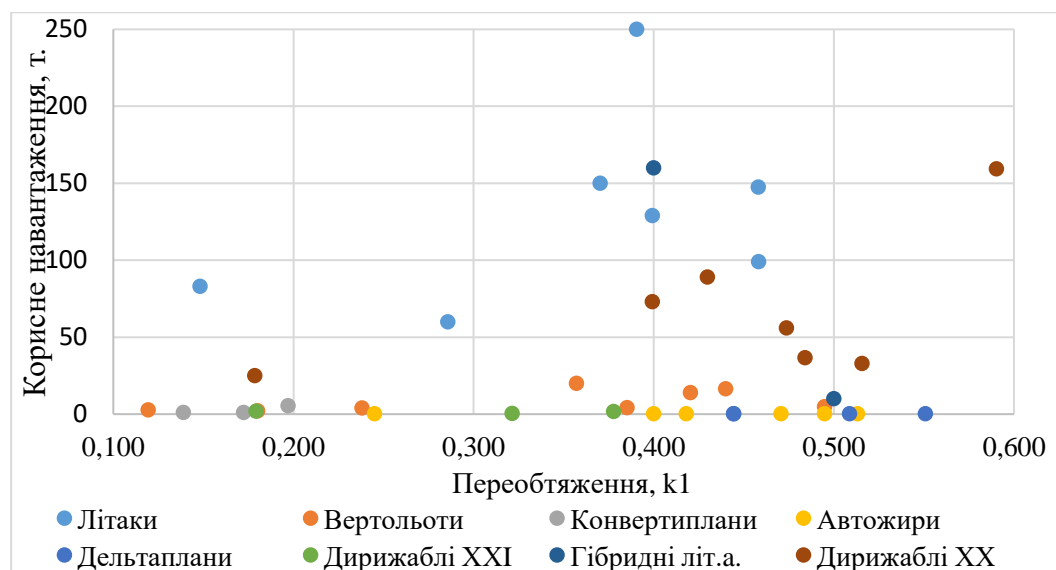
V-22 Osprey	27.4	15	5.4	0.547	0.197	690	565
ВА-609	7.2	4.7	1	0.653	0.139	1852	509
Bell XV-15	5.8	4.3	1	0.741	0.172	825	561

Автожири

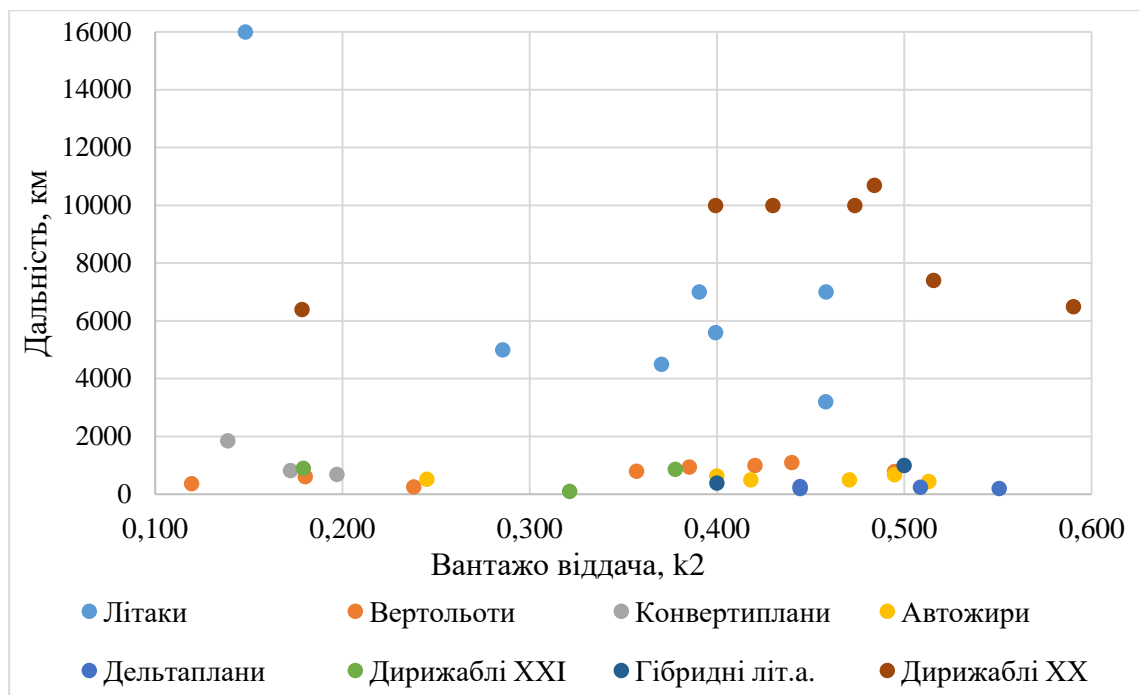
MTO Sport.	0.495	0.241	0.254	0.487	0.513	450	185
Calidus	0.495	0.262	0.233	0.529	0.471	500	190
Cavalon	0.495	0.250	0.245	0.505	0.495	680	175
MAI-208	0.55	0.3	0.230	0.545	0.418	500	160
Lightning	0.5	0.283	0.2	0.566	0.400	640	160
U-18 Flymobil	0.816	0.596	0.2	0.730	0.245	520	162

Дельтаплани							
AEROS-2	0.472	0.21	0.26	0.445	0.551	200	90
Поиск-09	0.450	0.180	0.200	0.400	0.444	270	55
КОМЕТА	0.36	0.180	0.16	0.500	0.444	200	100
RW50	0.57	0.24	0.29	0.421	0.509	250	80
Дирижаблі XX							
LZ-76	63.8	31.4	32.9	0.492	0.516	7400	81
LZ-126	75.6	39	36.6	0.516	0.484	10690	120
LZ-127	118	62.1	55.9	0.526	0.474	10000	115
LZ-129	207	118	89	0.570	0.430	10000	130
ZRS-5	182.8	109	73	0.596	0.399	10000	135
R-100	270	107	159.4	0.396	0.590	6500	131
R-101	140	116.8	25	0.834	0.179	6400	101
Дирижаблі XXI							
Skyship 500	4.5	1.7	1.2	0.378	0.267	870	56
Zeppelin NT	10.6	6.1	1.9	0.575	0.179	900	120
GD-6	1.4	0.8	0.45	0.571	0.321	100	35
Гібридні літальні апарати							
A-N400	400	240	160	0.600	0.400	390	85
Airlander 10	20	9	10	0.450	0.500	1000	148

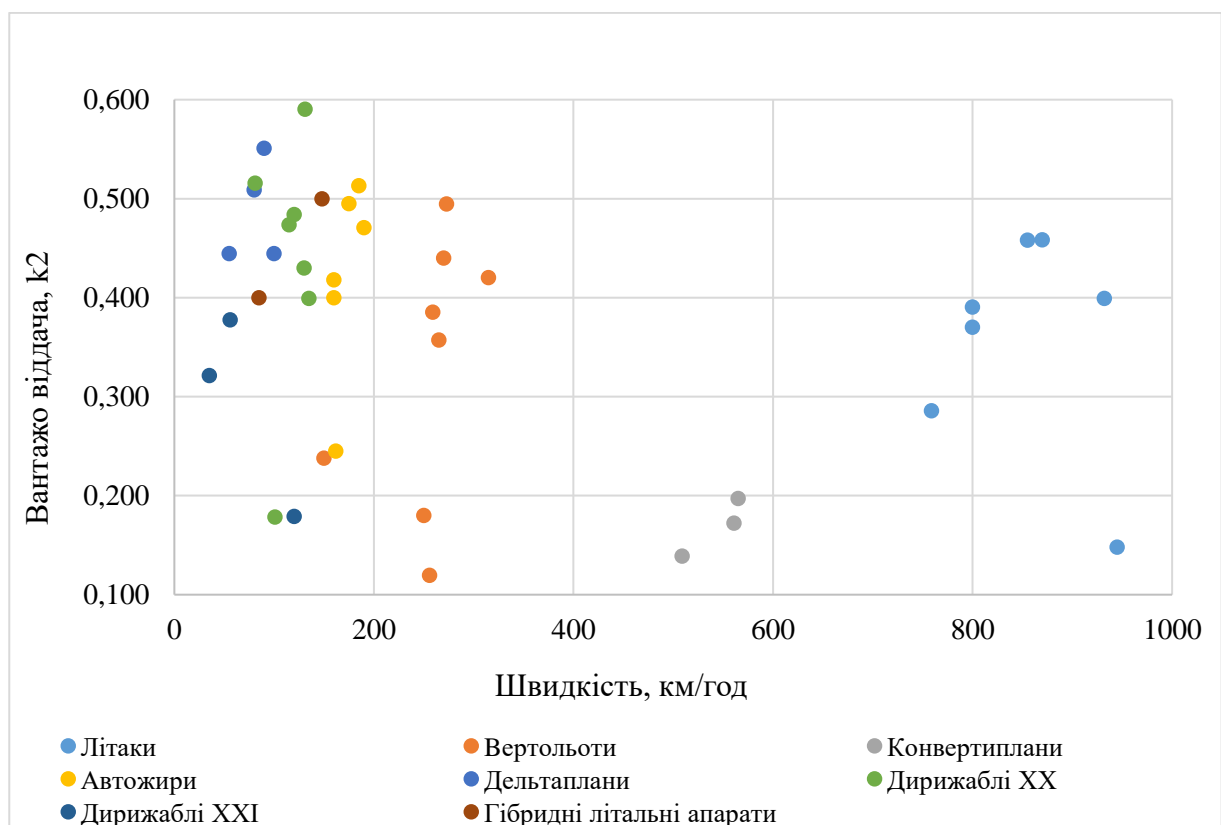
За даними табличними даними можна зрівняти ефективність літальних апаратів в порівнянні коефіцієнтів k_1 та k_2 із корисним навантаженням, дальністю, та швидкістю.



а)



б)



в)

Рис. 1.2.1 Вплив масових характеристик на дальність, швидкість, вантажопідйомність: а) відношення коефіцієнта k_1 до вантажопідйомності

m_{prep} , б) відношення коефіцієнта k_2 до нормальної дальності L , в)
відношення коефіцієнта k_2 до крейсерської швидкості U

Висновок: З рис. 1.2.1. а) випливає, що найкращу вагову віддачу із збереженням корисного навантаження мають дирижаблі та гібридні літальні апарати. Найгірші показники мають конвертиплани. Найбільшу дальність із найбільшою ваговою віддачою мають дирижаблі та літаки які мають і найбільшу швидкість рис. 1.2.1. Тому важливо звернути увагу на комбінацію саме дирижаблів та літаків, які мають саме переваги по дальності, швидкості та вантажопідйомності із коефіцієнтами $k_1 = 0.4 \dots 0.6$, $k_2 = 0.35 \dots 0.5$. Дані параметри будуть виступати критеріями успішного завершення попереднього конструювання які необхідно досягти при конструюванні теплового балонета із врахуванням несення корпусу.

1.3. Патентне дослідження

Для дослідження даної тематики визначено основні напрямки дослідження патентів такі як наведені в таблиці 3.1. Спрямовані в основному на матеріали, особливості конструкції та кріплення для балонетів, також управління. Пошук патентів виконано в патентних базах: USPTO, Google Patent Search, Esp, УКРПАТЕНТ, WIPO.

Розглянуто декілька патентів максимально наближені до досліджуваної теми. Патент US 8.905.353 B2 в описі якого зазначається використання двоопуклої оболонки яка має внутрішню будову у вигляді масиву.

На рис. 1.3.1 відображено корпус основного концепту, в якому відстежується намагання отримання найкращої аеродинамічної форми.

Автором пропонується використовувати комбінацію легкого газу та нагрітого повітря. На рис. 3.2 відображено розташування балонетів із теплим повітрям та перетинками.

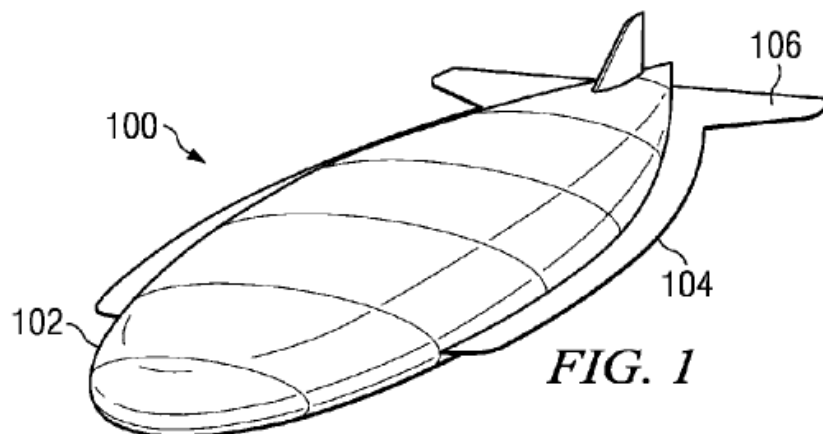
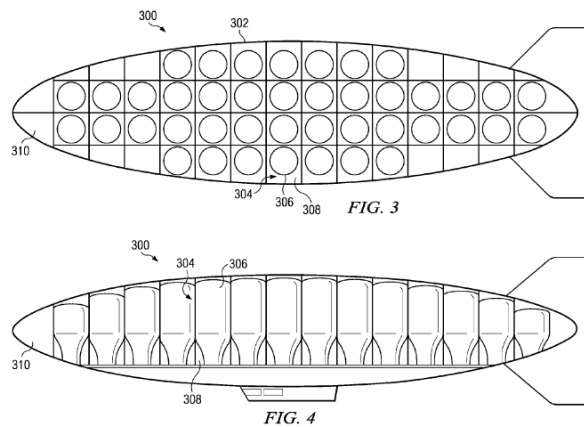


Рис. 1.3.1 Концепт гібридного літального апарату [10]

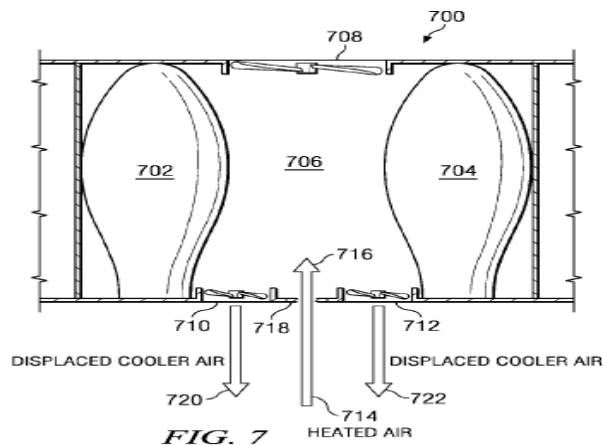
Таблиця 1.3.1

Міжнародна система класифікації патентів, пов'язаних із
конструктивними особливостями дирижаблів

B64B 1/00	Літальні апарати, легші за повітря
B64B 1/04	- із збереженням профілю за допомогою розпірок або джгутів, що з'єднують протилежні стінки.
B64B 1/06	Дирижаблі жорсткої конструкції; дирижаблі напівжорсткої конструкції
B64B 1/08	Конструкція каркасів
B64B 1/16	Жорстке покриття
B64B 1/18	Кріплення покриття до каркасу
B64B 1/20	- з крилами або стабілізуючими поверхнями
B64B 1/56	- що стабілізуються за допомогою обертового руху
B64B 1/58	Розміщування або конструкція газових відсіків
B64B 1/60	Газові відсіки, оточені окремими контейнерами з інертним газом
B64B 1/62	Пристрої для регулювання тиску, нагрівання, охолодження або випускання газу



а)



б)

Рис. 1.3.2 Принцип та будова гібридного літального апарату: а)Схема балонетів заповнених газом легшим повітря, б) Принцип управління балонетами [10]

Принцип роботи та управління даного апарату полягає в зміні тиску та регулюванні таким чином пропорції між повітрям в просторі 706 рис. 1.3.2 та в балонетах із гелієм. Регулювання здійснюється за допомогою вентилятора 708 між кількістю нагрітого та охолодженого повітря. Тобто керування по тангажу крену здійснюється за рахунок розподілу підйомної сили між сотами.

В патенті US 10.1311.422 В2 автор відображає гібрид квадрокоптера та дирижабля. В результаті синтезу було отримано літальний апарат рис. 1.3.3.

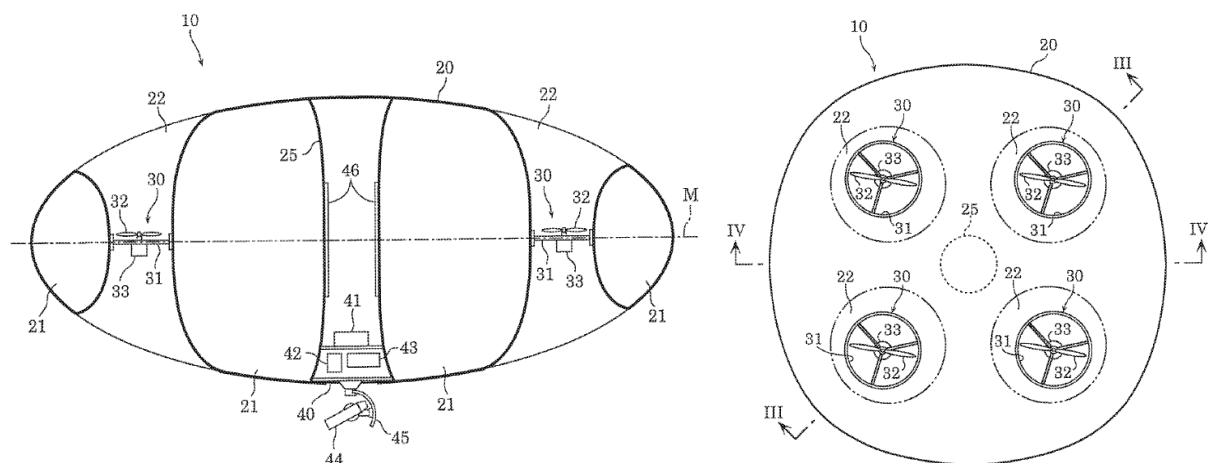


Рис. 1.3.3. Дирижабль [11]

Для маневрування та зміни висоти в даному апараті використовуються чотири симетрично віддалені від центру пропелери, за допомогою різниці в тязі. Але для того, щоб забезпечити русання апарату без аеродинамічних поверхонь та додаткових приводів використовуються щитки рис. 1.3.4 [11].

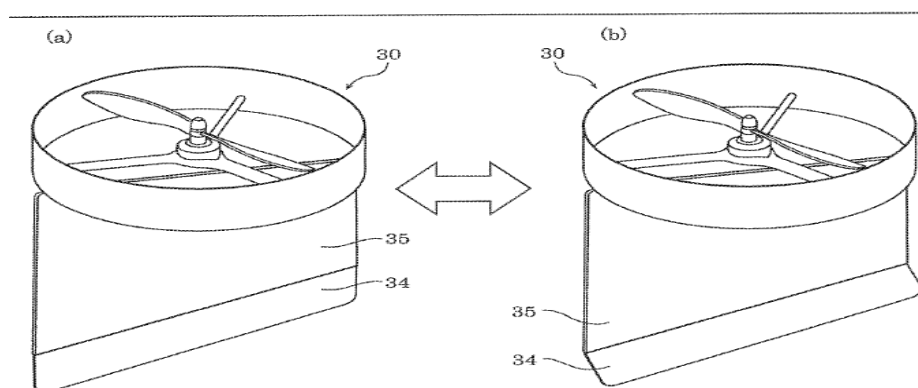


Рис. 1.3.4. Поверхні для маневрування

В патенті US 10.894.591 В2 гібридний літальний апарат являє собою комбінацію дирижабля та конвертиплана. На рис. 1.3.5. відображено загальну його будову.

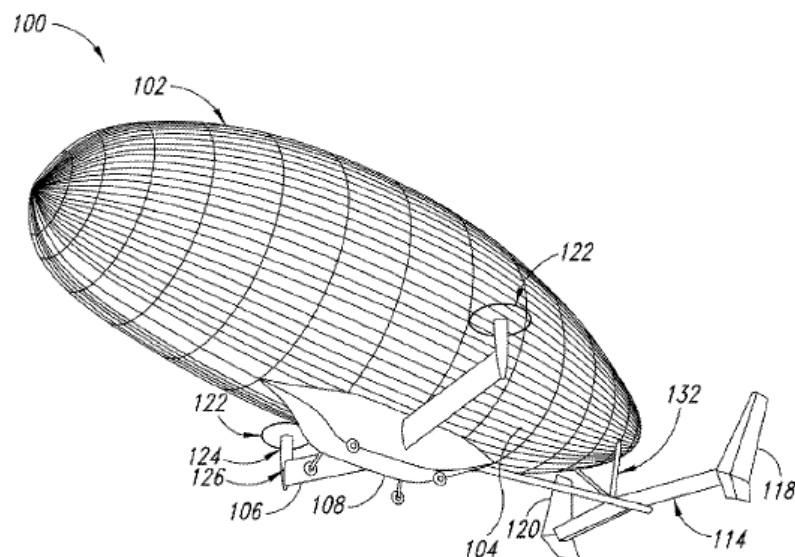


Рис. 1.3.5. Гібридний апарат Vtol

Який має оболонку дирижабля до гондоли якого закріплюються аеродинамічні поверхні із гвинтами які працюють в змінних режимах при злеті та посадці. Також апарат має розвинуте хвостове оперення із рознесеним вертикальним оперенням, що допомагає уникнути вплив збуреного повітря через оболонку дирижабля. Для покращення маневрових властивостей використовуються балонети в середині оболонки рис. 1.3.6.

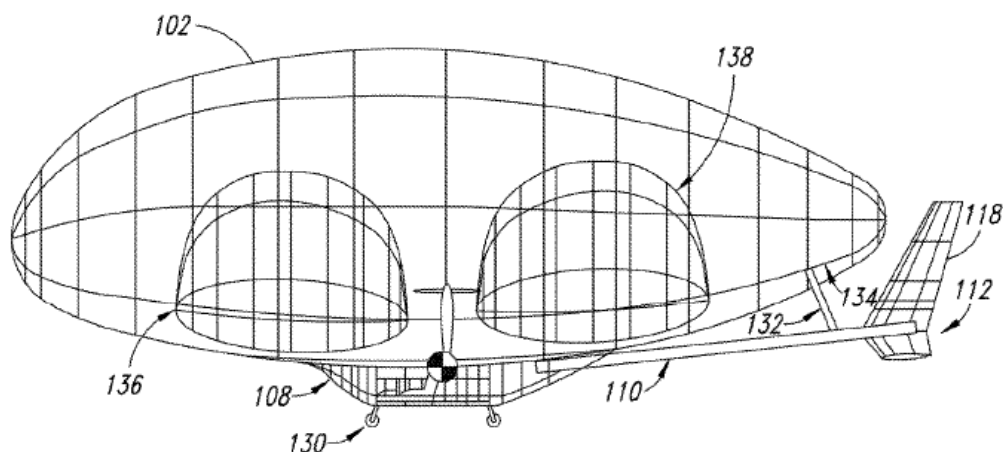


Рис. 1.3.6 Керування тангажом за допомогою перекачування гелію між балонетами.

Також в патенті US9745042B2 представляється літальний апарат із балонетами заповненими теплим повітрям, та вентиляторами для приводу та маневрування рис.1.3.7.

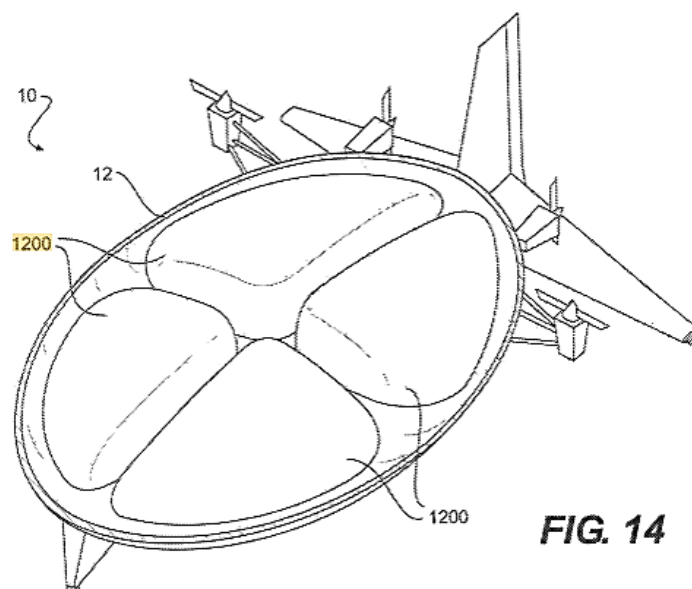


Рис. 1.3.7 Гібридний літальний апарат [13]

Розглянуто також патент WO 2016/195520 A1 в якому гібридний літальний апарат розглядається як багатофункціональна система. На рис. 1.3.8 зображено види даного апарату.

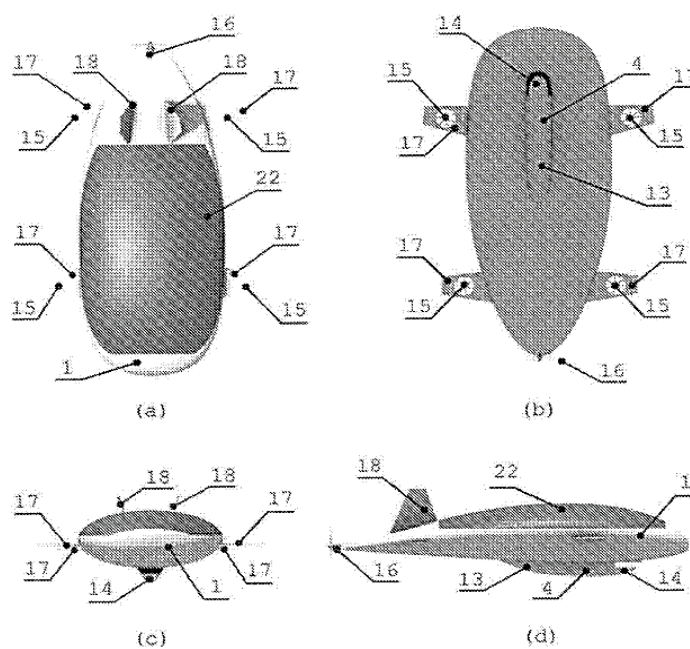


Рис. 1.3.8 Гібридний багатофункціональний літальний апарат [14]

Модульна схема даного апарату дозволяє реалізувати широкий спектр технічних задач. Варто звернути увагу на те, що маневрування та підйомна сила забезпечується вентиляторами на відхиляючих поверхнях. Рух в перед

забезпечується хвостовим вентилятором. Також варто звернути на форму літальних апаратів наведених на рис. 1.3.9.

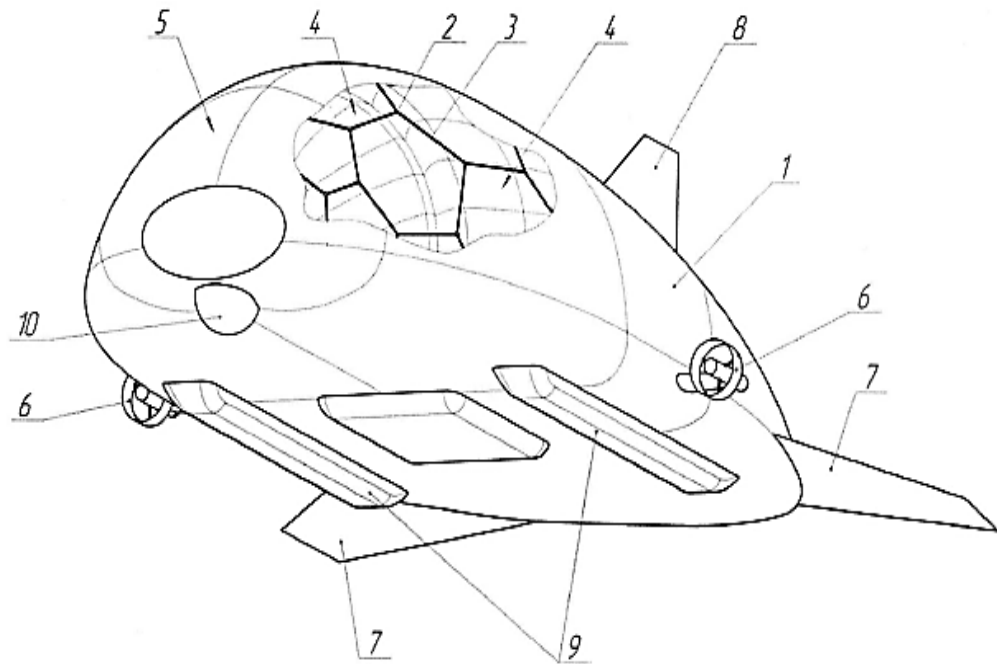


Рис. 1.3.9 Дирижабль RU 144284 U1

Висновки: Аналізуючи дані патенти можна відзначити напрямки в проектуванні та конструюванні дирижаблів у вигляді двовипуклої лінзи, чи каплі з аеродинамічним профілем. Також для маневрування найчастіше автори пропонують використовувати гвинти, чи цільно поворотні поверхні маневрування. Підйомна сила в більшості патентів забезпечується за рахунок балонетів із гелієм, воднем, чи їх сумішей. Система керування та балансування при низькій швидкості зарахунок не ефективності аеродинамічних поверхонь забезпечується за допомогою перекачування газу між маневровими балонетами. Балонети виконуються як легко деформовані ємності для створення підйомної сили і займають геометрично невизначену форму. Тому для проекту пропонується використовувати систему балонетів для маневрування по куту тангажу.

1.4. Концепція гібридного літального апарату

На підставі попередньо наведеного дослідження можна зробити висновки, що використання переваг літака, дирижабля, та вертольоту можуть надати нові властивості літальному апарату. Пропонується використовувати комбінацію зусиль для забезпечення крейсерського польоту та при посадці чи зльоту. На рис. 1.4.1 комбінація гібридного літального апарату який використовує комбінацію повітряної кулі, літака та вертольоту.

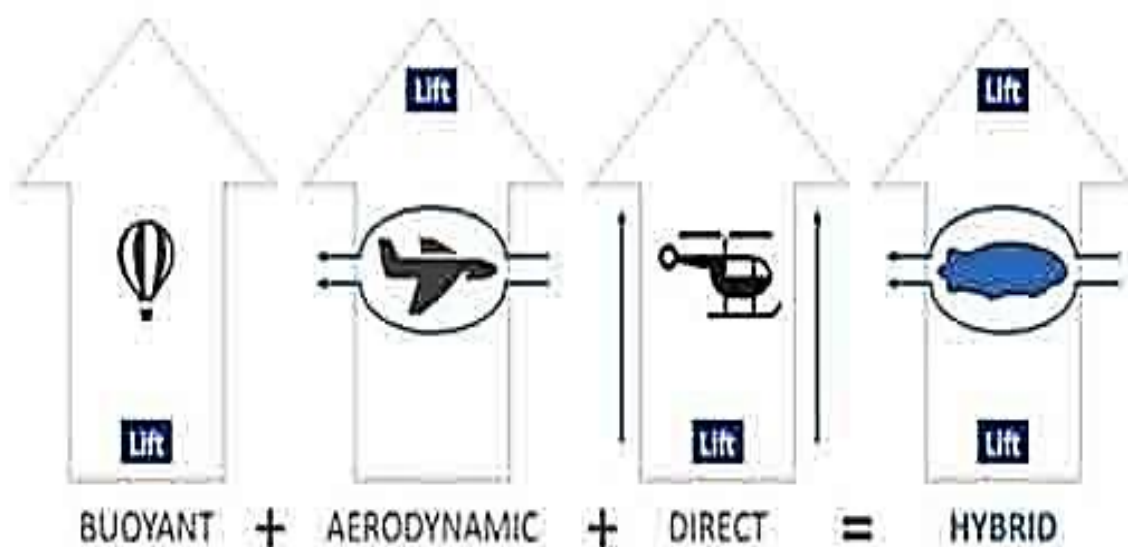


Рис. 1.4.1 Синтез літальних апаратів

Повітряна куля підіймається за рахунок виникнення Архімедової сили F_A , Н., яка визначається рівнянням (1.3).

$$F_A = g \cdot (\rho - \rho_{lift}) \cdot V, \quad (1.3)$$

де g – прискорення вільного падіння, m/s^2 , ρ, ρ_{lift} – густина навколишнього середовища, та густина підйомного газу відповідно, kg/m^3 , V – об'єм оболонки, m^3 .

При постійному об'ємі підйомна сила зростає за рахунок різниці $(\rho - \rho_{lift})$, а також в залежності від висоти та широти в якій відбувається експлуатація повітряного судна.

Прискорення вільного падіння можна визначити за формулою (1.4);

$$g = G \cdot \frac{M_e}{(R + h)^2}, \quad (1.4)$$

де $G = 6.67 \cdot 10^{-11} \text{ Н} \cdot \text{м}^2 / \text{кг}^2$ – гравітаційна стала для землі, $M_e = 5.97 \cdot 10^{24} \text{ кг}$. маса землі, h – висота тіла над рівнем моря, м ., $R = 6.38 \cdot 10^6 \text{ м}$ – радіус землі. Для визначення параметрів атмосфери скористаймося стандартом ГОСТ 4401 – 81 Атмосфера стандартна. За даними даного стандарту визначають середнє значення параметрів атмосфери для широти $45^\circ 32' 33''$

За даним стандартом визначається, що температура зростає за лінійним законом (1.5) на проміжку від рівня моря до 10 000 м рис. 1.4.2.

$$t = t_c + k \cdot h, \quad (1.5)$$

де $t_c = 15^\circ \text{C}$, температура над рівнем моря. $k = -0.0065$ лінійний коефіцієнт.

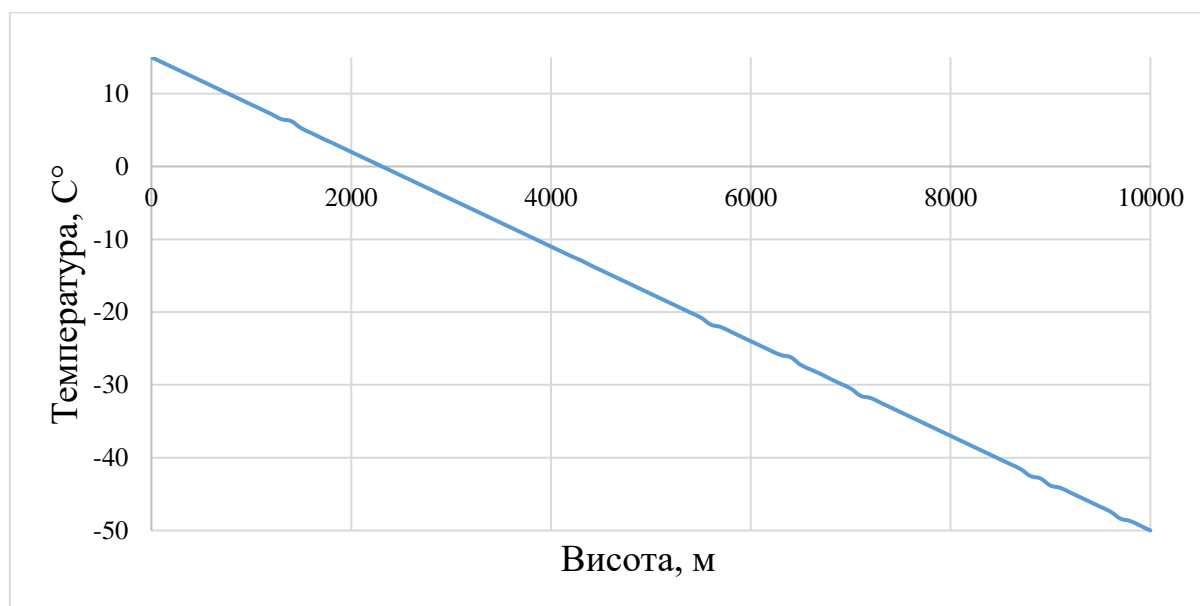


Рис. 1.4.2 Зміна температури від висоти

Також із збільшенням висоти змінюється і густина із тиском повітря, але на відміну від температури не за лінійним законом. Відобразивши значення тиску (1.6) та густини (1.7) сухого повітря від висоти на рис. 1.4.3 отримали наступні рівності.

$$p(h) = 4 \cdot 10^{-9} \cdot h^2 - 10^{-5} \cdot h + 1.0072, (kPa) \quad (1.6)$$

$$\rho(h) = 3 \cdot 10^{-9} \cdot h^2 - 10^{-5} \cdot h + 1.2214, (kPa) \quad (1.7)$$

Вірогідність апроксимації даних поліноміальних залежностей третього порядку складає 0.(1.9)

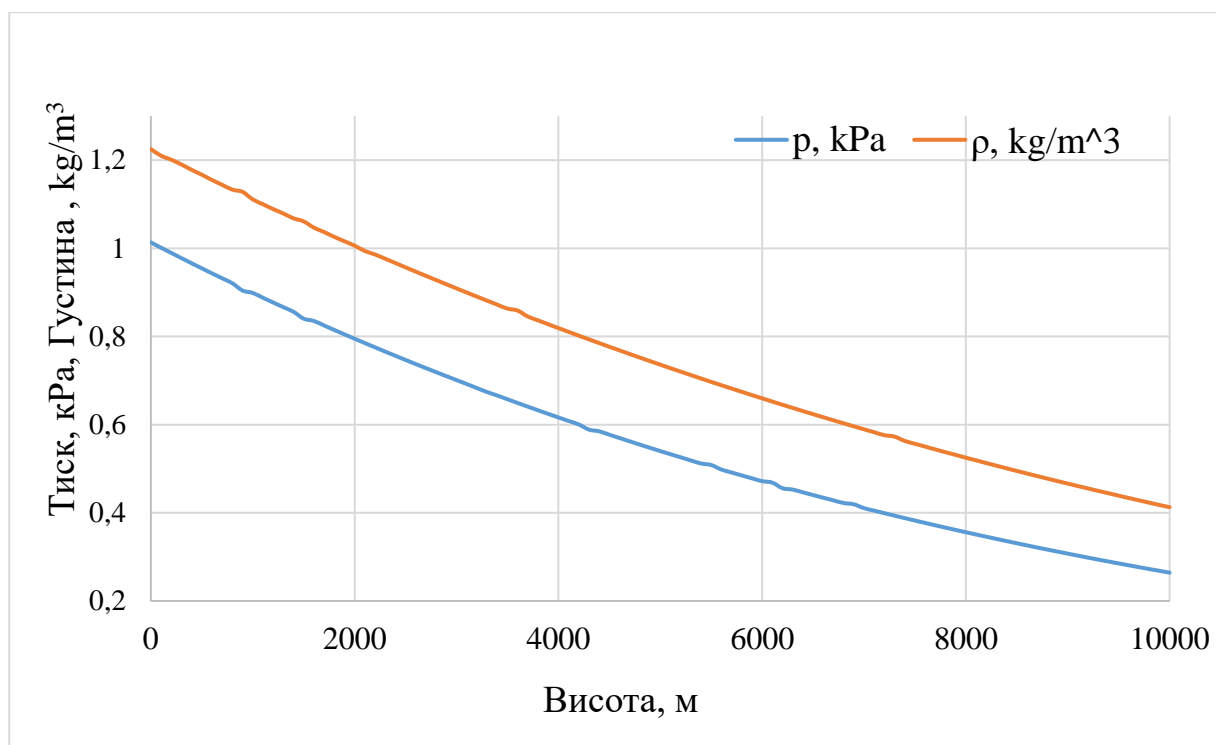


Рис. 1.4.3 Зміна тиску та густини від висоти

Звідси випливає, що f_{lift} питома підйомна сила газу визначається за рівнянням (1.8), та набуває максимального значення при $\rho_{lift} \rightarrow 0$

$$f_{lift} = g \cdot (\rho - \rho_{lift}), \quad (1.8)$$

Для створення підйомної сили та подолання сил опору які виникають внаслідок обтікання корпусу, та інших аеродинамічних поверхонь необхідно визначити зусилля F_{AD} із узагальненого рівняння (1.9)

$$F_{AD} = C_R \cdot \frac{\rho \cdot U^2}{2} \cdot S, \quad (1.9)$$

де U — швидкість тіла в повітряному потоці, m/s , C_R — безрозмірний коефіцієнт повної аеродинамічної сили, де C_R можна розкласти за напрямком (1.10).

$$\vec{C}_R = \vec{C}_{lift} + \vec{C}_{drag}, \quad (1.10)$$

де C_{lift} – безрозмірний коефіцієнт підйомної сили, C_{drag} – безрозмірний коефіцієнт опору тіла. Дані величини визначаються дослідним шляхом, оскільки залежать від багатьох параметрів літального апарату.

Підйомна сила F_D яка створюється внаслідок обертання гвинта визначається за формулою (12).

$$F_D = C_p \cdot \frac{\rho \cdot U^2}{2} \cdot S, \quad (1.12)$$

де C_p - безрозмірний коефіцієнт повної тяги гвинта.

В результаті досліджень пропонується визначити параметри термобалонета для гібридного літального апарату. Для створення якого пропонується використати наступні тези:

- перша теза полягає у використанні нагрітого повітря до температури 420°C ,
- друга теза полягає у використанні теплоізоляційних матеріалів із низькою питомою теплопровідністю на відміну від традиційних, що дозволить забезпечити високу енергоефективність, при збереженні вагової віддачі газу,
- третя теза полягає у використанні обертання навколо вертикальної осі для стабілізації повітряного судна.

1.5.Макет гібридного літального апарату

Для створення концепту скористаємося аналогами, та патентним пошуком який було проведено. В результаті було запропоновано наступний концептуальний літальний апарат рис. 1.5.1.

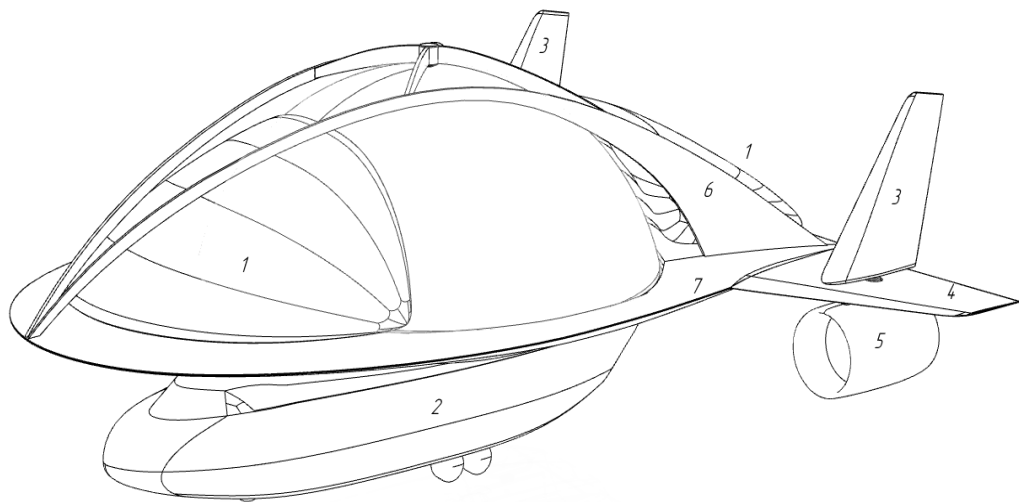


Рис. 1.5.1 Концепт гібридного літального апарату

Де на рис. 5.1 позначено 1 – балонет із легким газом, 2 – гондола, 3 – кіль, 4 – руль висоти, 5 – двигун, 6 – ребра жорсткості, 7 – жорсткий каркас. Даний апарат має змішаний тип конструкції як м'якого так і жорсткого. Також використовується комбінація аеростатичної та аеродимічної підйомної сили.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

Лист

41

Для управління по тангажу та крену пропонується використовувати балонети наповненні легким газом гелієм балонети позначені на рис. 1.5.1. Для управління по ристанню використовується комбінація інерційної складової термобалонета та двигунів імпелера 5. Дана комбінація покращує швидкість реагування на зміни положення повітряного судна в горизонтальній площині.

Для створення оболонки термобалонета визначено оптимальна кількість поділу сфери на сегменти. Збільшення кількості сегментів збільшує об'єм літального апарату, але є доцільне наближення кількості сегментів при якому максимальне наближення об'єму отриманому із сегментів до ідеального об'єму. Оскільки в ідеальному випадку $n \rightarrow \infty$, що є не доцільним та не можливим. Із цією метою розглянуто зміна об'єму заданої фігури починаючи з $n = 3$ до певного значення при якому різниця об'єму складе менше або рівно 1%. Графік уточнення об'єму відображено на рис. 1.5.2. Ідеальний об'єм рівний $V = 133.8, m^3$.

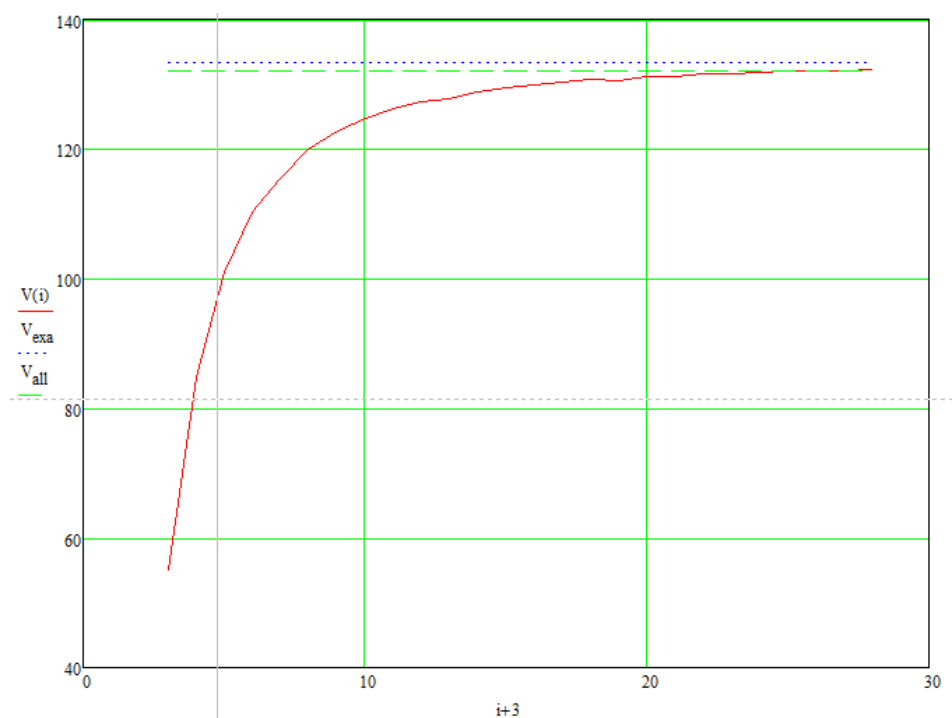
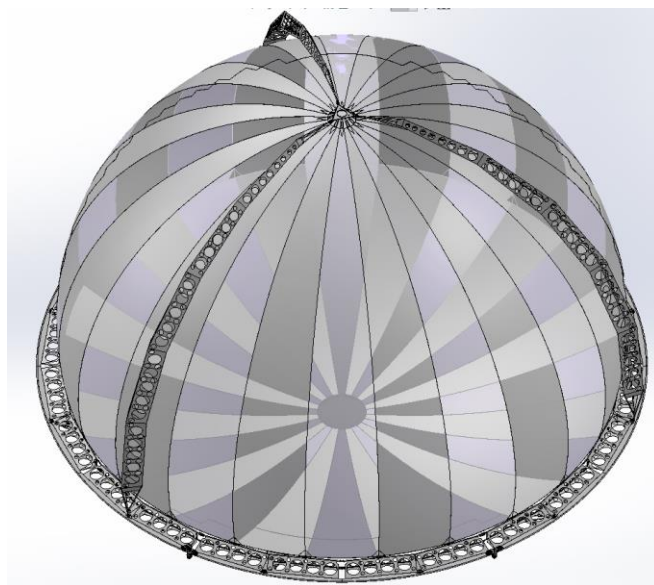


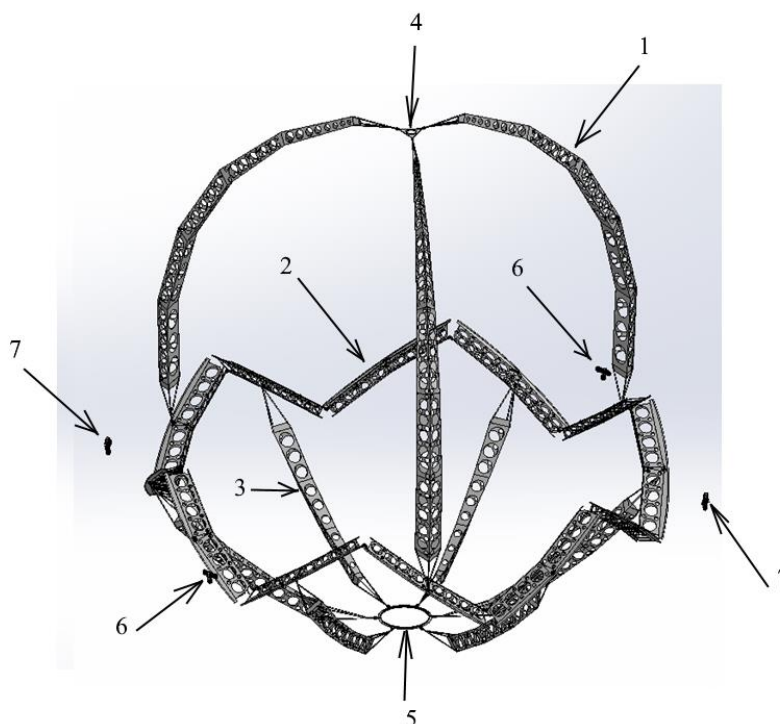
Рис. 1.5.2 Графік визначення поділу сфери на сегменти

Граничне значення досягається при $n = 24$, при цьому об'єм набуває значення $V = 132.028, m^3$.

В даній конструкції пропонується використання центрального теплового балонета який використовується із нагрітим повітрям. Модель даного термобалонета представлено на рис. 1.5.3.



а) розкладений варіант із оболонкою



б) складений варіант (оболонка скрита)

Рис. 1.5.3 Рама термобалонета

На рис. 1.5.3 б) відображено термобалонета в складеному стані для можливості демонтажу із апарату та виконання обслуговування. На рис. 1.5.3 б)

позначено, 1 – верхня опора, 2 – секція центрального кільця, 3 – нижня опора, 4 – верхнє кільце, 5 – нижнє кільце, 6 – підтримуюча опора, 7 – привідна опора. Оскільки для стабілізації по куту riskання виконується маневрування зміною частотою обертання термобалонета. Складання балонету забезпечується за допомогою шарнірних пар з пальцем у вигляді карданного валу рис. 1.5.4.

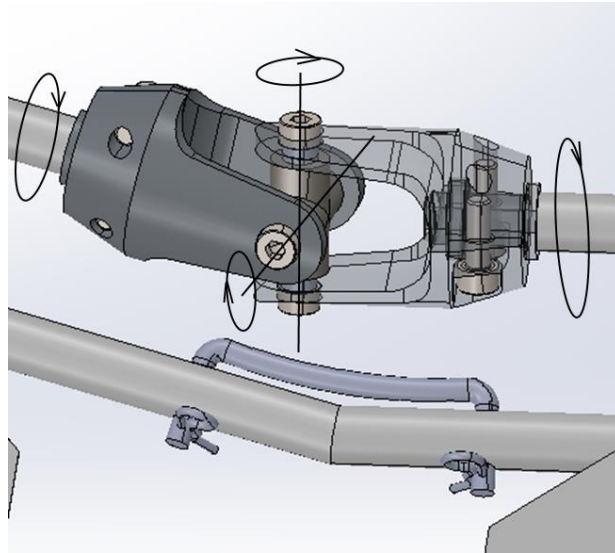


Рис. 1.5.4 Шарнірні кріплення кілець

Для фіксації використовуються металеві скоби із фіксуєчими шпильками. Даний тип конструкції є необхідним оскільки при складанні виконується обертання одного сектора центрального кільця навколо іншого в двох площинах. Для того, щоб виконати складання необхідно вивільнити кожний вузол та зняти скобу. Три верхніх рамних опор та шість нижніх аналогічно закріплюються до кільця через шарнірну опору рис. 1.5.5.

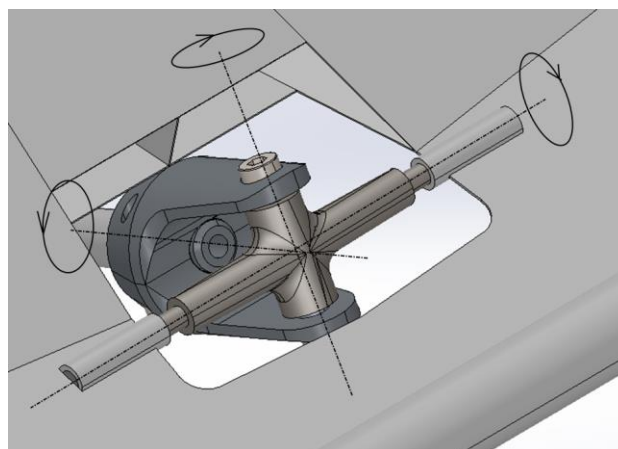


Рис. 1.5.5 Кріплення опор до центрального кільця

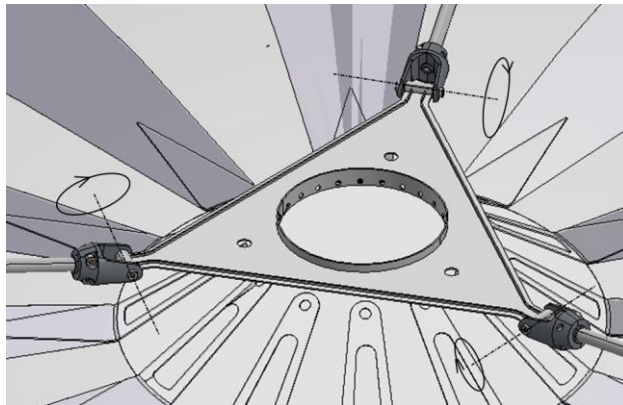
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

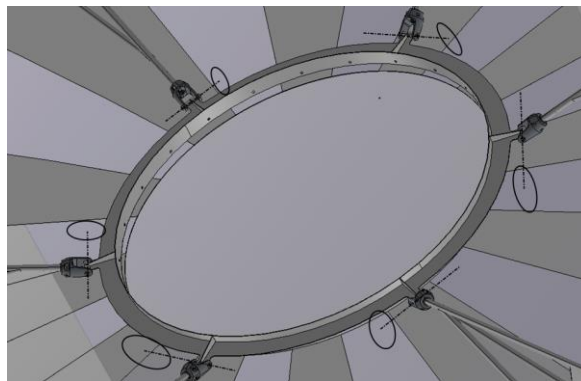
Лист

44

Для того, щоб конструкція не скручувалася застосовуються опори скріплюються верхнім та нижнім кільцями рис. 1.5.6. з одним степенем вільності. Тобто можливістю обертатися навколо однієї вісі.



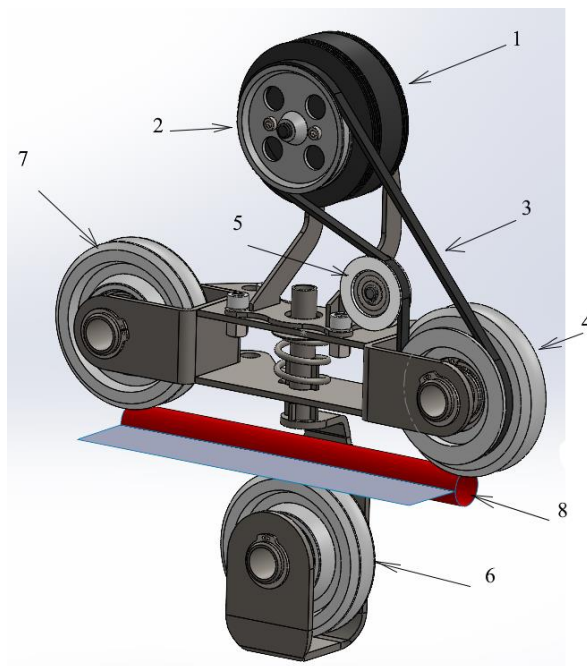
а) кріплення верхнього кільця



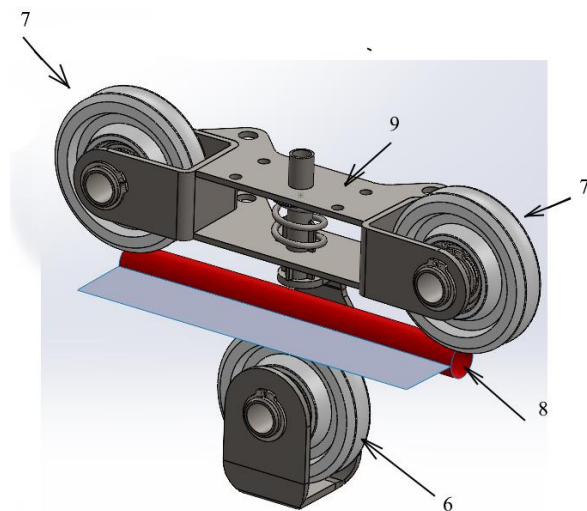
б) кріплення нижнього кільця

Рис. 1.5.7. Закріплення опор

Центральне кільце закріплюється до рами шляхом кріплення через чотири точки опри двох типів рис. 1.5.7. Ці кріплення розташовуються через одне. Функціональне призначення даних кріплень є передача аеростатичного зусилля від балонету до рами літального апарату. Також кріплення використовуються для приведення в обертання та управлінням обертанням балонету для виконання маневрування.



а) кріплення із приводним роликом



в) звичайне кріплення

Рис. 1.5.7 Кріплення балонету до рами

Даний механізм на рис. 1.5.7 складається із приводу - 1, зубчастої пасової передачі - 3, приводного колеса - 2, приводного ролика - 4, натяжного регульованого колеса - 5, підтримуючі ролика - 7, та балансуєчого - 6 які утримують напрямну - 8 центрального кільця, корпус кріплення позначено - 9. Основне призначення приводу та проміжного напрямного ролика передавати навантаження із колеса на привід. Колесо за рахунок тертя обертає центральне колесо. Під пружинне нижнє колесо 6 використовується для утримання

конструкції при відсутності підйомної сили та для збільшення сили притискання до прямої трубки 8. Також призначення цього колеса, це гасіння ударів які можуть відбуватися під час проходження через механізм стику частин центрального кільця які передаються на оболонку та корпус повітряного судна.

Оболонка закріплюється до термобалонета за центральне кільце рис. 1.5.8.

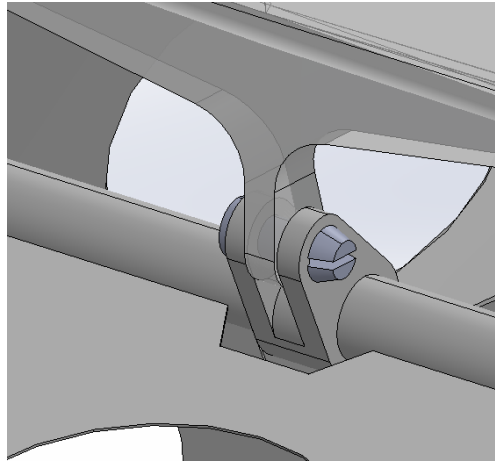


Рис. 5.8 Кріплення оболонки за центральне кільце

Висновки: Дана конструкція дозволяє виконувати демонтаж обладнання із корпусу та його обслуговування. Для зменшення ваги використовується композиційні та пластикові елементи. Необхідність раціонального використання маси вимагає використання профілю перфорованого отворами. Оскільки даний літальний апарат сприймає низькі динамічні навантаження коефіцієнт запасу міцності прийнятий рівним 1.5. Обмеженням в переміщені виступає зовнішня оболонка, та конструктивні елементи в середині апарату.

1.6.Матеріали для виготовлення термобалонета

1.6.1. Теплоізоляційні матеріали які можуть потенційно використовуватися для виготовлення термобалонета

Основні вимоги до матеріалів внутрішньої оболонки термобалонета:

- легкість
- низька газопроникність
- низька теплопровідність
- пожаростійкість
- можливість до зварювання та склеювання

Для проектування на даний момент можна використовувати аерогелі із питомою вагою яка не перевищує 170 kg/m^3 . До таких компаній які спрямовано наближаються до таких показників є фірма Aspen Aerogels яка виготовляє теплоізоляційні матеріали. Механічні та фізичні властивості даних матеріалів подано в таблиці 6.1 для визначення основного матеріалу для теплоізоляції.

Таблиця 1.6.1

Теплоізоляційні матеріали Aspen Aerogels при температурі 20°C

Матеріал	Щільність, kg/m^3	Допустима температура, $^\circ\text{C}$.	Теплопровідність, $\frac{w}{m \cdot K}$	Теплоємність, $J/g \cdot K$	Товщина, мм.
2250	170	200	$10 \cdot 10^{-6}$		2
6650	112.1	650	$13 \cdot 10^{-6}$	1.046	6
Spaceloft	150	200	$15 \cdot 10^{-6}$	1	5
Spaceloft Subsea	160	200	$15 \cdot 10^{-6}$	1	5

Важливо відзначити, що дані матеріали мають різні властивості до навколишнього середовища, та можуть потребувати додаткового захисту від агресивних умов, підвищеної вологості, впливу кислот, лугів та інші.

Теплопровідність Pyrogel 2250 визначена на рис. 1.6.1 Міцність на розрив складає $\tau_{st} = 25.5 \text{ kPa}$.

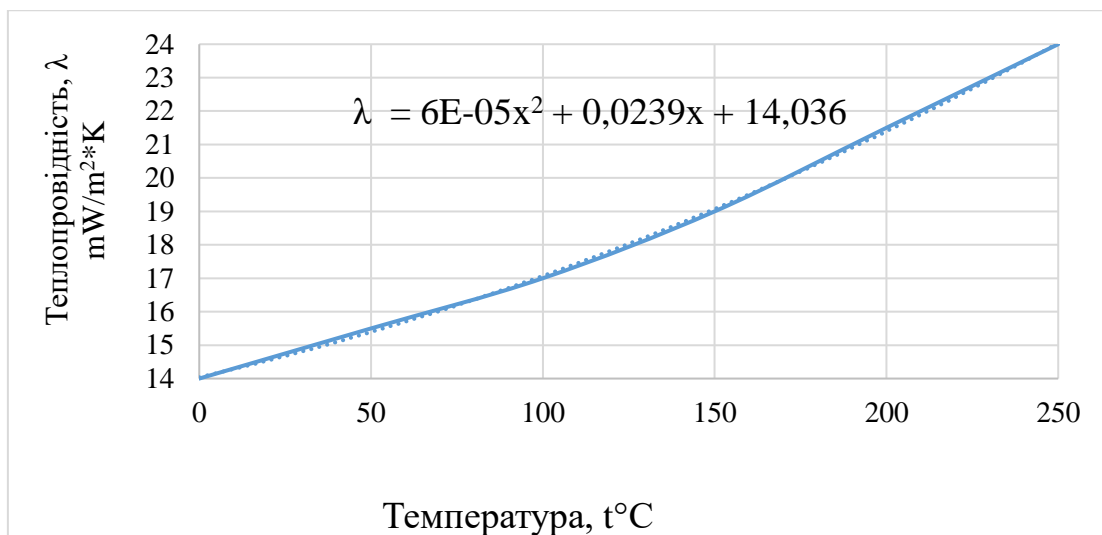


Рис. 1.6.1 Теплопровідність аерогелю 2250

Pyrigel 6650 — теплоізоляційний матеріал, що являє собою гнучке полотно, розроблене для роботи в високих температурних режимах (до 650°C). Пірогель виготовляють на основі кварцового аерогелю з підсиленням мікро волокнами. Пірогель легко механічно обробляється, не горить, гідрофобний, але пропускає пару. Міцність на розрив складає $\tau_{st} = 77.8 \text{ kPa}$.

Зміна теплопровідності аерогелю Pyrigel 6650 залежно від температури в інтервалі від 0 до 500°C подана на графіку рис. 1.6.2.

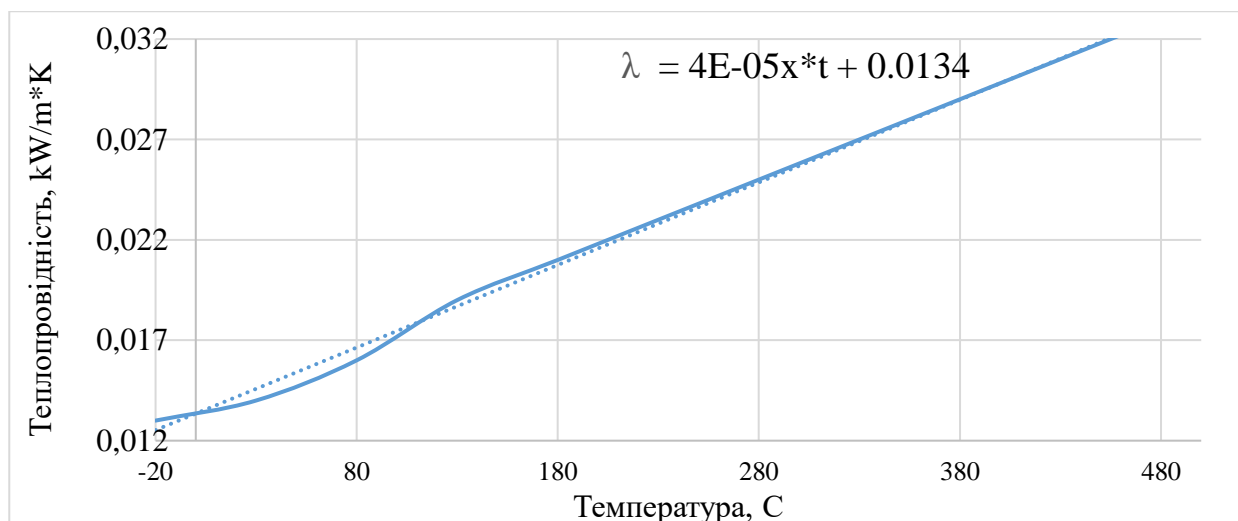


Рис. 1.6.2 Теплопровідність 6650.

Також розглянуто кварцовий аерогель Spaceloft експлуатується із -100 до 200 °С. Даний матеріал не горючий, гідрофобний, не пило утворюючий, але пропускає пар. Теплопровідність даного матеріалу визначається на рис. 1.6.3.

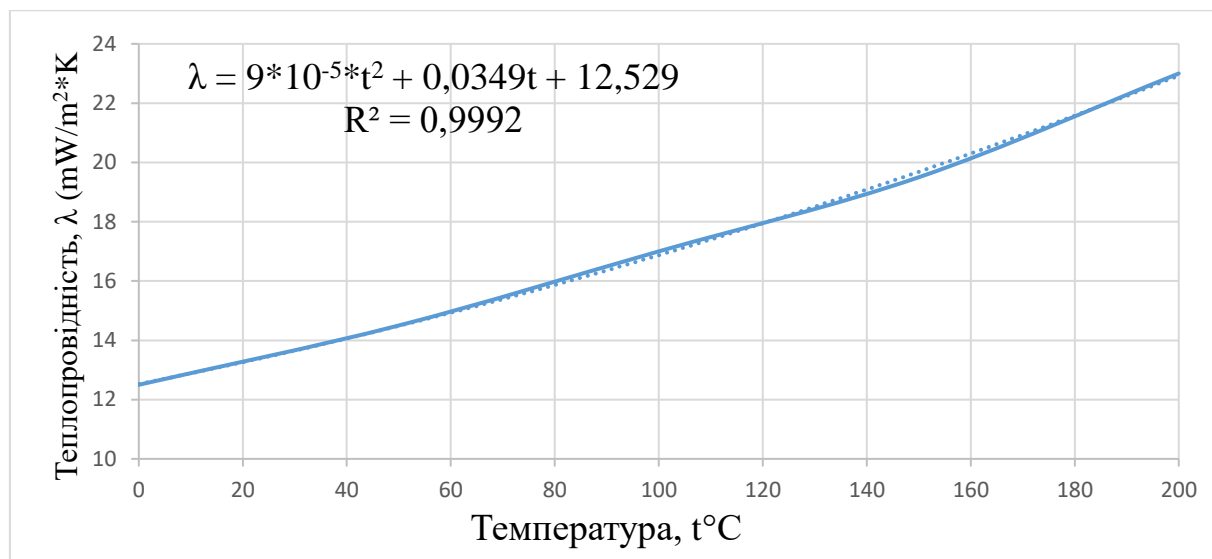


Рис. 1.6.3. Теплопровідність Spaceloft

Останнім матеріалом для теплоізоляції пропонується використовувати Spaceloft Subsea в інтервалі -150 до 150 °C з теплопровідністю рис. 1.6.4.

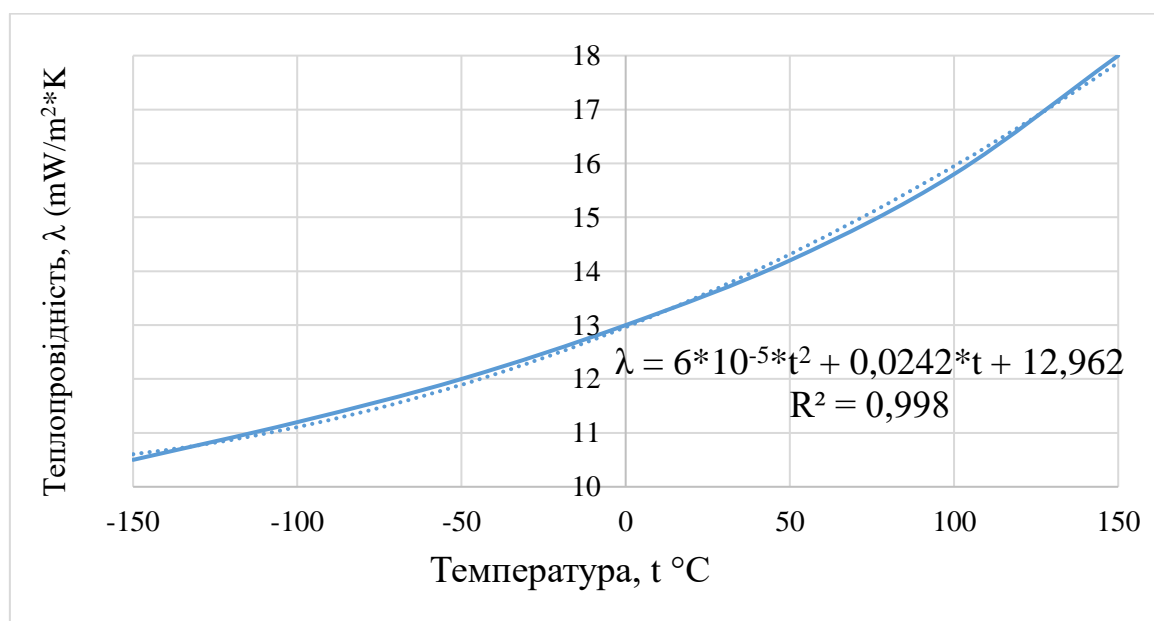


Рис. 1.6.4. Теплопровідність Spaceloft Subsea

Для захисту даних від утворення конденсату фірмою виробником пропонується наносити вологостійкі покриття для зберігання низької теплопровідності.

Висновок: Для термобалонета літального апарату пропонується використовувати наступні теплоізоляційні аерогелі, а саме Aspen Aerogels 6650. Дані матеріали працюють в необхідному діапазоні температури, мають найменшу

щільність та найменшу теплопровідність. В моделі необхідно використовувати аерогелі із найменшими згинами та перегибами, для збереження теплоізоляційних властивостей, також рекомендується застосовувати попереднє оброблення для надання гідрофобних властивостей оболонці. Оскільки даний матеріал не виготовляється тонше 6 мм. пропонується розділяти даний матеріал до необхідної товщини, без руйнування структури матеріалу.

1.6.2. Властивості штучних волокон в композиційних матеріалах

Для застосування сучасних матеріалів потрібно враховувати, що температура на висоті 3000 м. сягає -5°C , також варто враховувати вплив на матеріали зовнішнього середовища: ультрафіолетового випромінювання, озону. На даний момент найсучасніші штучні матеріали для дирижаблів виготовляються в Кореї, Японії та США.

Для сучасних оболонок використовуються композитні матеріали рис. 1.6.5.

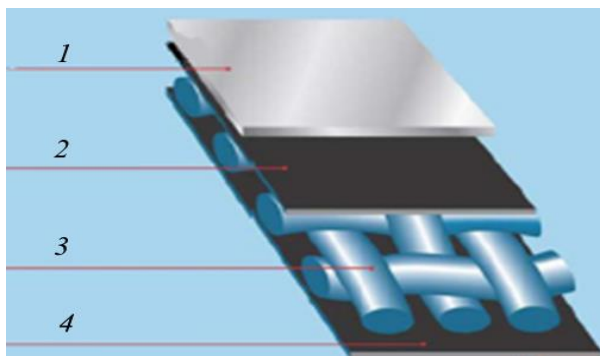


Рис. 1.6.5 Структура композиційних матеріалів

Яка складається із 1- захисного покриття проти ультрафіолетового випромінювання, 2, 4– газо утримуючі покриття, 3 – армуючи волокна.

Найбільшого поширення в якості армуючого волокна для створення силового шару поширення набули Zylon®, та Vectran®. Для захисту від втрат газу використовуються матеріали на основі фтор полімерів, наприклад Tedlar®, або Teflon®. Характеристики даних матеріалів подано в таблиці 1.6.2.

Основними вимогами до композитних матеріалів для оболонки та силового каркасу є наступні вимоги:

- мінімальна вага,
- висока міцність,
- висока стійкість до ультрафіолету та озону,
- стійкість до атмосфери,
- низька газопроникність,
- гнучкість та пластичність при широкому спектрі температури,
- тривалий термін служби.

Для виготовлення даних матеріалів широко застосовуються синтетичні волокна які дозволяють отримати найкраще співвідношення між міцністю та вагою.

ZYLON® (волокно PBO) [19]- це супер волокно, яке складається з жорстких молекулярних ланцюгів. Ці волокна та нитки характеризуються високою міцністю на розрив (у 10 разів вищою, ніж сталь), чудовим поглинанням енергії удару (удвічі більшим, ніж у параараміду) та винятковою термостійкістю (обмежувальний індекс кисню 68). Механічні властивості матеріалу відображені в таблиці 1.6.2. Теплопровідність волокон ZYLON $\lambda = 0.1 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$.

Кевлар® [20]- це органічне волокно з сімейства аромо поліамідів, унікальні властивості та чіткий хімічний склад повністю має унікальне поєднання високої міцності, високого модуля Юнга, в'язкості і термостійкість. Теплопровідність волокон Кевлар $\lambda = 0.04 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$. Механічні властивості матеріалу відображені в таблиці 1.6.2.

Таблиця 1.6.2

Синтетичні матеріали для сприйняття навантаження

Матеріал	Міцність на розтяг, σ_{st} GPa	Модуль Юнга, E GPa	Щільність, kg/m ³	Відносне видовження	Гранична температура експлуатації, °C
ZYLON®AS	5.8	180	1540	3.5	650
ZYLON®HM	5.8	270	1560	2.5	650
Kevlar 49	3.6	130	1440	2.8	550
Kevlar 149	3.6	185	1470	2	550
PIPD (M5)	3.96	217	1700	2.5	500
Dyneema SK78	3.4	111	970	3	130
Dyneema SK60	2.5	70	980	3	130
Dyneema SK25	2.2	52	980	3	130
Spectra 900	2.4	70	970	4	150
Spectra 1000	3.1	105	970	2.5	150
Spectra 2000	3.25	113	970	2.8	150
Vectran	2.85	65	1400	3.3	400

PIPD (M5) [21]-це синтетичне волокно отримане на основі diimidazo pyridinylene (dihydroxy) phenylene. Волокно має типовий ковалентний зв'язок у напрямку головного ланцюга, та має зв'язок в радіальному напрямку із воднем. Механічні властивості волокна зазначено в таблиці 1.6.2, також волокно має високий модуль розтягування і стискання, високу міцністю на розтяг і стиск, із високою пошкоджуваною здатністю, низькою питомою вагою, хорошою адгезією до матричних матеріалів (для конструкційних композитів) і хорошою термостійкістю.

Dyneema® - волокнистий мультифіламентне волокно, виготовлене з ультрамолекулярного поліетилену UHMW-PE. З високою міцністю, та високою стійкістю до навколишнього середовища.

Волокно Dyneema®[22] має надзвичайно високу міцність і модуль Юнга, низьку щільність, високу світло- та хімічну стабільність, що робить його високоефективним матеріалом для зовнішньої оболонки. Теплопровідність волокон Dyneema $\lambda = 0.2 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$. Механічні властивості матеріалу відображені в таблиці 1.6.2.

Волокно Spectra® [23], поліетиленове волокно, виробляється із використанням запатентованого gel-spinning процесу. Волокно Spectra® має одне з найвищих співвідношень міцності до ваги серед усіх штучних волокон. Механічні властивості матеріалу відображені в таблиці 1.6.2.

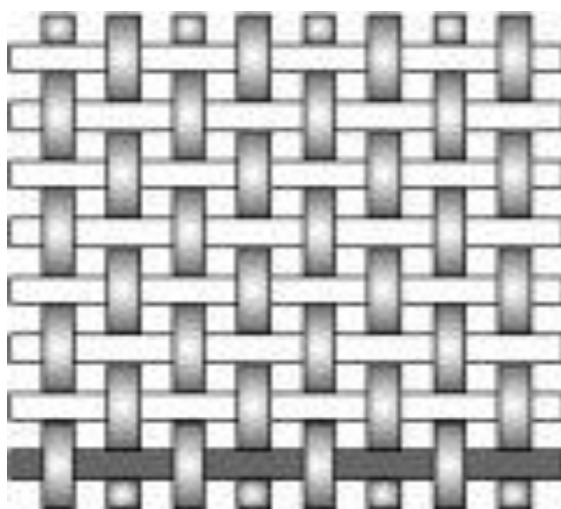
Волокно Vectran є ароматичний поліестер з поліефірно-поліарилатного волокна яке є термотропним, тобто плавиться при високій температурі. Має чудові механічні властивості, стійкий до впливу атмосфери. Теплопровідність волокон Vectran становить $\lambda = 0.037 \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}$.

Висновки: для термобалонета балонета варто попередньо вибрати наступні матеріали ZYLON AS, Kevlar 49, Vectran та Spectra 2000 за наступними критеріями: низька щільність, висока міцність, та стійкість до високої температури. Також варто зазначити, що Spectra 2000 може використовуватися лише для зовнішньої оболонки при умові робочої температури не перевищуючої критичну для Spectra 2000.

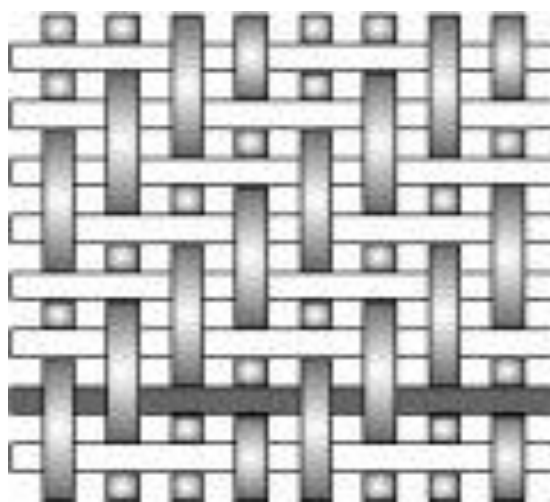
1.6.3. Властивості синтетичних волокон в полотняному переплетінні

Дані матеріали у розділі 1.6.2 продаються у вигляді тканини, або ниток. Розглянем спосіб визначення фізико механічних властивостей пряжі із синтетичних волокон. Дані властивості залежать від способу виготовлення даної пряжі. Різні типи пряжі використовуються для отримання покращених механічних властивостей композитних матеріалів.

Переважаю дані матеріали продаються з переплетом у вигляді полотняної чи саржевого полотна рис. 1.6.6. які мають постійну стійкість, та достатню пористість для насиченням клею.



а)



б)

Рис. 1.6.6 Переплетіння волокна: а) полотняна тканина, б) саржева тканина

Також для отримання стійкої форми матриці, даних матеріалів вводять різну кількість затверджувачів, пігментів, каталізаторів, пластифікаторів, розчинників для надання матриці в'язкості. В якості розчинника можуть використовуватися: ацетон, дихлоретан, бензен, толуен, чотири хлористий вуглець, метанол.

Оскільки дані композитні матеріали анізотропні то механічні властивості матеріалів визначаються із врахуванням зазорів між волокнами, розташуванням пряди одна відносно одній, властивостей матриці.

Для визначення аналітично механічних властивостей композитних матеріалів необхідно встановити залежність між напруженням, зусиллям та відносними видовженням (1.13).

$$\{\sigma_{ij}\} = [E_{ij}] \cdot \{\varepsilon_{ij}\}, \quad (1.13)$$

де σ_{ij} – мікроскопічне напруження *МПа*, ε_{ij} – деформації у відносних напрямках композиційних матеріалів, E_{ij} – коефіцієнт жорсткості.

Для дослідження та визначення граничного навантаження проводяться дослідження на двовісний розтяг вздовж волокон рис. 1.6.7. одиничної ячйки композитного матеріалу.

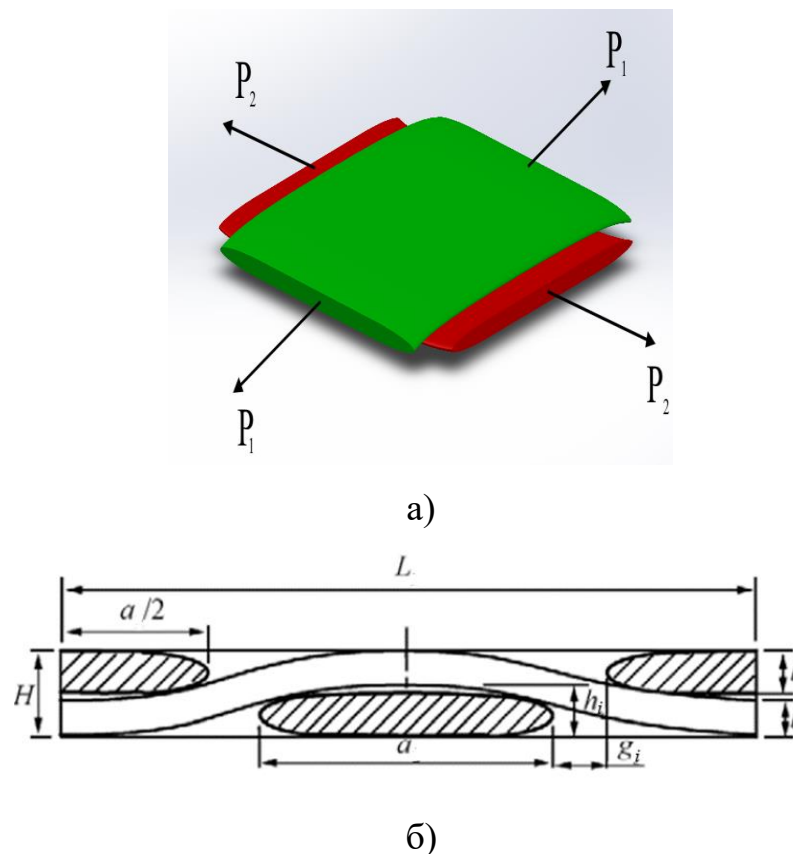


Рис. 1.6.7 Характеристики композитного матеріалу: а) двовісний розтяг одиничної ячейки, б) геометричні характеристики

Геометричні характеристики перерізу волокна з рис. 1.6.7 можна прийняти як суму прямокутника та еліпса, а саме площу (1.14) та момент інерції (1.15),

$$A = \frac{\pi \cdot a \cdot b}{4} + b \cdot (a - b), mm \quad (1.14)$$

$$I_A = \frac{\pi \cdot 0.5 \cdot a \cdot b^3}{64} + \frac{0.5 \cdot a \cdot b^3}{12}, mm \quad (1.15)$$

При врахуванні відстані h момент інерції складе (16).

$$I_h = \frac{\pi \cdot 0.5 \cdot a \cdot b^3}{64} + \frac{0.5 \cdot a \cdot b^3}{12} + \left(h - \frac{b}{2}\right)^2 \cdot A, mm^4 \quad (1.16)$$

Частота зміни кривої рівна $\frac{2 \cdot \pi \cdot x}{L_1}$, та $\frac{2 \cdot \pi \cdot y}{L_2}$. Звідси крива вздовж Ox та Oy визначається за рівнянням (1.17), (1.18).

$$z_1(x) = \frac{h_1}{2} \cdot \sin \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L}, mm \quad (1.17)$$

$$z_2(y) = \frac{h_2}{2} \cdot \sin \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L}, mm \quad (1.18)$$

Косинус кута θ та φ які описують криві z_i та визначається за формулою (19):

$$\begin{aligned} \tan \theta &= \frac{dz_1}{dx} = \frac{\pi \cdot h_1}{L} \cdot \cos \frac{2 \cdot \pi \cdot x}{L}, \\ \tan \varphi &= \frac{dz_2}{dy} = \frac{\pi \cdot h_2}{L} \cdot \cos \frac{2 \cdot \pi \cdot y}{L}, \end{aligned} \quad (1.19)$$

Для визначення об'ємної долі волокна в перерізу використовується формула (20).

$$\begin{aligned} V_f = V_{f0} \cdot \left\{ (4 \cdot L^2 \cdot H)^{-1} \cdot \right. \\ \cdot \left(2 \cdot \int_0^L A \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} \cdot dx + \right. \\ \left. \left. + 2 \cdot \int_0^L A \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} \cdot dy + \right) \right\}, \end{aligned} \quad (1.20)$$

де $H = h_1 + h_2$ – товщина слою композитного матеріалу, V_{f0} – площа перерізу волокна та простору який заповнюється матрицею.

В даних матеріалах обтискання або хвилястість волокон значно впливає на міцність, на розтяг та стиск, V_{f0} – кількість волокна в перерізі,

Припускаючи для спрощення розрахунків, що форма переплету та криві плетіння зберігають синусоїдальну форму то зусилля $F_i(x)$ від двовірного розтягання в будь якій точці волокна визначається за формулою (20).

$$\begin{aligned} F_1(x) &= P_1 \cdot \cos \theta + \frac{Q}{2} \cdot \sin \theta, \\ F_2(y) &= P_2 \cdot \cos \varphi + \frac{Q}{2} \cdot \sin \varphi, \end{aligned} \quad (1.20)$$

де Q – зусилля які виникають на переплетінні волокон та напрямлені по нормалі до площини композитного матеріалу. Що викликає згинальний момент на кінці елементарної ячейки, рис. 1.6.7 формула (21)

$$\begin{aligned} M(x) &= M_1 + P_1 \cdot z - \frac{Q}{2} \cdot x, \\ M(y) &= M_2 + P_2 \cdot z - \frac{Q}{2} \cdot y, \end{aligned} \quad (1.21)$$

де M_i моменти які виникають при розтягуванні зразка на кінцях його елементів.

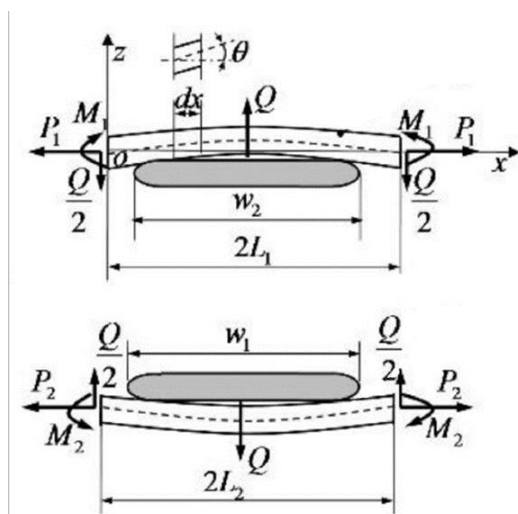


Рис. 1.6.8 Схема зусиль які виникають в звичайному плетінні
композиційного матеріалу

Оскільки M_i та Q невідомі то для їх визначення скористаємося принципом мінімуму потенціальної енергії деформації даного елемента (1.23) [24]. Даний принцип базується на визначенні мінімальної енергії на дійсних переміщеннях при цьому ці переміщення повині бути гладкими вздовж всього інтервалу інтегрування та не мати розривів першого та другого роду для можливості інтегрування. Енергія на одиницю об'єму v яка виникає під час деформації визначається із рівняння (1.22)

$$E'_v = \int_0^{\varepsilon} \sigma d\varepsilon, \quad (1.22)$$

де σ – напруження MPa , та ε – деформація викликана зовнішнім навантаженням mm . На рис 1.6.9 подано графічна інтерпретація додаткової енергії, затемнена область.

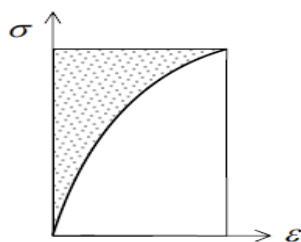


Рис. 1.6.9 Додаткова енергія

З рис. 1.6.9 для визначення додаткової енергії деформації використаємо рівність (1.23).

$$E'_c = \sigma \cdot \varepsilon - E'_v(\varepsilon), \quad (1.23)$$

де E'_c – додаткова енергія. Для визначення питомої додаткової енергії в наслідок зміни напруження отримаємо наступне рівняння (1.24).

$$\delta E'_c = \frac{dE'_c}{d\sigma} \delta\sigma, \quad (1.24)$$

Враховуючи, що $\frac{dE'_c}{d\sigma}$ є функцією від ε , яка в свою чергу є функцією від σ , та E'_v є функцією від ε , повний диференціал зміни питомої додаткової енергії від напруження можна записати в наступному вигляді (1.25).

$$\frac{dE'_c}{d\sigma} = \varepsilon + \sigma \cdot \frac{d\varepsilon}{d\sigma} - \frac{E'_v}{d\varepsilon} \cdot \frac{d\varepsilon}{d\sigma}, \quad (1.25)$$

Враховуючи наступні рівності (1.25)

$$\begin{aligned} \sigma &= \frac{E'_v}{d\varepsilon}, \\ \frac{E'_c}{d\sigma} &= \varepsilon \end{aligned} \quad (1.26)$$

Звідси отримаємо, що додаткова енергія рівна площі деформації від дії навантаження (1.27).

$$E'_c = \int_0^{\sigma} \varepsilon d\sigma, \quad (1.27)$$

Згідно із законом Гука повна компланарна енергія визначається із рівняння (1.28) [25].

$$E_{com} = \frac{1}{2} \int_V \frac{\sigma^2}{E} dV - \int_S p \cdot u^0 dS, \quad (1.28)$$

, V – об'єм тіла, що деформується, S – поверхня прикладення зусилля, p зусилля які прикладаються до поверхні S та викликають u^0 – переміщення.

Скориставшись теоремою Костельна визначаються повна додаткова енергія для плетіння вздовж осей Ox та Oy із рівнянь (1.29).

$$\begin{aligned} E_1^* &= \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L M^2(x) \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx + \\ &+ \frac{1}{E \cdot A} \int_0^L F^2(x) \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx, \end{aligned} \quad (1.29)$$

$$E_2^* = \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L M^2(x) \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx +$$

$$+ \frac{1}{E \cdot A} \int_0^L F^2(x) \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx,$$

де E – модуль пружності пражі в поздовжньому напрямі, визначається за формулою (1.30) [24].

$$E = E_f \cdot V_f + E_m \cdot (1 - V_f), \quad (1.30)$$

де E_f – модуль пружності волокна MPa , E_m – модуль пружності матриці, MPa .

Для спрощення розрахунків ведемо наступні змінні C_i . та отримаємо наступні рівності (1.31) [24]

$$C_1 = \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx,$$

$$C_2 = \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L \left(\frac{h_1}{2} \cdot \sin \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx,$$

$$C_3 = \frac{1}{4 \cdot E \cdot I_h} \int_0^L x^2 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx$$

$$C_4 = \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L \left(h_1 \cdot \sin \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx,$$

$$C_5 = \frac{-1}{2 \cdot E \cdot I_h} \int_0^L \left(h_1 \cdot \sin \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx,$$

$$C_6 = \frac{-1}{2 \cdot E \cdot I_h} \int_0^L x \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} dx,$$
(1.31)

$$C_7 = \frac{-1}{E \cdot A} \int_0^L \left(\sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} \right)^{-1} dx,$$

$$C_8 = \frac{-1}{4 \cdot E \cdot A} \int_0^L \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2 \cdot \left(\sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} \right)^{-1} dx,$$

$$C_9 = \frac{-1}{4 \cdot E \cdot A} \int_0^L \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2 \cdot \left(\sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_1}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot x}{2 \cdot L} \right)^2} \right)^{-1} dx,$$

$$C_{10} = \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} dy,$$

$$C_{11} = \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L \left(\frac{h_2}{2} \cdot \sin \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} dy,$$

$$C_{12} = \frac{1}{4 \cdot E \cdot I_h} \int_0^L y^2 \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} dy,$$

$$C_{13} = \frac{1}{E \cdot I_h} \int_0^L \left(h_2 \cdot \sin \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right) \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} dy,$$

$$C_{14} = \frac{-1}{2 \cdot E \cdot I_h} \int_0^L y \cdot \left(h_2 \cdot \sin \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right) \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} dy,$$

$$C_{15} = \frac{-1}{E \cdot I_h} \int_0^L y \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} dy,$$

$$C_{15} = \frac{-1}{E \cdot I_h} \int_0^L y \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} dy,$$

$$C_{16} = \frac{1}{E \cdot A} \int_0^L \left(\sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} \right)^{-1} dy,$$

$$C_{17} = \frac{1}{4 \cdot E \cdot A} \int_0^L \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2 \cdot \left(\sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} \right)^{-1} dy,$$

$$C_{17} = \frac{1}{4 \cdot E \cdot A} \int_0^L \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right) \cdot \left(\sqrt{1 + \left(\frac{\pi \cdot h_2}{4 \cdot L} \cdot \cos \frac{\pi \cdot y}{2 \cdot L} \right)^2} \right)^{-1} dy,$$

Тоді з отриманих рівнянь можна отримати формулу часткової додаткової енергії деформації у вигляді (1.32)

$$U_1 = C_1 \cdot M_1^2 + (C_2 + C_7) \cdot P_1^2 + (C_3 + C_8) \cdot Q^2 + C_4 \cdot M_1 \cdot P_1 + (C_5 + C_9) \cdot P_1 \cdot Q + C_6 \cdot M_1 \cdot Q, \quad (1.32)$$

$$U_2 = C_{10} \cdot M_2^2 + (C_{11} + C_{16}) \cdot P_2^2 + (C_{12} + C_{17}) \cdot Q^2 + C_{13} \cdot M_2 \cdot P_2 + (C_{14} + C_{18}) \cdot P_2 \cdot Q + C_{15} \cdot M_2 \cdot Q,$$

Загальна компланарна потенціальна енергія визначається за формулою (1.33).

$$\begin{aligned} \Pi = U_1 + U_2 = & C_1 \cdot M_1^2 + (C_2 + C_7) \cdot P_1^2 + (C_3 + C_8) \cdot Q^2 + \\ & + C_4 \cdot M_1 \cdot P_1 + (C_5 + C_9) \cdot P_1 \cdot Q + C_6 \cdot M_1 \cdot Q + \\ & + C_{10} \cdot M_2^2 + (C_{11} + C_{16}) \cdot P_2^2 + (C_{12} + C_{17}) \cdot Q^2 + \\ & + C_{13} \cdot M_2 \cdot P_2 + (C_{14} + C_{18}) \cdot P_2 \cdot Q + C_{15} \cdot M_2 \cdot Q, \end{aligned} \quad (1.33)$$

Для вирішення даного рівняння вирішуємо умови мінімальної потенціальної енергії із рівняння (1.33) та отримуємо систему рівнянь (1.34) [24].

$$\begin{cases} 2 \cdot C_1 \cdot M_1 + C_6 \cdot Q = -C_4 \cdot P_1 \\ 2 \cdot C_{10} \cdot M_2 + C_{15} \cdot Q = -C_{13} \cdot P_2 \\ C_6 \cdot M_1 + C_{15} \cdot M_2 + 2 \cdot (C_3 + C_8 + C_{12} + C_{17}) \cdot Q = -(C_5 + C_9) \cdot P_1 - (C_{14} + C_{18}) \cdot P_2 \end{cases} \quad (1.35)$$

Тоді розв'язок системи лінійних рівняння за методом Крамера (1.36):

$$\begin{aligned} M_1 &= D_1 \cdot P_1 \\ M_2 &= D_2 \cdot P_2 \\ Q &= D_3 \cdot P_1 \end{aligned} \quad (1.36)$$

Для визначення та спрощення розрахунків за методом Крамера було введено наступні матриці [24] (1.37).

$$D_1 = \frac{\begin{vmatrix} -C_4 & 0 & C_6 \\ -C_{13} & 2 \cdot C_{10} & C_{15} \\ -[(C_5 + C_9) + (C_{14} + C_{18})] & C_{15} & 2 \cdot (C_3 + C_8 + C_{12} + C_{17}) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} 2 \cdot C_1 & 0 & C_6 \\ 0 & 2 \cdot C_{10} & C_{15} \\ C_6 & C_{15} & 2 \cdot (C_3 + C_8 + C_{12} + C_{17}) \end{vmatrix}}, \quad (1.37)$$

$$D_2 = \frac{\begin{vmatrix} 2 \cdot C_1 & -C_4 & C_6 \\ 0 & -C_{13} & C_{15} \\ C_6 & -[(C_5 + C_9) + (C_{14} + C_{18})] & 2 \cdot (C_3 + C_8 + C_{12} + C_{17}) \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} 2 \cdot C_1 & 0 & C_6 \\ 0 & 2 \cdot C_{10} & C_{15} \\ C_6 & C_{15} & 2 \cdot (C_3 + C_8 + C_{12} + C_{17}) \end{vmatrix}} \quad (1.37)$$

$$D_3 = \frac{\begin{vmatrix} 2 \cdot C_1 & 0 & -C_4 \\ 0 & 2 \cdot C_{10} & -C_{13} \\ C_6 & C_{15} & -[(C_5 + C_9) + (C_{14} + C_{18})] \end{vmatrix}}{\begin{vmatrix} 2 \cdot C_1 & 0 & C_6 \\ 0 & 2 \cdot C_{10} & C_{15} \\ C_6 & C_{15} & 2 \cdot (C_3 + C_8 + C_{12} + C_{17}) \end{vmatrix}}$$

З отриманих даних, модуль пружності композитного матеріалу вздовж волокон рівний рівнянням (1.38)

$$E_{f_1} = \frac{L_1}{L_2 \cdot (h_1 + h_2)} [2 \cdot (C_2 + C_7) + C_4 \cdot D_1 + (C_5 + C_9) \cdot D_3]^{-1}, \quad (1.38)$$

$$E_{f_2} = \frac{L_2}{L_1 \cdot (h_1 + h_2)} [2 \cdot (C_{11} + C_{16}) + C_{13} \cdot D_2 + (C_{14} + C_{18}) \cdot D_3]^{-1},$$

З системи рівнянь (51) та (20), (21) максимальні напруження виникають на відстані $\frac{L_1}{2}$, та $\frac{L_2}{2}$. Від зусиль P_1 та P_2 та набувають максимального значення волокна вздовж осі Ох та Оу за рівняннями (1.38) та (1.39).

$$\begin{aligned} \sigma_{1 \max 1} &= P_1 \cdot \left(\frac{1}{A_1} + \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} - \frac{D_3 \cdot L_1 \cdot h_1}{4 \cdot I_h} + \frac{D_1 \cdot h_1}{2 \cdot I_h} \right), \\ \sigma_{1 \max 2} &= P_1 \cdot \left(\frac{1}{A_1} - \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_3 \cdot L_1 \cdot h_1}{4 \cdot I_h} - \frac{D_1 \cdot h_1}{2 \cdot I_h} \right) \\ \sigma_{2 \max 1} &= P_1 \cdot \left(\frac{1}{A_2} + \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} - \frac{D_3 \cdot L_2 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_2 \cdot h_2}{2 \cdot I_h} \right), \\ \sigma_{2 \max 2} &= P_1 \cdot \left(\frac{1}{A_2} - \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_3 \cdot L_2 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_2 \cdot h_2}{2 \cdot I_h} \right), \end{aligned} \quad (1.39)$$

Для визначення допустимого напруження визначимо критичні зусилля які можна прикласти до волокон через рівняння (1.38) та (1.39).

$$P_{f_1} = \sigma_{t0} \cdot \left(\frac{1}{A_1} + \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} - \frac{D_3 \cdot L_1 \cdot h_1}{4 \cdot I_h} + \frac{D_1 \cdot h_1}{2 \cdot I_h} \right), \quad (1.40)$$

$$P_{f_2} = \sigma_{t0} \cdot \left(\frac{1}{A_1} - \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_3 \cdot L_1 \cdot h_1}{4 \cdot I_h} - \frac{D_1 \cdot h_1}{2 \cdot I_h} \right)$$

$$P_{f_3} = \sigma_{t0} \cdot \left(\frac{1}{A_2} + \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} - \frac{D_3 \cdot L_2 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_2 \cdot h_2}{2 \cdot I_h} \right), \quad (1.40)$$

$$P_{f_4} = \sigma_{t0} \cdot \left(\frac{1}{A_2} - \frac{h_1 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_3 \cdot L_2 \cdot h_2}{4 \cdot I_h} + \frac{D_2 \cdot h_2}{2 \cdot I_h} \right),$$

де σ_{t0} границя міцності волокна визначається за формулою (1.41)

$$\sigma_{t0} = \sigma_t \cdot V_f + \frac{\sigma_t}{E_f} \cdot E_m \cdot (1 - V_f), \quad (1.41)$$

Отже звідси можна розрахувати, що границі міцності композитного матеріалу визначаються за формулами (1.42) та (1.43).

$$\sigma_{t1} = \frac{\min(P_{f_i})}{2 \cdot L_2 \cdot H}, \quad (1.42)$$

$$\sigma_{t2} = \frac{\min(P_{f_i})}{2 \cdot L_1 \cdot H}, \quad (1.43)$$

Висновок: Даний спосіб є недостатньо точним оскільки припускаються чисельні спрощення. Дані спрощення викликані неможливістю приведення дійсних механічних та фізичних процесів які відбуваються в середині композиційного матеріалу формалізувати. Даний спосіб використовується для оціночного розрахунку та виконання прогнозування очікуваного результату з необхідним уточненням. Даний розрахунок виконаний для вибору композитного матеріалу для силового каркасу від параметрів волокна.

1.6.4. Матриця та її механічні властивості в композиційному матеріалі

Для виготовлення легких композиційних матеріалів застосовується полімерні матриці із: поліефірів, епоксидних смол, фенол формальдегідів, поліамідів, полікарбонату, поліпропіленів, полібутилентерефталатів, поліетиленсульфонамідів, поліефірімідів, та інші.

Основною функцією матриці є передача навантаження в тілі з волокон, яка зміцнює волокна між собою для збереження форми конструкції. Від хімічного

складу і властивостей матриці залежать: експлуатаційні, технологічні, механічні властивості такі як - термостійкість, гранична міцність, хімічна стійкість, екологічність.

Всі полімерні матриці поділяються на термопласти та реактопласти. Термопласти при нагріванні м'якнуть, а при охолодженні тверднуть без зміни механічних властивостей. Здатність формуватися зберігається у них і після переробці, що пов'язано із лінійною чи розгалуженою структурою молекул.[26]

Реактопласти при нагріванні спочатку набувають часткової пластичності, а при наступному охолодженні тверднуть, переходячи у нерозчинний і неплавкий стан. Процес твердження незворотній, тобто полімери після охолодження не піддаються термообробці чи переробці, що пояснюється тим, що при нагріванні відбувається об'єднання молекул полімеру. Руйнування полімеру відбувається при гранично допустимій температурі.

За методом отримання синтетичних полімерів, ці методи можна поділити на полімеризаційні та поліконденсаційні. На відміну від полімеризаційні відрізняються утворенням побічних продуктів: води, альдегідів, кислот що є небажаним для газо ізоляційних матеріалів та екології.

В таблиці 1.6.3 визначено механічні властивості полімерних матриць, а саме епоксидних смол, оскільки вони набули універсальності в використанні.

Таблиця 1.6.3

Полімерна матриця

Матеріал	E_{mA}, GPa	E_{mT}, GPa	Щільність, kg/m^3	Діапазон робочої температури, °C
Реактопластичні полімери				
Ероху	3.5	3.5	0.35	-40...+120
Ероху (а)	3.45	3.45	0.37	-40...+120
Ероху (b)	4.51	4.51	0.38	-40...+120

1.6.5. Газо ізолюючі матеріали

Гібридний літак використовується при широкому діапазоні температур з -50...+150°C навколишнього середовища. Для зниження газової, та підвищення вологостійкості, стійкості до агресивних середовищ використовуються: поліамідні, поліефірні та поліуретанові матеріали.

Для забезпечення можливості склеювання шляхом плавлення є значною перевагою для газо ізолюючих матеріалів. Фізичні, хімічні та інші параметри даних матеріалів подані в таблиці 1.6.4.[30].

Таблиця 1.6.4

Захисна плівка із полівінілфториду

Матеріал	Tedlar®, PVF	Tedlar®, PFA	Skived TFE
Товщина, <i>mm</i>	0.025-0.05	0.025-0.05	0.0125-6
Щільність, $\frac{kg}{m^3}$	1370	220	2130
Модуль Юнга E, MP_a	2068	480	
Доп. напруження MP_a	55.1	250	27.58
Роб. температура, °C	-72...+107	0...+205	-195...+260
Теплоємність, $\frac{J}{kg \cdot K}$	1760	1172	
Теплопровідність, $\frac{W}{m \cdot K}$	0.13	0.195	

Tedlar®, PVF даний матеріал широко застосовується для захисту поверхонь, та декору. Наноситься на поверхні сонячних батарей, лопатки вітрогенераторів та інших поверхонь, що мають вплив агресивного середовища. Також ці матеріали широко використовуються для теплоізоляції.

Наступні матеріали які розглядаються плівки Nelon таблиця 1.6.5. [31]. Синтетична поліамідна плівка яка існує у вигляді: полігексаметиленадипінамиду, чи нейлону. Основною його перевагою є стійкість до вологи, та зношування.

Таблиця 1.6.5.

Захисна плівка Nylon

Матеріал	Nylon 6	Nylon 66	Nylon 12	Nylon 46
Товщина, mm	0.015-0.5	0.015-0.5	0.015-0.5	0.015-0.5
Щільність, $\frac{kg}{m^3}$	1130	1163	1020	1180
Модуль Юнга E , MPa	2600	3309	1379	3100
Доп. напруження MPa	78	86.18	41	55
Роб. температура, $^{\circ}C$	-40...+200	-30...+200	-40...+104	-40...+160
Теплопровідність, $\frac{W}{m \cdot K}$	0.24	0.25		0.30

Матеріали із PTFE політетрафлуоретену полімерний матеріал. Характеризується інертністю до більшості активних речовин, морозостійкий, теплостійкий, гнучкий, гідрофобний. Механічні властивості та фізичні даного матеріалу фірми Teflon представлено в таблиці 1.6.7.

Таблиця 1.6.7

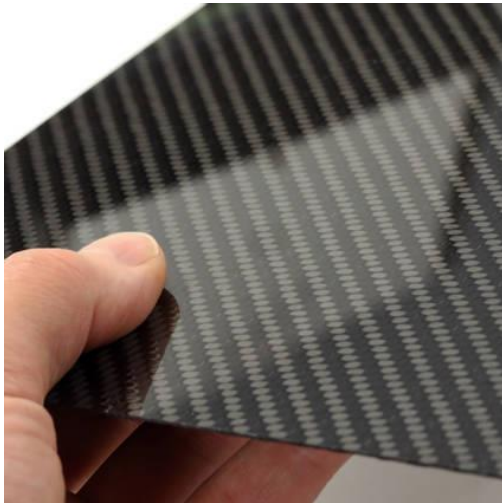
Захисна плівка Teflon

Товщина, mm	0.015-0.5	Доп. напруження MPa	26
Щільність, $\frac{kg}{m^3}$	2160	Роб. температура, $^{\circ}C$	-400...+260
Модуль Юнга E , MPa	551	Теплопровідність, $\frac{W}{m \cdot K}$	0.24

Висновок: Для даної моделі та подальших розрахунків було прийнято використання Nylon, оскільки він набув широкого застосування та має широкий діапазон робочих температур та низьку щільність.

1.6.6. Визначені механічні властивості композиційних матеріалів які застосуватимуться при виготовленні жорсткого корпусу літального апарату

Для проектування було використано пластини із композиційного матеріалу, які можна придбати в Україні. Дані пластини мають розміри подані в таблиці 1.6.8.



а) пластинка



б) трубка

Рис. 1.6.10 Готові вироби із композиційних матеріалів

Для використання в конструкції композитного матеріалу було обрано волокна із епоксидною основою, а саме: Т300, Т800, [35], [36]. Відповідні механічні характеристики занесені до таблиці 1.6.8.

Також використано трубки із композиційного матеріалу механічні властивості матеріалів із яких вона виготовляється незначно відрізняються від механічних властивостей матеріалів із яких виготовляється пластини. Перевагою застосування готових пластин, це можливість спрощення технології виготовлення та виготовлення форм для надання форми елементам конструкції термобалонета.

Таблиця 1.6.8

Композиційні матеріали у вигляді пластин

Геометричні параметри волокна/тип волокна	T300	T800
Матриця	Ероху	Ероху
Міцність на розрив, σ_1 МПа	1.860	2.92
Модуль пружності, E_1 GPa	135	168
Відносне видовження, %	1.3	1.67
Міцність на стиск, σ_2 МПа	1.470	1.55
Напруження на зріз, τ_1 МПа	1.810	1.710
Модуль зсуву, E_1 GPa	125	147
Щільність, $\frac{kg}{m^3}$	1760	1810
Тип розміру, mm	0.5, 1, 1.5, 2, 2.5, 3	1, 1.5, 2, 2.5, 3

Вибір даних матеріалів пов'язано із наявністю їх на ринку та в відсутності необхідності в проектному розрахунку використовувати складні конструкції для проведення досліджень.

РОЗДІЛ II

2.1.Розподіл ваги між конструкціями термобалонета

Розроблення проекту дирижабля починається із визначення вхідних параметрів та властивостей об'єкту дослідження. Встановлена вагова ефективність літальних апаратів в формулах (1.1), та (1.2) дозволяла порівнювати економічну доцільність зі сторони саме оцінки вантажопідйомності, тому для теплового балонета та його систем із живлення вагова ефективність має бути рівною чи вищою за наступні параметри прийнятого для всього літального апарату, а саме (2.1):

$$k_2 = \frac{m_{prep}}{m_{full}} = 0.55 \quad (2.1)$$

Маса термобалонета включає в себе крім власної маси оболонки, також масу кріплення, нагрівального обладнання, масу жорсткого каркасу, та системи управління. На схемі рис. 2.1.1 зображено фактори які в значній мірі впливають на вагу досліджуваного елементу.

Складено рівняння суми мас яке визначає необхідну підйомну силу для забезпечення польоту гібридного літального апарату визначається із рівності (2.2).

$$m_{prep} = k_2 \cdot (m_{st} + m_{sg} + m_{ram} + m_{ap1} + m_{ap2}), kg \quad (2.2)$$

де m_{st} – маса термо-ізоляційної оболонки, kg . m_{sg} - маса газо-ізоляційної оболонки, kg . m_{ram} – маса композиційної рами термобалонета, kg . m_{ap1} – маса газового обладнання, kg . m_{ap2} - маса електроприводу для управлінням обертання балонету, kg .

Розрахунок даних елементів конструкції виконується ітераційними підходами, оскільки не існує повністю визначених критеріїв для отримання однозначного результату.

Масу газового обладнання та електричного неможливо визначити без попередніх розрахунків, а маса теплоізоляційних матеріалів та маса газової оболонки може бути визначена за рахунок попередньо визначених умов.



Рис. 2.1.1 Фактори які визначають ефективність термобалонета

Для попереднього розрахунку приймемо, що вага вантажу яка припадає на тепловий балонет має складати $m_{prep} = 30 \text{ kg}$. Тоді сума мас термобалонета із вантажем буде рівною (2.3):

$$m_{full} = \frac{F_{ga}}{g} = \frac{m_{prep}}{k_2} = 67.5, \text{ kg} \quad (2.3)$$

Для оцінки розрахунків звідси визначимо, що маса конструкції та обладнання не має перевищувати 37.5 kg . (2.4)

$$m_{empt} = m_{st} + m_{sg} + m_{ram} + m_{ap1} + m_{ap2} = 37.5, \text{ kg} \quad (2.4)$$

Приймемо дані співвідношення для створення критерії зупинки проектування та моделювання обладнання, теплового шару та інших компонентів.

Прийнемо, що загальна маса термобалонета рівна одиниці, тоді маси наступних елементів визначатимуться із пропорції:

- маса теплоізоляційної оболонки $f_1 = 0,3$
- маса газо-ізоляційної оболонки $f_2 = 0,15$,
- маса жорсткої конструкції $f_3 = 0.4$,
- маса газового обладнання $f_4 = 0.05$,
- маса електрообладнання $f_5 = 0.05$,

Дані параметри можуть бути уточнені під час розрахунків.

2.2.Визначення об'єму балонету

Оскільки оболонка із розрідженим та нагрітим повітрям має нижчу щільність ніж повітря навколишнього середовища виникає аеростатична підйомна сила Архімеда яка визначається за формулою (2.5) та має вигляд.

$$F_A = g(h) \cdot (\rho_{atm}(h) - \rho_{gas}(h)) \cdot V = g(h) \cdot f(h) \cdot V, H \quad (2.5)$$

де $g(h)$ – коефіцієнт вільного падіння який змінюється згідно таблиці 1, $\rho_{atm}(h)$ – густина атмосфери яка визначається із таблиці 2.2, $\rho_{gas}(h)$ - густина нагрітого робочого тіла, V – робочий об'єм, $f(h)$ – питома підйомна сила газу.

Для точного розрахунку коефіцієнт вільного падіння можна визначити за формулою (2.6).

$$g = 9.780318 \cdot (1 + 5.302 \cdot 10^{-3} \cdot \sin \varphi - 6 \cdot 10^{-3} \cdot \sin^2 2 \cdot \varphi) - 3.086 \cdot 10^{-6} \cdot h, \quad (2.6)$$

де φ – широта, h -висота над рівнем моря.

Визначення питомої підйомної сили робочого тіла пов'язане із врахування зміни висоти та температури робочого тіла, по відношенню до атмосфери.

Для визначення параметрів густини навколишнього середовища ρ_{atm} необхідно враховувати безліч факторів. Найбільш вагомими для проведення дослідження є температура, тиск, та вологість. Для розрахунків можна використовувати параметри Міжнародної стандартної атмосфери за ГОСТ 4401-

81. Необхідні значені приведені в таблиці 1 Для розрахунків визначимо, що густина газу визначається за формулою (2.7) з рівняння Менделєєва-Клапейрона.

$$\rho_g = \frac{Mr_{gas} \cdot p_{gas}}{R \cdot T_{gas}}, \frac{kg}{m^3} \quad (2.7)$$

де Mr_{gas} – молярна маса газової суміші. Для атмосфери молярна маса складає $Mr_{atm} = 28.96 \text{ g/mol}$, для газу молярна маса визначаються за формулою (7.2.4) та таблицею 7.2, , T_{gas} – температура газу в Кельвінах,

$R = 8,31447 \text{ Dg/mol} \cdot K$ - універсальна газова стала, p_{atm} – тиск атмосферний, Pa .

Використання в якості газової суміші газу Гелію для перегріву не доцільно оскільки густина гелію під час нагрівання зменшується набагато менше ніж повітря, що впливає із формули (2.8).

Молярна маса газової суміші - повітря визначається як сума атомних мас елементів газової суміші на їх відсоткову складову (2.8) а саме 23 % Кисню, 76% Азоту, 1% Аргону.

$$Mr_{gas} = \frac{Mr(O_2) \cdot 23 + Mr(N_2) \cdot 76 + Mr(Ar) \cdot 1}{100}, kg/mol \quad (2.8)$$

Для того щоб визначити питому підйомну силу газової суміші необхідно виразити різницю густини навколишнього середовища та густини нагрітої робочої суміші формула (2.9).

$$f = \rho_{atm} - \rho_{gas}, \frac{kg}{m^3} \quad (2.9)$$

Та прийнявши, що перепад тиску між сумішню газу Δp та температури суміші газів до навколишнього середовища складає Δt підйомна сила газової суміші в заданому об'ємі визначатиметься за рівнянням (2.10).[27].

$$f = \left(\rho_{atm} - \frac{(p_{atm} + \Delta p) \cdot Mr_{gas}}{(T + \Delta t) \cdot R} \right), H \quad (2.10)$$

Отримана формула дає змогу визначити теоретичне значення питомої підйомної сили дирижабля без врахування процесів які відбуваються в середині

оболонки. До таких процесів можна віднести теплові процеси як конвекцію, перепад тисків, температур, та швидкість обертання термобалонета.

Отже питома підйомна сила визначатиметься із наступної формули (2.11).

$$f = \rho_{atm}(h) - \frac{p_{atm}(h) + \Delta p}{(T(h) + \Delta t(h)) \cdot R} \cdot (Mr_{gas}), \frac{kg}{m^3} \quad (2.11)$$

де $\rho_{atm}(h)$, $T(h)$, $\Delta t(h)$ – параметри які змінюються із висотою.

На рис. зображено зміну питомої підйомної f сили від висоти.

Оскільки досліджувані в першому розділі дирижаблі експлуатуються переважно на висотах до 3 км. то і питому підйомну силу визначено у відповідному діапазоні рис. 2.2.1.

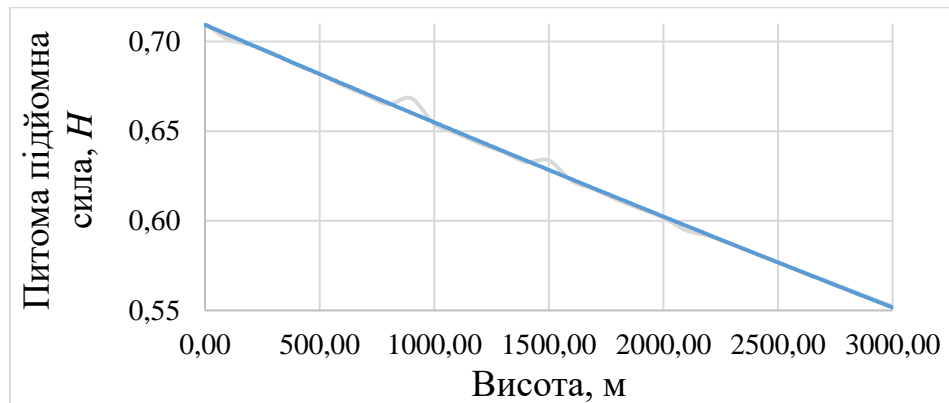


Рис. 2.2.1 Питома підйомна сила повітря нагрітого до перепаду в 400 °C

З рис. 2.2.1. очевидно, що $f(h) = 0.55 \dots 0.71, \frac{kg}{m^3}$

Для визначення теоретичного об'єму дирижабля скористаємося формулою (12) взявши найменше значення $f(h)_{min.}$, мінімальний об'єм складе (12).

$$V = \frac{m_f}{f} = \frac{67.5}{0.55} = 122.727, m^3 \quad (12)$$

Для визначення геометричних параметрів термобалонета було визначені наступні геометричні відношення елементів термобалонета вказані на рис. 2.2.2.

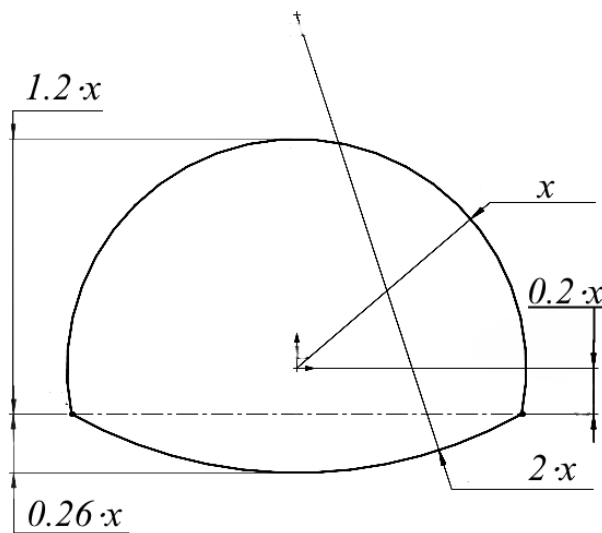


Рис. 2.2.2 Геометрія оболонки

Об'єм геометричної оболонки визначається за наступною формулою (2.13) з врахуванням параметрів рис. 1.1.3.

$$V = \pi \cdot (1.2 \cdot x)^2 \left(x - \frac{1}{3} \cdot 1.2 \cdot x \right) + \pi \cdot (0.26 \cdot x)^2 \left(2 \cdot x - \frac{1}{3} \cdot 0.26 \cdot x \right), m^3 \quad (2.13)$$

Скориставшись функцією collect в пакеті MatCad, було скорочено формулу (2.14) до (2.15).

$$V = 3.12106 \cdot x^3, m^3 \quad (2.14)$$

Звідси випливає, що $x = R$ радіусу верхньої кулі, тоді він визначається із рівності (2.15).

$$R = \sqrt[3]{\frac{V}{3.12106}}, m \quad (2.15)$$

Підставим значення отримані в рівнянні (2.15) та отримаємо значення радіуса.

$$R = \sqrt[3]{\frac{122.727}{3.1206}} = 3.401, m \quad (2.15)$$

Прийmemo, що $R = 3.5 \text{ m}$ тоді об'єм даної кулі становитиме.

$$V = 133.8, m^3 \quad (2.16)$$

Таблиця 2.2.1

Характеристики атмосфери в залежності від висоти

Висота, <i>m.</i>	<i>t.</i> °C	$\rho, kg/m^3$	<i>p, Pa</i>	Висота, <i>m.</i>	<i>t.</i> °C	$\rho, kg/m^3$	<i>p, Pa</i>
0	15	1.225	101325	6000	-24	0.659697	47180
500	11.75	1.167	95460.8	6500	-27.25	0.6238	44034
1000	8.5	1.111	89870	7000	-30.5	0.5895	41060
1500	5.25	1.061	84038	7500	-33.75	0.5566	38251
2000	2	1.006	79490	8000	-37	0.525	35599
2500	-1.25	0.9568	74680	8500	-40.25	0.495	33099
3000	-4.5	0.9091	70108	9000	-43.825	0.46634	30742
3500	-7.75	0.8632	65760	9500	-46.75	0.4389	28523
4000	-11	0.8191	61640	10000	-50	0.4127	26436
4500	-14.25	0.7767	57720	10500	-53.25	0.3877	24470
5000	-17.5	0.7361	54010	11000	-56.5	0.3639	22630
5500	3.3	1.026	81480	11500	-56.5	0.3363	20916

Таблиця 2.2.2

Молярні маси газів

Азот	$Mr(N_2)$	0.0280134	<i>kg/mol</i>
Гелій	$Mr(He)$	0.0040026	<i>kg/mol</i>
Водень	$Mr(H_2)$	0.0020159	<i>kg/mol</i>
Аргон	$Mr(Ar)$	0.040	<i>kg/mol</i>

Площа балонета визначається за формулою (2.17).

$$S = 2.4 \cdot \pi \cdot R^2 + 1.04 \cdot \pi \cdot R^2 \quad (2.17)$$

Підставивши значення отримані в (2.18) отримаємо.

$$S = 2.4 \cdot \pi \cdot 3.5^2 + 1.04 \cdot \pi \cdot 3.5^2 = 132.387 m^2 \quad (2.18)$$

2.3.Визначення теплообмінних процесів в термобалонеті

Для підтримання перепаду температури в тепловому балонеті необхідно скористатися умовами теплового балансу між джерелом тепла та термобалонета, та навколишнім середовищем.

Для спрощення розрахунків з врахуванням того, що великий радіус кулі R відношення якого до товщини стінки h , за формулою (2.19) дозволяє розглядати поверхню термобалонета як тонкостінну оболонку.

$$\frac{h}{R} \ll 0.001 \quad (2.19)$$

Поширення тепла в середині термобалонета відбувається внаслідок теплопровідності, конвекції та теплового випромінювання. В даному випадку дані процеси досліджуються в комбінації, тобто поєднання процесів конвекції та процесів теплопровідності – конвективного теплообміну. Цей процес є важливий в даному випадку із за великого об'єму.

Для дослідження поширення тепла та опису розподілення температури по об'єму термобалонета визначається градієнтом температур (2.20).

$$\frac{\partial T}{\partial n} = \text{grad } T, \quad (\text{м}20)$$

,де встановлюється закон зміни температури по нормалі до ізотермічних поверхонь поширення теплоти.

Кількість теплоти яка передається теплопровідністю згідно закону Фур'є визначається за формулою (2.21).

$$Q = -\lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial n} \cdot F \cdot \tau \quad (2.21)$$

, де Q – кількість теплоти яка передається через середовище, J , F – площа поверхні площа поверхні через яку передається тепло, і яка отримує однакову кількість тепла, m^2 . τ – час теплопередачі, λ – коефіцієнт теплопровідності, $\frac{W}{m^2 \cdot K}$.

З врахуванням (2.20) та (2.21) можна виразити, що густина теплового потоку може бути визначена за рівнянням (2.22).

$$\vec{q} = -\lambda \cdot \text{grad } T \quad (2.22)$$

Формули (2.20) та (2.21) не дозволяють повністю описувати процеси які відбуваються в газовому середовищі, тому для описання законів тепло обмінів між стінкою та газовим середовищем необхідно враховувати комбінацію таких

процесів як конвекція та теплообмін. Для визначення кількості теплоти яка віддається тілом шляхом тепловіддачі визначається за формулою (2.23).

$$Q = \alpha \cdot (t_w - t_{\infty}) \cdot F, W \quad (2.23)$$

, де α – коефіцієнт тепловіддачі. Отримання універсальної залежності коефіцієнта тепловіддачі при конвекційному теплообміні неможливо бо вимагає врахування великої кількості факторів: швидкості вимушеного руху навколишнього середовища, руху потоків в середині кулі, зміни температурного поля, фізичних властивостей середовища, характеристики поверхні. Для врахування даних процесів використовується диференціальне рівняння теплопровідності Фур'є – Кірхгофа яке встановлює залежність між часом, простором та з врахуванням руху рідини його температуру (2.24).

$$\frac{\partial t}{\partial \tau} + w_x \frac{\partial t}{\partial x} + \omega_y \frac{\partial t}{\partial y} + \omega_z \frac{\partial t}{\partial z} = a \cdot \left(\frac{\partial^2 t}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 t}{\partial z^2} \right), \quad (2.24)$$

де a – коефіцієнт температуропровідності, $a = \frac{\lambda}{c \cdot \rho}$. В даному рівнянні описуються вплив приросту температури ∂t за одиницю часу $\partial \tau$ при конвекційному теплообміні із врахуванням зміни температури в напрямках $\partial x, \partial y, \partial z$ із урахуванням швидкості w_x, ω_y, ω_z .

Для врахування конвекційних вимушених та вільних потоків які виникають в середині термобалонета визначим із рівнянь Нав'є-Стокса (2.25).

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial w_x}{\partial \tau} + \rho \cdot \left(\omega_x \cdot \frac{\partial \omega_x}{\partial x} + \omega_y \cdot \frac{\partial \omega_y}{\partial y} + \omega_z \cdot \frac{\partial \omega_z}{\partial z} \right) = \\ = \rho \cdot g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 \omega_x}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \omega_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \omega_x}{\partial z^2} \right) \\ \rho \frac{\partial w_y}{\partial \tau} + \rho \cdot \left(\omega_x \cdot \frac{\partial \omega_y}{\partial x} + \omega_y \cdot \frac{\partial \omega_y}{\partial y} + \omega_z \cdot \frac{\partial \omega_y}{\partial z} \right) = \\ = \rho \cdot g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 \omega_y}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \omega_y}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \omega_y}{\partial z^2} \right) \\ \rho \frac{\partial w_z}{\partial \tau} + \rho \cdot \left(\omega_x \cdot \frac{\partial \omega_z}{\partial x} + \omega_y \cdot \frac{\partial \omega_z}{\partial y} + \omega_z \cdot \frac{\partial \omega_z}{\partial z} \right) = \end{aligned} \quad (2.25)$$

$$= \rho \cdot g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 \omega_z}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \omega_z}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \omega_z}{\partial z^2} \right)$$

дані рівняння враховують вимушений рух так і вільний зумовлений перемішуванням нагрітого та холодного повітря. Вимушений рух відбувається за дії зміни тиску $\frac{\partial p}{\partial x}, \frac{\partial p}{\partial y}, \frac{\partial p}{\partial z}$ при рівності даних компонентів 0.

Для спрощення розрахунків використовується теорія подібності кондуктивного, конвекційного та радіаційного теплообміну, а також врахування процесів масообміну. Теорія подібності користується безрозмірними критеріями або числами подібності, які отримують на основі диференціальних рівнянь перенесення енергії, імпульсу та маси.

Розрахунок теплового потоку по закону тепловіддачі Ньютона супроводжується визначенням критеріїв Нусельта та критерія Стентона.

Число Нусельта визначається із наступної рівності (2.26).

$$Nu \equiv \frac{q_{kv}}{q_{kd}} = \frac{\alpha \cdot \Delta t}{\lambda_f \cdot \frac{\partial t}{\partial n}} = \frac{\alpha \cdot R_0}{\lambda_f} \quad (2.26)$$

де q_{kv} - щільність теплового потоку конвективної тепловіддачі, q_{kd} - щільність кондукційного теплопередачі, R_0 - характерний розмір в системі конвективного теплообміну.

Критерій Стентона визначається із формули (2.27).

$$S_t = \frac{\alpha}{\rho \cdot C_p \cdot v_0} \quad (2.27)$$

де ρ - густина середовища, C_p - теплоємність середовища, v_0 - швидкість потоку $\frac{m}{s}$.

2.4.Визначення максимальної густини теплового потоку через тепло ізолятор

Для визначення максимальної густини теплового потоку через стінку через яку здійснюється теплообмін між робочим тілом та атмосферним повітрям введемо обмеження які накладаються фізичними чи механічними властивостями матеріалів.

Температура до якої може нагріватися теплоізоляційний матеріал без руйнування має не перевищувати 600°C . При даній температурі відбувається руйнування матеріалу, та повна втрата механічних та теплоізоляційних властивостей. З розрахунку середньої температури по об'ємі термобалонета було визначено, що температура на стінці має не перевищувати 500°C , що дозволить також застосувати інші матеріали. Також варто встановити максимальну температуру на зовнішній стінці, для запобігання руйнування газо ізолюючих матеріалів, для яких максимальна температура може сягати до 100°C та 150°C без втрати механічних властивостей більше ніж на 25%.

Оскільки невідомо розподіл температурних полів, швидкісних, та тиску в середині термобалонеті. Визначення максимальної густини теплового потоку через стінки визначимо за наступних умов досягнення відповідних обмежень для теплового потоку, а саме: відсутності конвекційного обміну, конвекції зі сторони атмосфери та балонета, нехтування теплопровідності плівки, густина потоку рівномірно поширюється по всьому об'ємі. Звідси розрахункова схема набере наступного вигляду рис. 2.4.1.

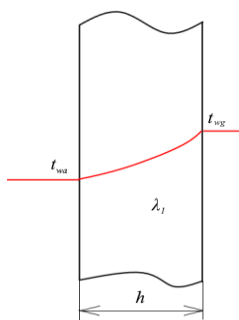


Рис. 2.4.1 Розрахункова схема

Щільність теплового потоку згідно рівняння Ньютона визначається за наступною формулою (2.28).

$$q_f = \frac{\lambda_0}{h} \cdot \left(1 + k \cdot \frac{t_g + t_a}{2}\right) \cdot (t_g - t_a), \frac{W}{m^2} \quad (2.29)$$

де $\lambda_0 = 13.4 \frac{mW}{m \cdot K}$ – теплопровідність Aspen aerogel 6650 при температурі $0^\circ C$, $k = 2.9 \cdot 10^{-3}$ – коефіцієнт теплопровідності від температури, h - товщина стінки, m .

Припустивши, що товщина змінюється від $0.5 - 1 \text{ mm}$ тоді густина теплового потоку який може проходити через стінку не руйнуючи газо ізоляційний матеріал відображаються на рис. 2.4.2. Для розрахунку було прийнято, що $t_a = 20^\circ C$ - температура атмосферного повітря, $t_g = 420^\circ C$ - температура нагрітого повітря.

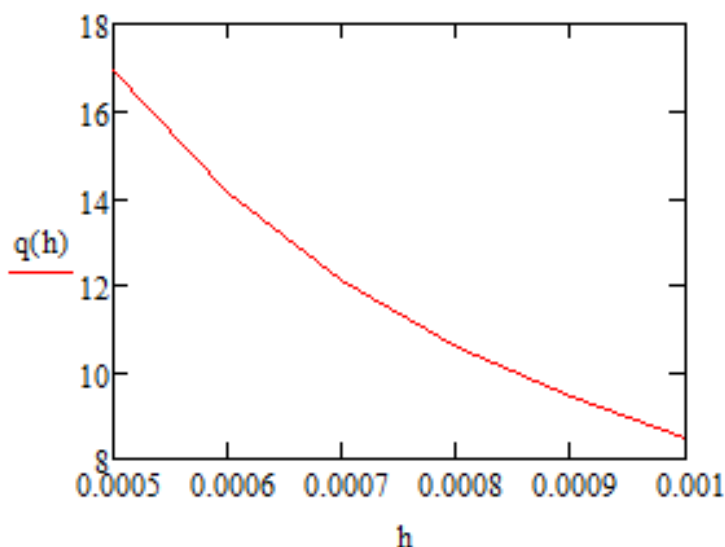


Рис. 2.4.2 Густина потоку через пластинку $\frac{W}{m^2}$

Визначення оптимального значення товщини оболонки із врахуванням теплообміну не є точним і потребує експериментальних досліджень. В якості дослідження було використано програмне забезпечення ANSYS.

2.5. Розрахунок потужності нагрівального обладнання

Оскільки джерелом отримання енергії для забезпечення роботи термобалонета використовується газ водень, отриманий шляхом піролізу води в генераторі водню рис. 2.5.1.



Рис. 2.5.1 Пластинчастий генератор водню

Умови спалювання є важливими для отримання стійкого процесу горіння та безпеки. Тиск який створюється перед камерою згорання низький внаслідок не інтенсивного виділення водню 12 л/с. Для стійкого процесу горіння пропонується використовувати дифузорну грілку із попереднім нагнітанням повітря. Даний тип пальників передбачає інтенсивну камеру згорання палива із повним вигоранням палива. Схема прямооточної дифузійної грілки із центральною подачею газу відображено на рис. 2.5.2.

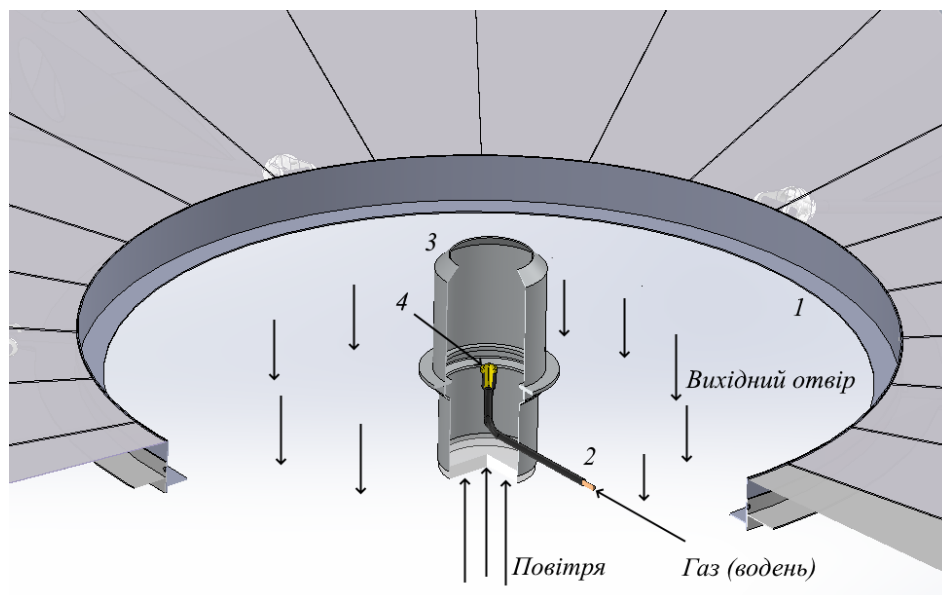


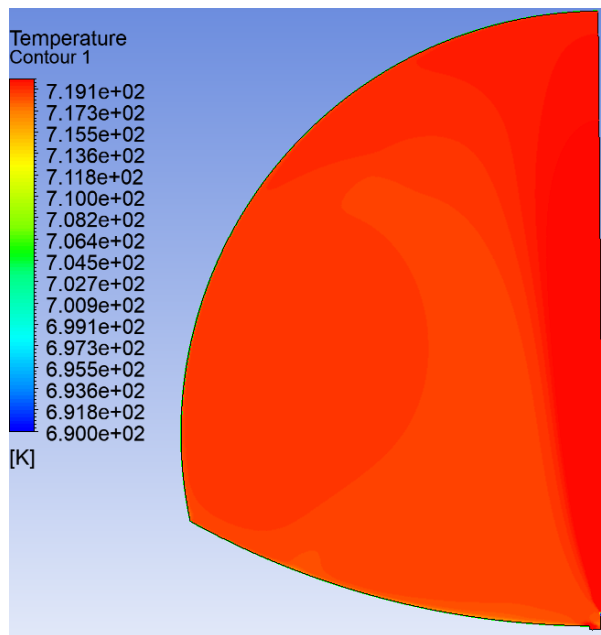
Рис. 2.5.2 Схема прямооточного дифузора із центральною подачею газу

Дана конструкційна схема дифузора складається із корпусу – 1, трубки для подачі газу – 2, конфузору – 3, та сопел для виходу газу – 4.

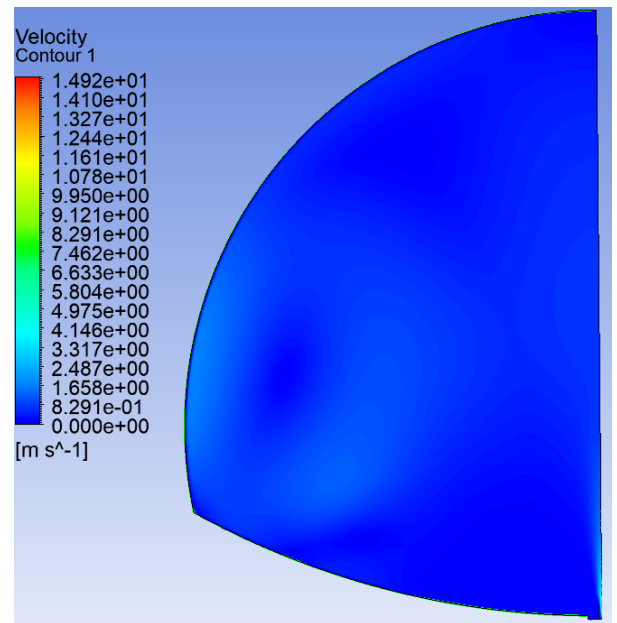
Згорання водню відбувається повністю, еквівалентне відношення палива до окиснювача $\varphi = 1$. Теплота згорання палива розглядається частково адіабатна задача, теплота згорання не відводиться стінками грілки, а відводиться через вихід. Для спрощення розрахунків використовується моделювання хімічної реакції окислення водню без врахування інших реакцій. Реакція відбувається з високою швидкістю. Не достатком даних спрощень є неточності в структурі полум'я, а саме розтяг та деформації, дифузія тепла та радикалів реакції, та не врахування рівноваги моделі горіння. Тому було розглянуто граничні випадки.

В першому випадку було визначено параметри газового обладнання та часткові вхідні параметри при стаціонарній роботі пальника.

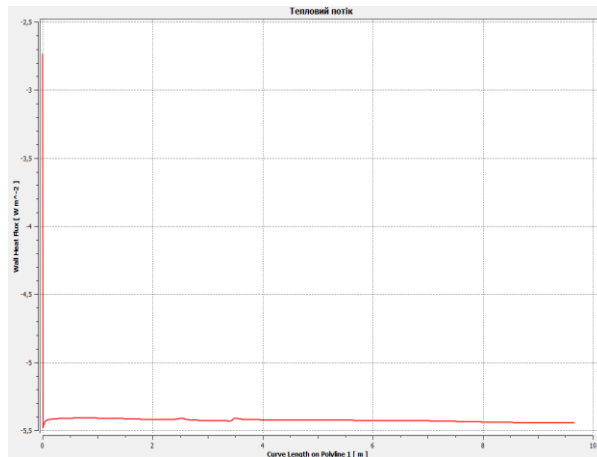
На вході сопла насиченість воднем газової суміші складає 100%, а на вході повітря в дифузорі 23%. Вхідні параметри вказані в таблиці 2.3. Розподіл температури та швидкості потоку відображено на рис. 2.5.3.



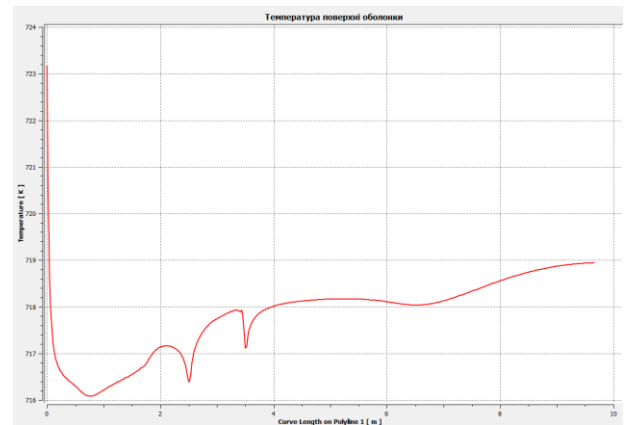
а) поле розподілу температури



б) поле розподілу швидкості



в) тепловий потік



г) розподілення температури по стінці

Рис. 2.5.3 Теплові процеси в термобаленотетів

Основними джерелами втрати тепла є стінка, та випускні отвори. Загальна витрата енергії через стінку складає приблизно 715W. Через випускні отвори втрати складають 371 W. Нехтуючи іншими витратами потужність джерела складає 1500.238 W.

Вхідні параметри для управління процесом нагрівання термобалонета

Роз. випадок	Витрата газу, $\frac{kg}{m^3}$	Тиск, P_a	Швидкість потoku, $\frac{m}{s}$	Витрата повітря, $\frac{kg}{m^3}$	Тиск, P_a	Швидкість потoku, $\frac{m}{s}$
1	$1.25 \cdot 10^{-5}$	100	60	0.0016	0	0.8

Висновок: В даному розрахунку було визначено теплові витрати через стінку термобалонета із врахуванням теплообмінних процесів.

2.6. Визначення товщини газо ізоляційного шару

Розрахунок оболонки виконуються із наступних міркувань. Оболонка термобалонета складається із теплового шару та газо ізоляційного. Дані матеріали за своєю будовою різняться та мають різні механічні властивості. Теплоізоляційна оболонка має ортотропні властивості, а газо ізоляційна приймається, що має анізотропні властивості. Між собою дані оболонки для спрощення розрахунків будуть прийняті як щільно склеєні по всій площі. Теплоізоляційна оболонка та газо ізоляційна оболонка має низьку жорсткість на стиск та згинання, отже не може впливати на жорсткість конструкції, а лише бути елементом зовнішнього навантаження. Газо ізоляційна оболонка має товщину на декілька порядків меншу ніж габаритні розміри всієї конструкції, тож в розрахунках поперечними моментами які виникають в оболонці можна знехтувати.

Основною метою даного розрахунку є визначення двох параметрів: товщини плівки, та тиску для збереження форми, при дії максимальних навантажень, з отриманням оптимального коефіцієнту запасу.

Розглядаючи зусилля які діють на тепловий балонет необхідно звернути увагу на розрахунок оболонки на міцність в місцях кріплення та визначення внутрішнього додаткового тиску для підтримання форми оболонки, визначити товщину оболонки. Для розрахунку оболонки необхідно встановити взаємозв'язок між напруженнями які виникають в оболонці, переміщеннями, та

зусиллями. Для даних розрахунків відобразимо зусилля які діють на елементарну серединну площу тонкої поверхні рис. 2.6.1.

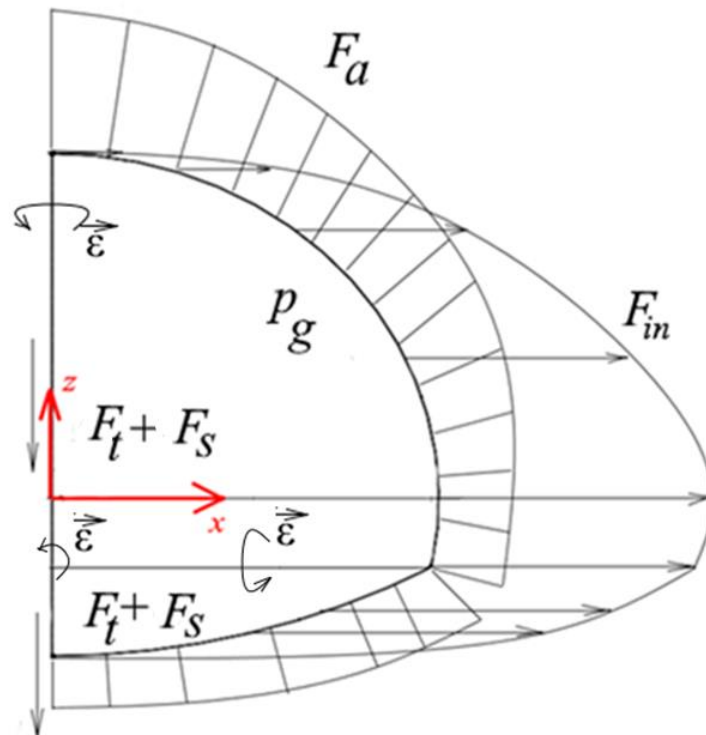


Рис. 2.6.1 Навантаження які діють на оболонку

де F_t – вага теплоізоляційного шару, H . F_s – вага газу ізоляційної оболонки, H . p_g – внутрішній надлишковий тиск який виникає в оболонці, Pa . F_{in} – сила інерції яка діє на оболонку внаслідок обертання, H . F_a – сила Архімеда, H . ε – кутові прискорення оболонки, в трьох напрямках. Для визначення напружень було розглянуто теорію напружень тонких оболонок. Радіус кривизни оболонки R однаковий як в медіальному так і в окружному напрямі. Оскільки відношення товщини плівки δ до R лежать в межах (2.30).

$$10^{-5} \leq \frac{\delta}{R} \leq 10^{-2} \quad (2.30)$$

Дана умова дозволяє використовувати гіпотези Лава-Кірхгофа які дозволяють використовувати наступні гіпотези при розрахунку тонких оболонок:

- пряма нормаль до серединної поверхні в процесі деформації не скривляється, а залишається перпендикулярною серединній поверхні,

- довжина нормалі до серединної поверхні, не змінюється під час деформації,
- товщина пластини не змінюється в процесі деформування.

Для дослідження напружень які виникають в оболонці використовують коефіцієнти Ламе. Які визначають криволінійну систему координат, на рис. 2.6.2 зображено переведення коефіцієнтів Ламе в Декартову систему координат. Для встановлення даної залежності розглянуто функції криволінійних координат α та β до декартових x, y, z [32].

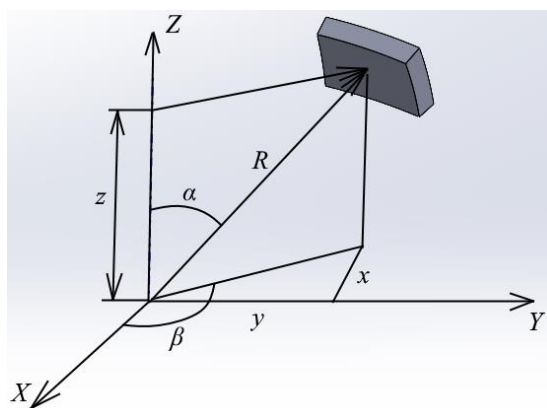


Рис. 2.6.2 Визначення коефіцієнтів Ламе

Рівняння поверхні в декартовій системі координат через параметри криволінійних координат визначаються за формулами (2.31).

$$x = x(\alpha, \beta), y = y(\alpha, \beta), z = z(\alpha, \beta) \quad (2.31)$$

Коефіцієнт Ламе визначається як градієнт до криволінійних координат та визначається за формулами (2.32).

$$h_1 = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial \alpha}\right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial \alpha}\right)^2 + \left(\frac{\partial z}{\partial \alpha}\right)^2}$$

$$h_2 = \sqrt{\left(\frac{\partial x}{\partial \beta}\right)^2 + \left(\frac{\partial y}{\partial \beta}\right)^2 + \left(\frac{\partial z}{\partial \beta}\right)^2} \quad (2.32)$$

Розглянемо визначення коефіцієнтів Ламе при розгляді в сферичній системі координат. Приймаючи, що $\beta = \varphi$ та $\alpha = \nu$. Для сферичної оболонки коефіцієнти Ламе визначається за формулою (2.34).

$$\begin{aligned} h_1 &= R \\ h_2 &= R \cdot \sin \alpha \end{aligned} \quad (2.34)$$

де R – відстань від полюса до досліджуваного одиничного елементу.

Складено рівняння рівноваги для одиничної площі тонкої оболонки під дією зусиль відкинутої частини оболонки та зовнішніх зусиль які діють на оболонку. На рис. 2.6.3 відображено зусилля які виникають на елементарній серединній поверхні оболонки.

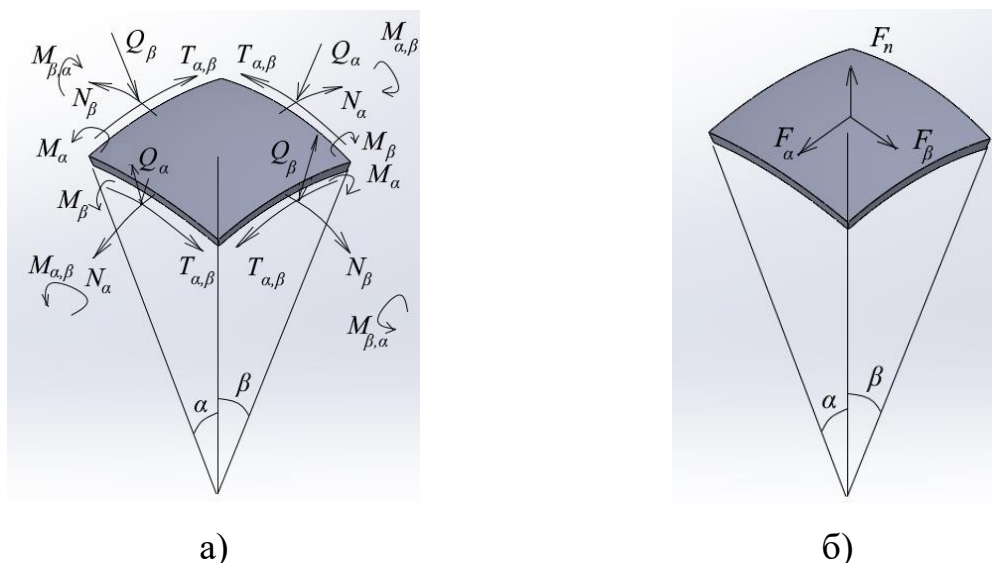


Рис. 2.6.3 Навантаження які діють на елементарну пощадку серединної поверхні: а) від відкинутих елементів, б) зовнішніх навантажень.

Система рівноваги зусиль після по членного диференціювання матиме вигляд (2.35)[32].

$$\begin{aligned} \frac{1}{h_1 \cdot h_2} \left(\frac{\partial(h_1 \cdot N_\alpha)}{\partial \alpha} + \frac{\partial(h_1 \cdot T_{\alpha\beta})}{\partial \beta} + T_{\alpha\beta} \frac{\partial h_1}{\partial \beta} - N_\beta \frac{\partial h_2}{\partial \alpha} \right) + \frac{Q_\alpha}{R} + F_\alpha &= 0 \\ \frac{1}{h_1 \cdot h_2} \left(\frac{\partial(h_2 \cdot T_{\alpha\beta})}{\partial \alpha} + \frac{\partial(h_1 \cdot N_\beta)}{\partial \beta} + T_{\alpha\beta} \frac{\partial h_2}{\partial \alpha} - N_\alpha \frac{\partial h_1}{\partial \beta} \right) + \frac{Q_\beta}{R} + F_\beta &= 0 \quad (2.35) \\ \frac{1}{h_1 \cdot h_2} \left(\frac{\partial(Q_\alpha \cdot h_2)}{\partial \alpha} + \frac{\partial(Q_\beta \cdot h_1)}{\partial \beta} \right) - \frac{N_\alpha}{R} - \frac{N_\beta}{R} + F_n &= 0 \end{aligned}$$

Система рівноваги моментів які діють на оболонку визначаються із формул (7.5.6) [32].

$$\begin{aligned} \frac{1}{h_1 \cdot h_2} \left(\frac{\partial(h_2 \cdot M_{\alpha\beta})}{\partial\alpha} + \frac{\partial(h_1 \cdot M_\beta)}{\partial\beta} - M_\alpha \frac{\partial h_1}{\partial\beta} + M_{\alpha\beta} \frac{\partial h_2}{\partial\alpha} \right) &= Q_\beta \\ \frac{1}{h_1 \cdot h_2} \left(\frac{\partial(h_2 \cdot M_\alpha)}{\partial\alpha} + \frac{\partial(h_1 \cdot M_{\alpha\beta})}{\partial\beta} + M_{\alpha\beta} \frac{\partial h_1}{\partial\beta} - M_\beta \frac{\partial h_2}{\partial\alpha} \right) &= Q_\alpha \end{aligned} \quad (2.36)$$

Оскільки в даному дослідженні використовується двох шарова оболонка згідно закону Гука меридіальні напруження та окружні визначатимуться за формулами (2.36) в кожному окремому шарі позначеному i . А тангенціальні напруження в окремому шарі визначатимуться із (2.37).

$$\sigma_{1i} = \frac{E_{1i}}{1 - \mu_{1i} \cdot \mu_{2i}} (\varepsilon_{1i} + \mu_{2i} \cdot \varepsilon_{2i}) \quad (2.38)$$

$$\sigma_{2i} = \frac{E_{2i}}{1 - \mu_{1i} \cdot \mu_{2i}} (\varepsilon_{2i} + \mu_{1i} \cdot \varepsilon_{1i})$$

$$\tau_{12i} = G_i \cdot \gamma_{12i} \quad (2.38)$$

Оскільки згідно теореми Лава-Кірхгофа нормальне напруження для $\sigma_3 = 0$, та кути зсуву $\gamma_{23} = \gamma_{30} = 0$. То із отриманої рівності (7.5.7) де E_{1i} та E_{2i} – модулі пружності кожного слою окремо в напрямках кута ν та φ відповідно. G_i – модуль зсуву i -го шару.

Оскільки для спрощення виключаються виникнення поперечних зусиль, оскільки це спричиняє виникнення перегинів та неможливість звичайного диференціювання по розривним функціям, та поперечних моментів, система рівноваги спрощується до наступного вигляду (2.39).

$$\begin{aligned} \frac{1}{h_1 \cdot h_2} \left(\frac{\partial(h_1 \cdot N_\alpha)}{\partial\alpha} + \frac{\partial(h_1 \cdot T_{\alpha\beta})}{\partial\beta} + T_{\alpha\beta} \frac{\partial h_1}{\partial\beta} - N_\beta \frac{\partial h_2}{\partial\alpha} \right) + F_\alpha &= 0 \\ \frac{1}{h_1 \cdot h_2} \left(\frac{\partial(h_2 \cdot T_{\alpha\beta})}{\partial\alpha} + \frac{\partial(h_1 \cdot N_\beta)}{\partial\beta} + T_{\alpha\beta} \frac{\partial h_2}{\partial\alpha} - N_\alpha \frac{\partial h_1}{\partial\beta} \right) + F_\beta &= 0 \\ \frac{N_\alpha}{R} + \frac{N_\beta}{R} &= 0 \end{aligned} \quad (2.39)$$

де остання рівняння називають рівнянням Лапласа. Дане рівняння використовується для розв'язку оболонок по бездоменній теорії.

Виконаємо розрахунок тонкої оболонки за допомогою Solidworks Simulations. Використовуючи модулі статичного навантаження та дослідження проектування. Для створення розрахункової схеми необхідно визначити які саме зусилля сприймає оболонка при різних розрахункових випадках. Прийнято наступні розрахункові випадки. Зусилля які діють на оболонку при даних навантаженнях в розрахункових випадках подано в рис. 2.6.4.

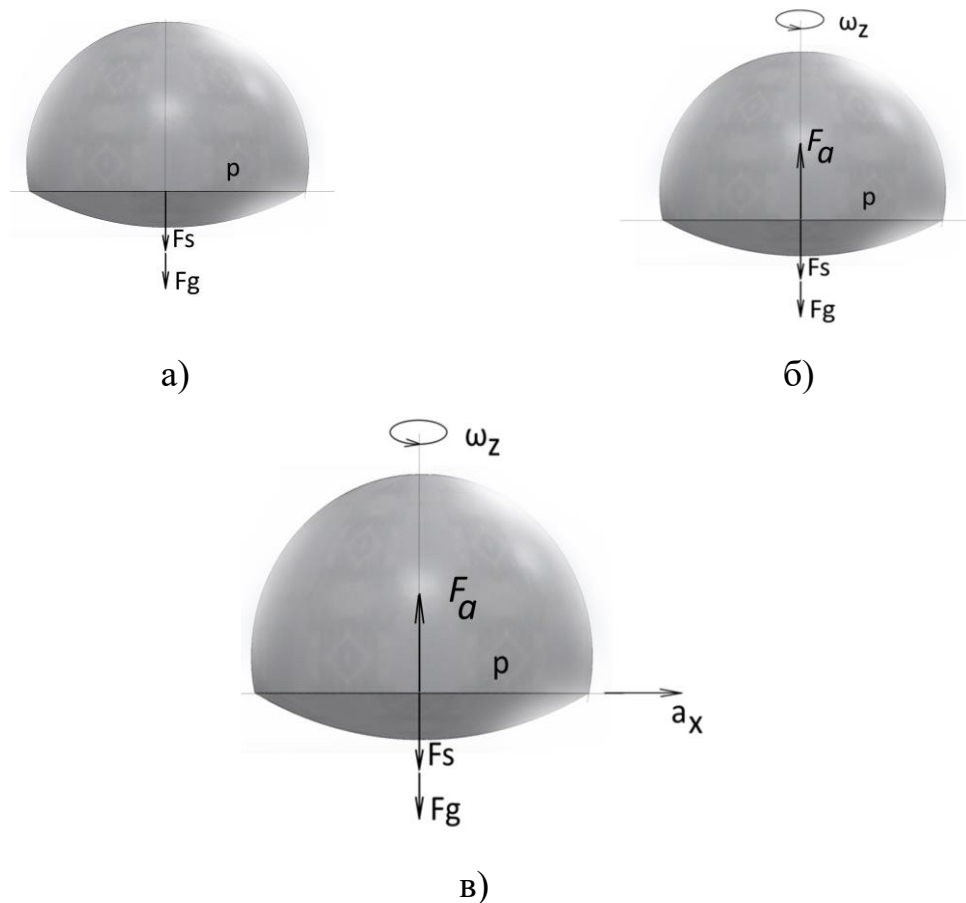


Рис. 2.6.4 Розрахункові випадки

Де на рис. 2.5.4 позначено наступні величини кутове прискорення ε , кутова швидкість ω , лінійне прискорення a . Зусилля які виникають від маси оболонок визначаються автоматично. Тиск який діє на оболонку внаслідок дії Архімедової сили залежить від об'єму та рівня на якому розглядається дане зусилля, через вираження тиску. Тиск який діє на оболонку визначається із формули (2.40).

$$p_a = \frac{F_a}{S} \quad (2.40)$$

$$p_a = (\rho_{atm} - \rho_{gas}) \cdot g \cdot h$$

де h - змінюється від 0 до 1.46 R. $\rho_{atm} - \rho_{gas} = 0.55 \frac{kg}{m^2}$ зміна густини повітря із висотою та нагрітим в середині апарату.

Оскільки відношення геометричних розмірів оболонки на декілька десятків перевищує товщину оболонки, то використовувати об'ємну 3D сітку не доцільно, оскільки це викличе необхідність використання великої кількості елементів сітки та значного машинного часу для розрахунку. Для цього газова оболонка розглядається як оболонка сферичної форми та якій задається товщина в Менеджері оболонки. Замість термоізоляції використовуються розподілена маса на оболонці. Даний хід вимушено прийняти оскільки за надто близького розташування та неможливості використання дрібної сітки виникають помилки при розрахунку та розходження результатів. Схема закріплення оболонки відображена на рис. 2.6.5 де фіксується перегин оболонки який закріплюється до рами. Дане закріплення перешкоджає краю рухатися в радіальному та вертикальному напрямі. Для уникнення помилок при розрахунку кураєвого ефекту моменти не прикладаються. Нижня частина фіксується аналогічно.

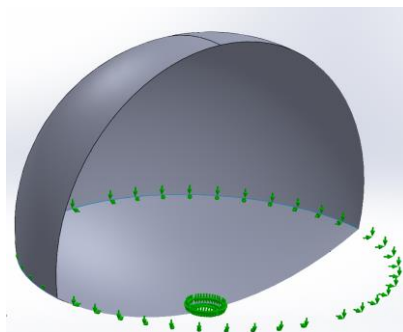
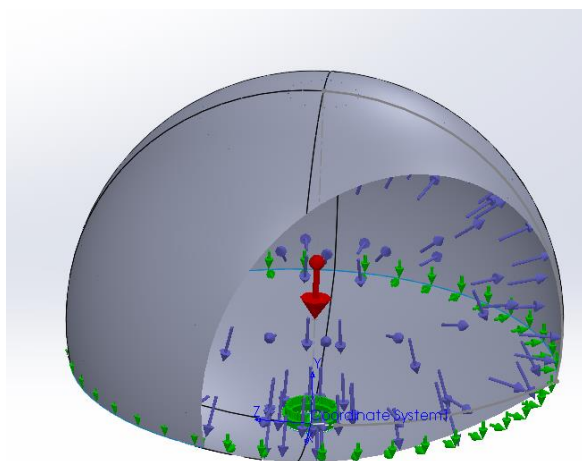
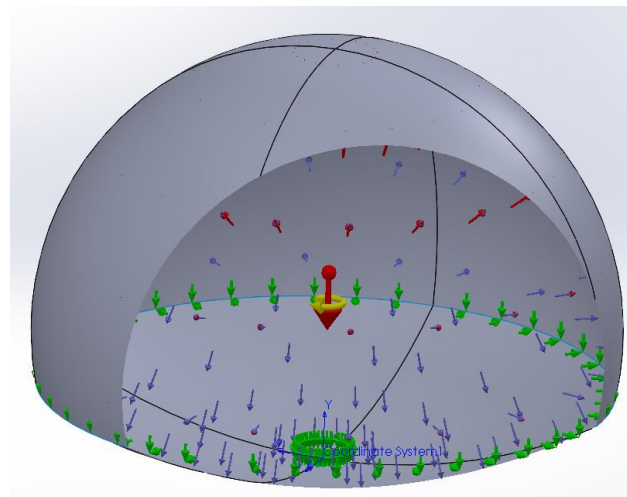


Рис. 2.6.5 Застосування обмежень на оболонку

Для розрахунків використано наступні схеми наведені на рис. 2.6.4. прикладені дані зусилля відображені на рис. 2.6.6.



а)



б)

Рис. 2.6.6 Зусилля прикладені до оболонки

Під час розрахунків виконується оптимізація конструкції із визначенням оптимальних розмірів газо ізоляційної оболонки та параметрів внутрішнього тиску для підтримання геометричної форми оболонки. Дана умова виконується за умови набування медіальних напружень більше або рівними 0. Товщина газової оболонки може змінюватися від 0.01-0.05 мм. за умови дотримання умов міцності. При перших розрахунках було визначено, що 0.01 мм. товщини газо ізоляційної оболонки достатньо для запасу міцності та має не перевищувати допустиме значення 20MPa . Також враховуються максимальне значення деформації в радіальному напрямі оболонки амплітудою 10mm . Вага теплоізоляційної оболонки складає 10.348 kg . та визначається як розподілена маса по площі оболонки.

Для визначення мінімальної товщини було використано розрахункову схему рис. 2.6.6 а). Розрахунок здійснювався шляхом ітераційного приросту тиску. Скориставшись модулем проектування було визначено, що мінімальний тиск який необхідно забезпечувати, для підтримання форми при розрахунковому випадку а) рис. 2.6.4 рівний 1.8 Pa , максимально допустимий 14.50 Pa .

Визначення залежності між кутовою швидкості та тиском виконується за розрахунковою схемою б) рис. 2.6.4.

Кутова швидкість не має перевищувати $3.5 \frac{rad}{s}$ та було визначено залежність тиску від кутової швидкості з врахування міцності рис. 2.6.7.

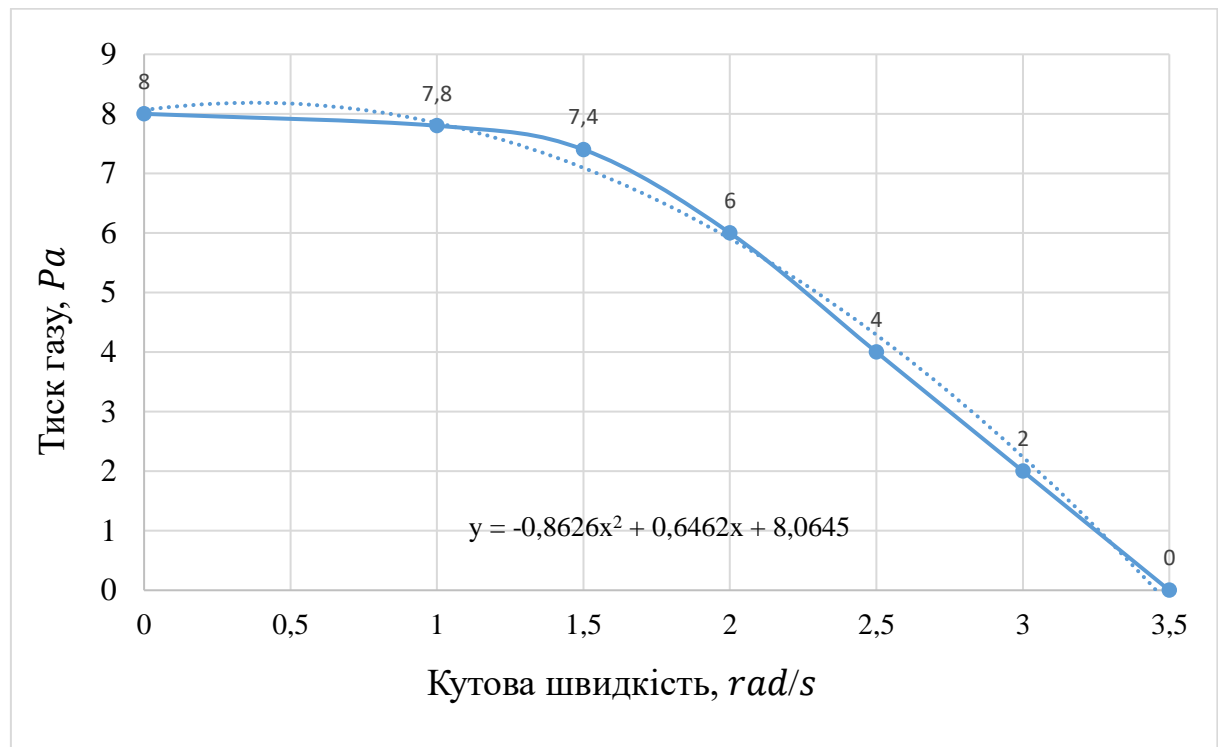


Рис. 2.6.7. Залежність тиску оболонки від частоти обертання

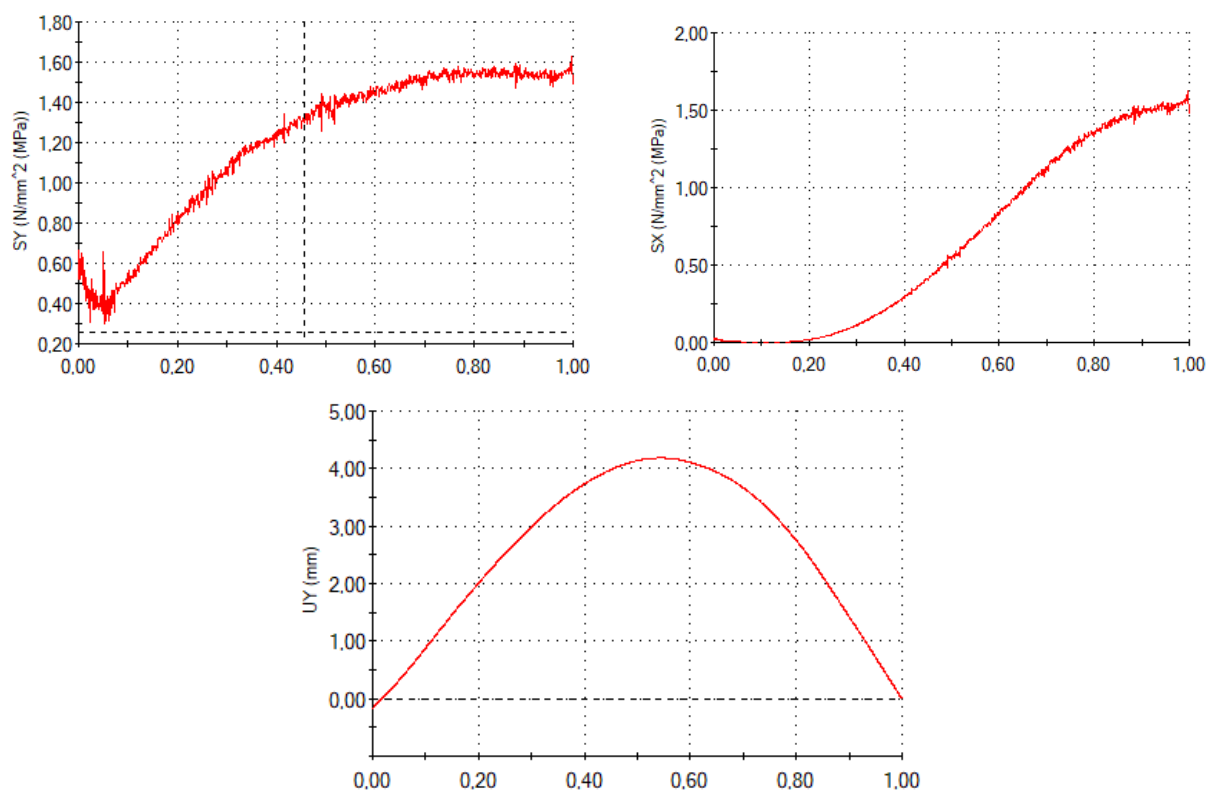
Після проведення серії розрахунків було отримані наступні результати занесені до таблиці 2.4.

Таблиця 2.4

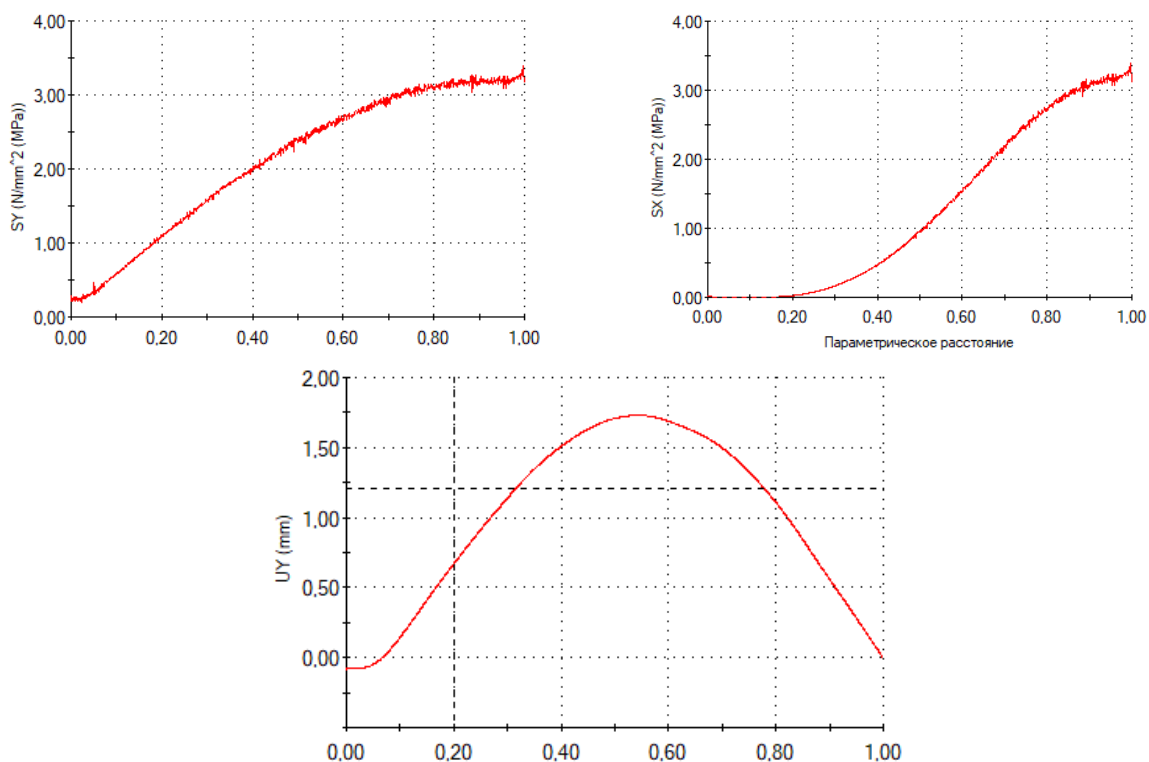
Досліджувані параметри

Параметр	Роз. випадок 1	Роз. випадок 2
Товщина плівки, mm	0.01	0.01
Тиск мак, Pa	14.5	8
Тиск мін, Pa	1.8	0
Кутова швидкість мак, $\frac{rad}{s}$	0	3.5
Кутова швидкість мін, $\frac{rad}{s}$	0	0

Меридіальні напруження та окружні які виникають під час досліджуваних розрахункових випадків у верхній півсфері подано на рис. 2.6.8.



а) розрахунковий випадок 1



б) розрахунковий випадок 2

Рис. 2.6.8 Напруження в оболонці меридіальні, окружні напруження, МПа та переміщення узагальнені, мм..

Висновок із даного розділу наступний, максимальне значення тиску використовується для зберігання форми. При досягненні максимальної частоти обертання внутрішній тиск використовується для зберігання форми, при виникненні кутового прискорення. Кутове прискорення викликає зусилля які приводять до скручування оболонки яке викликає втрату стійкості оболонки. Розрахунок граничних значень кутового прискорення може бути визначена дослідним шляхом, а в теперішньому розрахунку від приросту тиску від часу та зміни кутової швидкості із рис. 9.9.

Масові характеристики оболонки відносно осей обертання відображено на рис. 9.9.

Массовые характеристики: Тепловий_балонет_Збірка
 Конфигурация: 1
 Система координат: Система координат1

Масса = 16213.89 граммов
 Объем = 132810995.42 кубические миллиметры
 Площадь поверхности = 526605273.53 квадратных миллиметры

Центр тяжести: (миллиметры)
 X = 0.00
 Y = 1343.99
 Z = 0.00

Основные оси инерции и основные моменты инерции: (граммов * квадратные миллиметры)
 центр тяжести
 Ix = (0.00, 0.00, 1.00) Px = 103914331381.39
 Iy = (1.00, 0.00, 0.00) Py = 103914331381.39
 Iz = (0.00, 1.00, 0.00) Pz = 129803419169.44

Моменты инерции: (граммов * квадратные миллиметры)
 Определяются в центре тяжести и выравниваются относительно системы координат вывода.
 Lxx = 103914331381.39 Lxy = 0.00 Lxz = 0.00
 Lyx = 0.00 Lyy = 129803419169.44 Lyz = 0.00
 Lzx = 0.00 Lzy = 0.00 Lzz = 103914331381.39

Моменты инерции: (граммов * квадратные миллиметры)
 Вычисляется с помощью системы координат вывода.
 Ixx = 133201729740.55 Ixy = 0.00 Ixz = 0.00
 Iyx = 0.00 Iyy = 129803419169.44 Iyz = 0.00
 Izx = 0.00 Izy = 0.00 Izz = 133201729740.55

Рис. 9.9 Масові характеристики

Висновок: Маса оболонки від загальної маси термобалонета складає величину $f_{1+2} = 0.43$ – коефіцієнт за розподілом маси виконується.

2.7. Розрахунок каркасу термобалонета

2.7.1. Розрахунок верхньої опори

При розрахунку жорсткого корпусу термобалонета варто визначити напрями дослідження, оскільки одночасно завантажити збірку в симулятор та виконати необхідні розрахунки не можливо при обмежених розрахунках. Пропонується по етапне виконання розрахунку елементів конструкції термобалонета за розрахунковими випадками. Розрахунок навантаження пропонується почати із верхньої стійки. Схема навантаження для розрахункових випадків наведених на рис. 2.7.1.

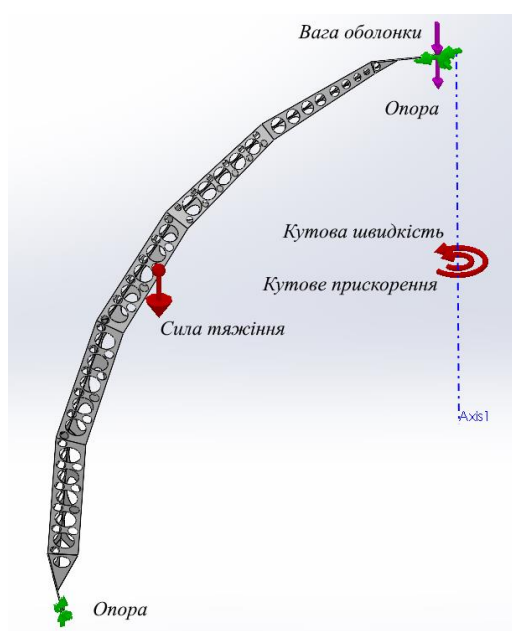


Рис. 2.7.1 Зусилля та обмеження які застосовуються до верхньої опори

Розрахунки які виконуються для даного апарату є в блоці статичного навантаження SolidWorks. Інерційні навантаження враховуються окремо. Перед розрахунком маса конструкції складала 936.4 грам. Навантаження які діють на опору в розрахункових випадках подано в таблиці 2.5. Критерієм зупинки оптимізації конструкції виступає досягнення навантаження гранично допустимого значення, переміщень які перевищують $\pm 50\text{mm.}$, та втратою конструкцією стійкості. Прискорення які може сприймати конструкція визначаються ітераційним методом, критерієм зупинки якого є досягнення граничного значення.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

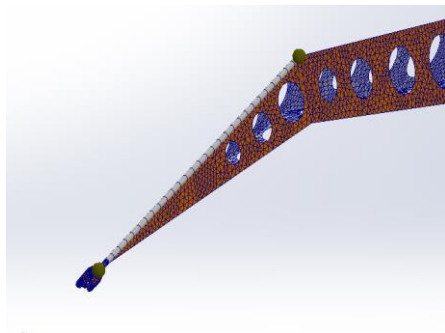
Лист

97

Таблиця зовнішніх зусиль

Розрахунковий випадок	Зусилля	Величина
1. Стоянка	F_{down} – власна вага оболонки, H	37.209
	F_g – сила тяжіння, H	18.4
2. Робота балонета без обертання	F_g – сила тяжіння, H	18.4
3. Робота балонета із рівномірним обертанням	F_g – сила тяжіння, H	18.4
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	3.5
4. Робота баллонета із загальмуванням	F_g – сила тяжіння, H	18.4
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	3.5
	ε – кутове прискорення, $\frac{rad}{s^2}$	невідоме
5. Робота балонета із розгоном	F_g – сила тяжіння, H	18.4
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	0
	ε – кутове прискорення, $\frac{rad}{s^2}$	невідоме

Для виконання розрахунків було побудована сітка відображена на рис. 2.7.2 а) та б). Уточнення сітки приводить до багатократного зростання часу на вирішення завдання тому було при оптимальну сітку з максимальним числом Якобіан не більше 2.7.3 рис. 10,.



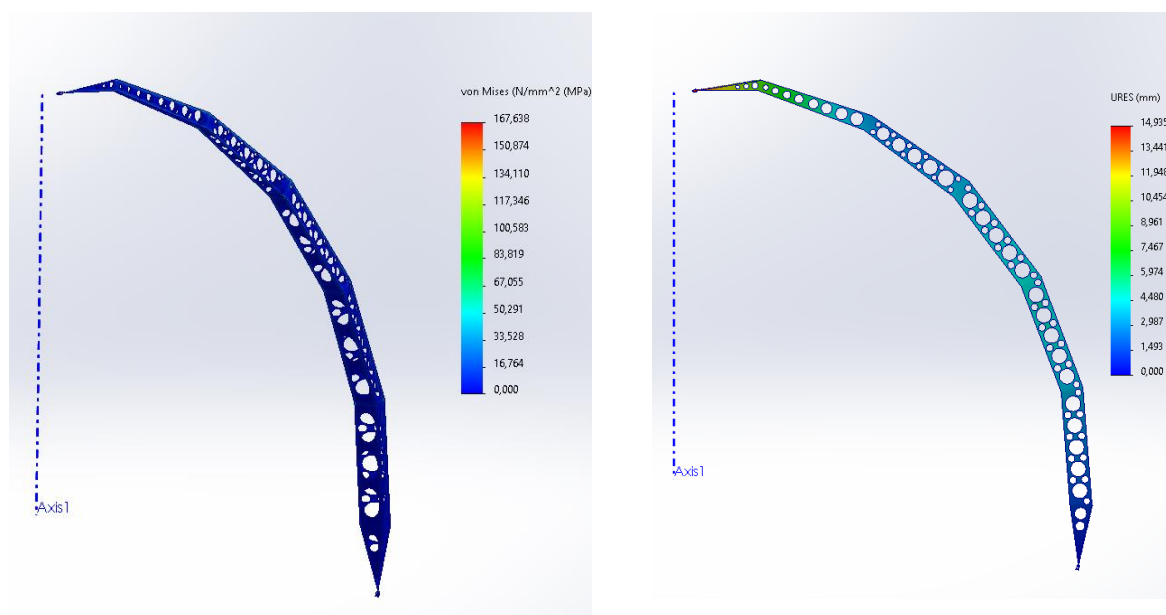
а) сітка в вузлу з'єднання

Study name	1 (-1-)
Mesh type	Mixed Mesh
Mesher Used	Curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Jacobian check for shell	On
Max Element Size	10 mm
Min Element Size	2 mm
Mesh quality	High
Total nodes	122044
Total elements	58332

в) параметри сітки

Рис. 2.7.2 Параметри сітки

Попередні результати розрахунків за розрахунковим випадком 1 відображено на рис. 2.7.3. Це напруження які виникають в опорі за Мізисом максимальні 167.638 МПа. Максимальне переміщення складає 14.9 мм.



а) напруження за Мізисом, МПа

б) переміщення, мм.

Рис. 2.7.3 Розрахунковий випадок 1

При визначенні критичного зусилля яке може прикладатися до конструкції було визначено коефіцієнт навантаження на рівні 8.1347. Вірогідність втрати стійкості відображається на рис. 2.7.4.

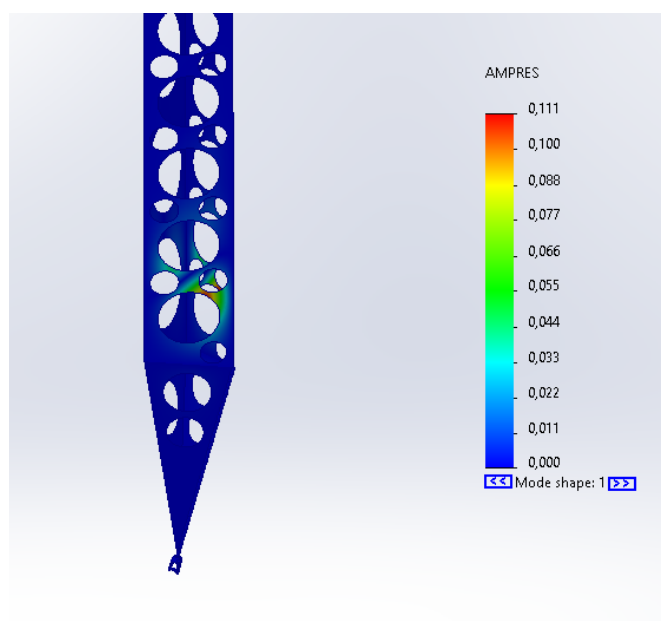


Рис. 2.7.4 Дослідження на стійкість конструкції. Запас 25.7 од.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата
------	------	----------	-------	------

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

Лист

99

Оскільки кутове прискорення визначалося із умови допустимого переміщення та потребує уточнення було визначено оптимальне значення кутового прискорення із врахуванням міцності конструкції, її деформації. Результатом даного розрахунку є отримані зусилля які діють на центральне та верхнє кільце таблиця 2.6. Коефіцієнт запасу міцності перевищує значення 1.5, але даний результат приймається для збереженням стійкості.

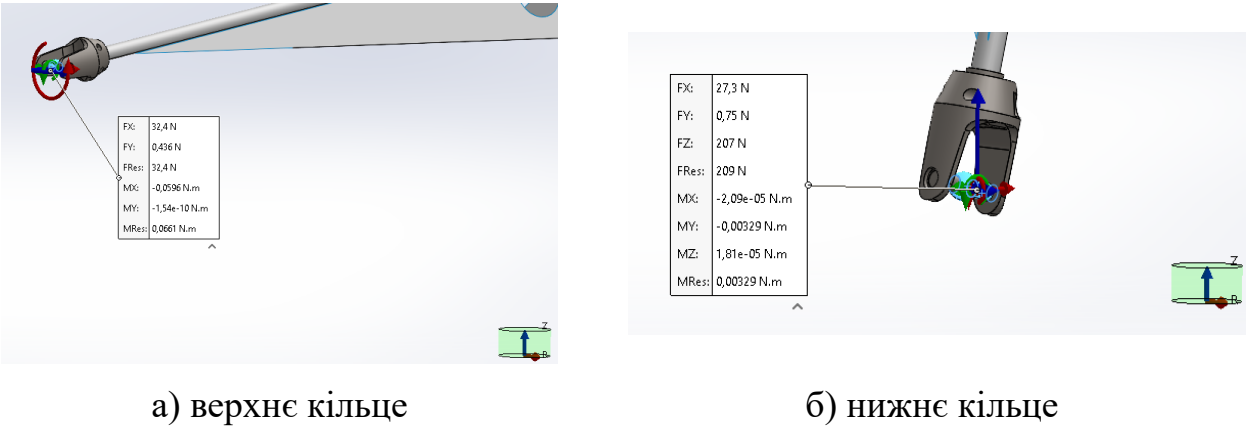


Рис. 2.7.5 Розрахунковий випадок1

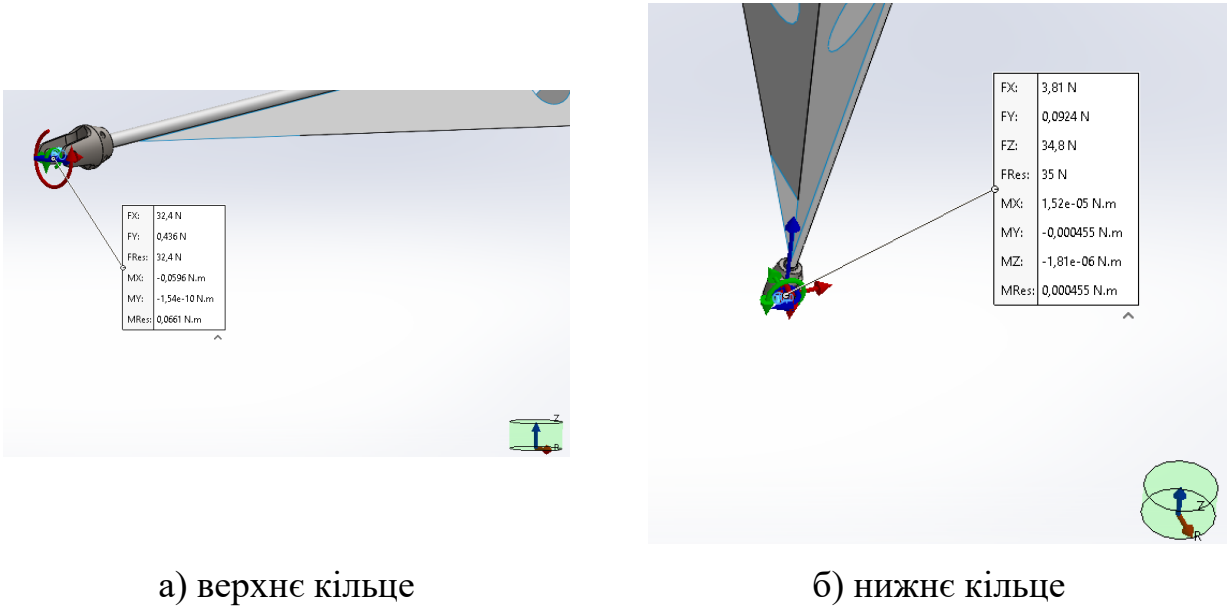
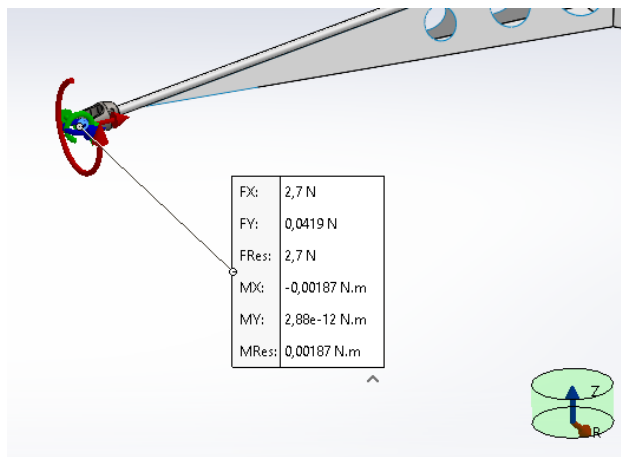
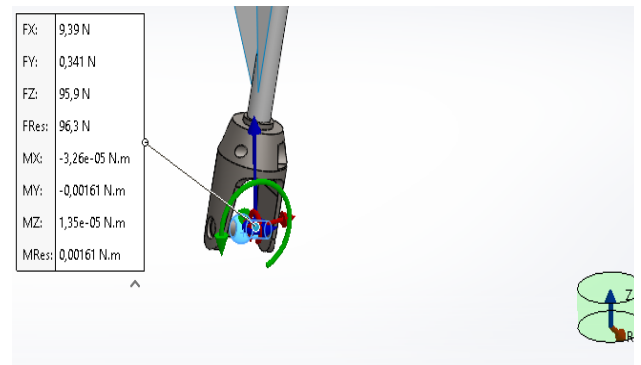


Рис. 2.7.6 Розрахунковий випадок 2

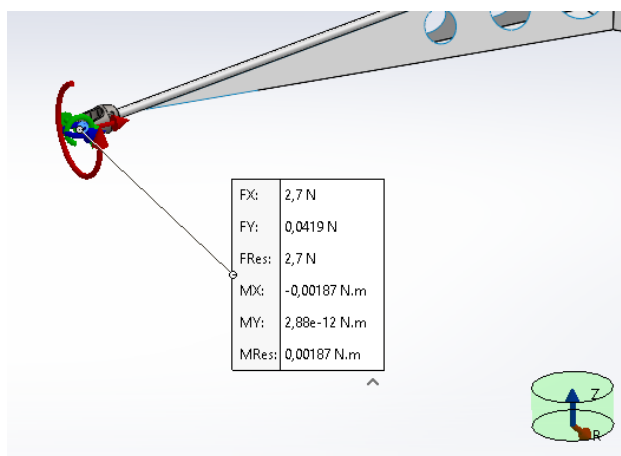


а) верхнє кільце

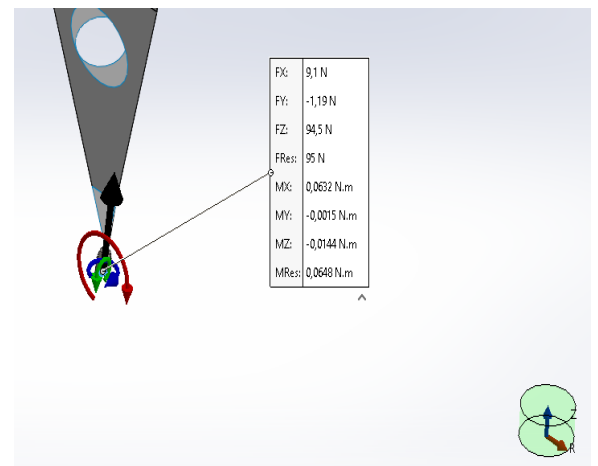


б) нижнє кільце

Рис. 2.7.7 Розрахунковий випадок 3

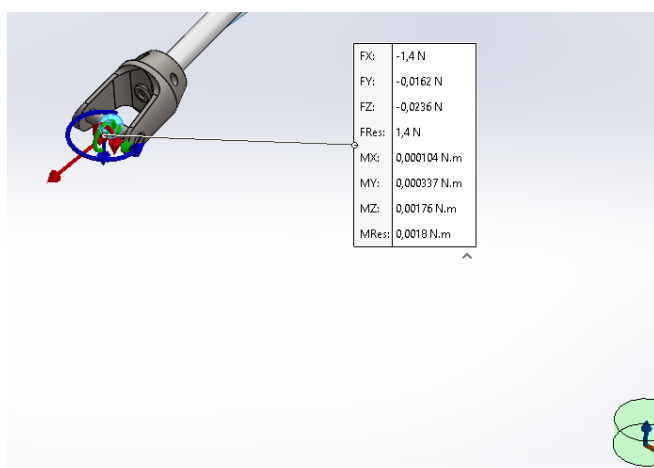


а) верхнє кільце

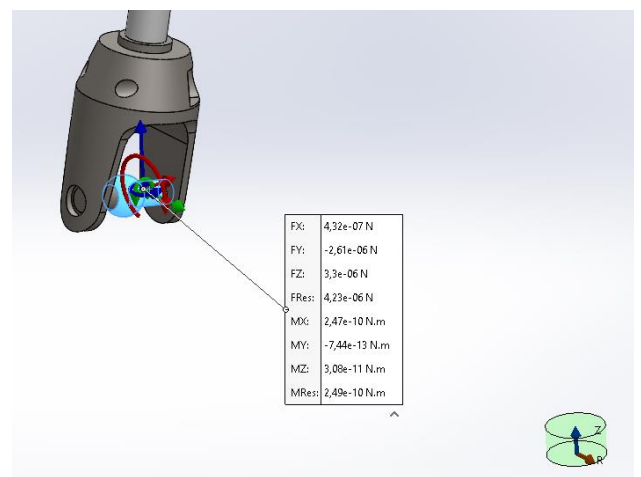


б) нижнє кільце

Рис. 2.7.8 Розрахунковий випадок 4



а) верхнє кільце



б) нижнє кільце

Рис. 2.7.9 Розрахунковий випадок 5

Реакції в опорах

Розрахунковий випадок	Верхня опора	Нижня опора
1. Неробочий стан	$R_x = 32.4H$	$R_x = 27.3H$
		$R_z = 207H$
2. Робота балонета без обертання	$R_x = 2.7H$	$R_x = 2.81H$
		$R_z = 23.2H$
3. Робота балонета із рівномірним обертанням	$R_x = -24.6H$	$R_x = 9.39H$
		$R_z = 95.9H$
4. Робота балонета із загальмуванням	$R_x = -1.86H$	$R_x = 9.1H$
		$R_y = -1.19H$
		$R_z = 94.5H$
	$\varepsilon = 2.1 \frac{rad}{s^2}$	
5. Робота балонета із розгоном	$R_x = -1.4H$	$R_x = 2.57H$
		$R_y = -1.46H$
		$R_z = 21.9H$
	$\varepsilon = 2.1 \frac{rad}{s^2}$	

При моделюванні моделі опори кутове прискорення зумовлює скручування профілю в протилежну сторону від напрямку дії кутового прискорення рис. 2.7.10.

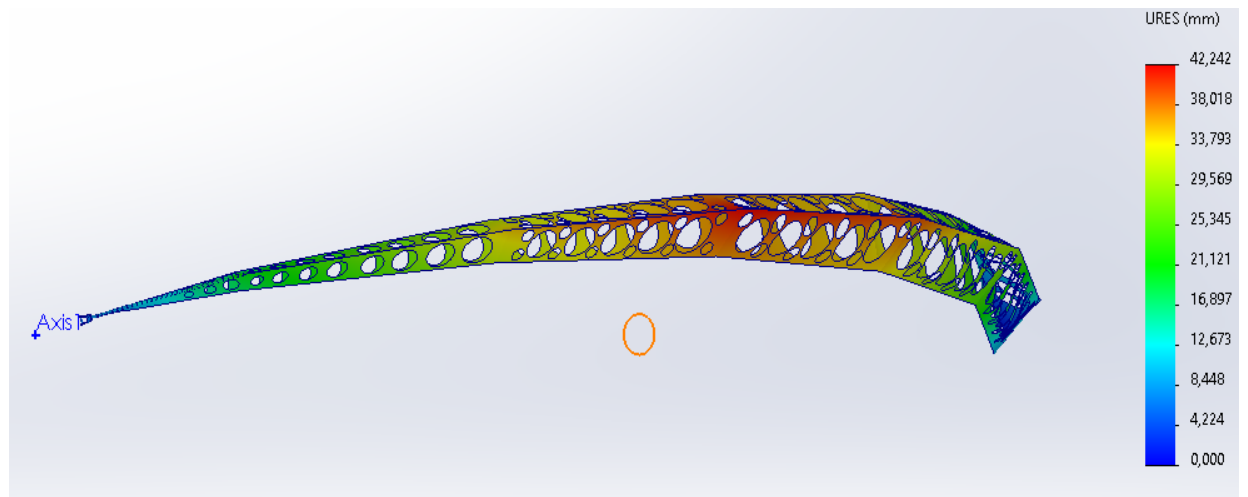


Рис. 2.7.10 Закручення верхньої опори

2.7.2. Розрахунок верхнього кільця

Для розрахунку верхнього кільця було прийнято найбільш навантажений варіант при дії власної ваги оболонки на її кріпленнях та навантажень які воно сприймає від дії верхньої опори рис. 2.7.5. дані взяті із таблиці 2.6.

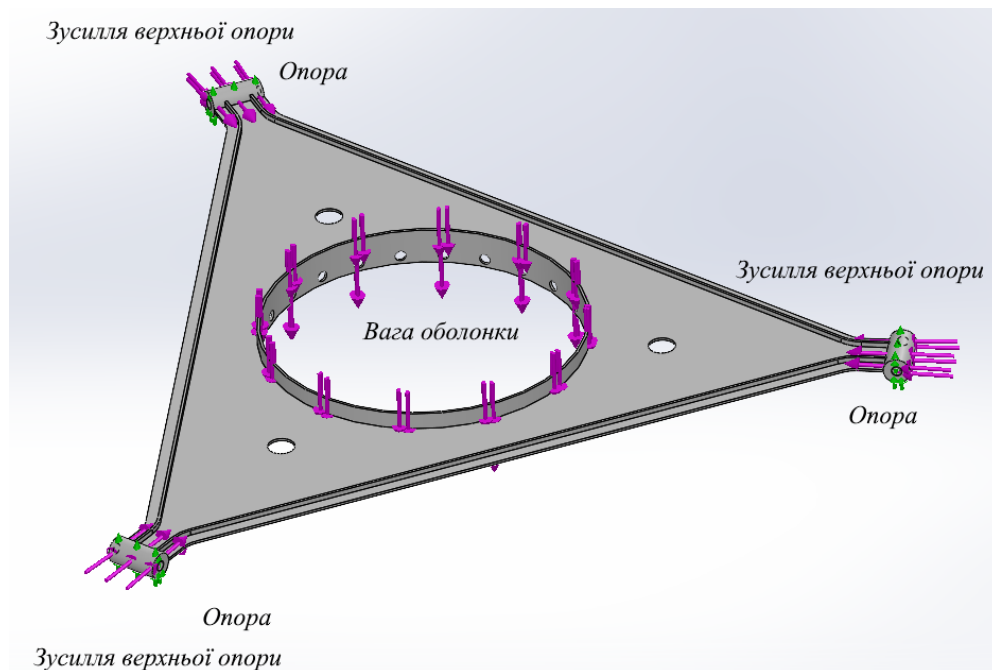
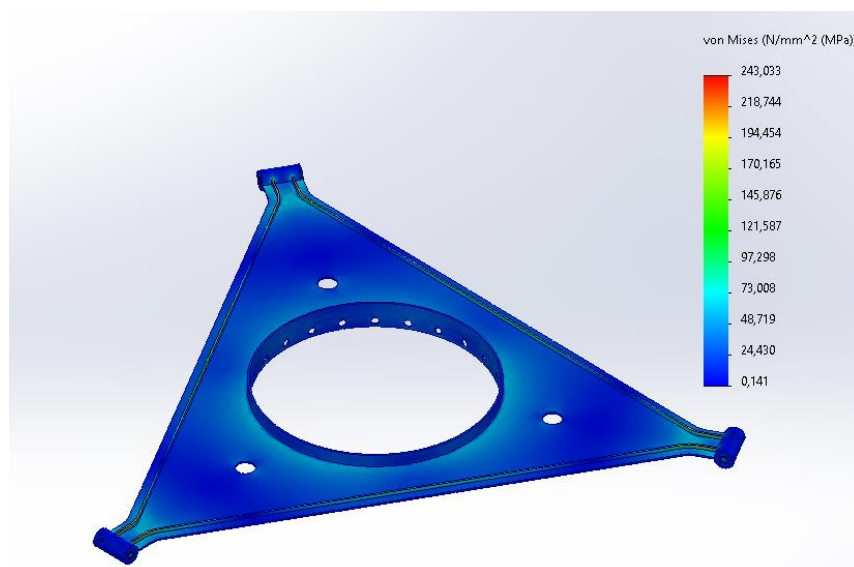
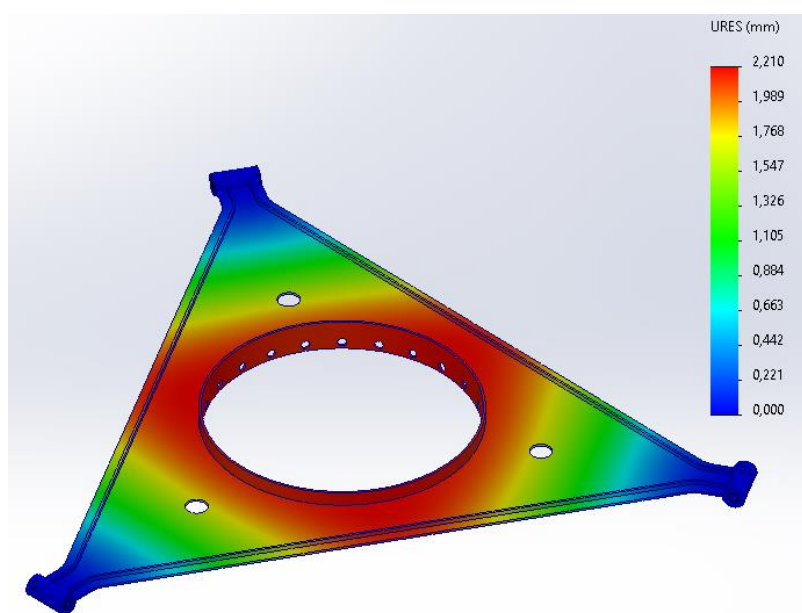


Рис. 2.7.11 Зусилля та обмеження які застосовуються до верхнього кільця

Результати статичного розрахунку відображено на рис. 2.7.12. Напруження які виникають в кільці за Мізісом максимальні 243.03 МПа. Максимальне переміщення складає 2.2 мм.



а) напруження за Мізісом, МПа



б) переміщення, мм.

Рис. 2.7.12 Розрахунковий випадок 1

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

Лист

104

2.7.3. Розрахунок нижньої опори

Для розрахунку нижньої опори визначено зусилля які діють на нижню опору. Зусилля та опори які застосовуються до конструкції відображено на рис. 2.7.13. Дана опора використовується для підтримання форми куполу із гнучкої оболонки. Дана конструкція не бере участь в переданні навантаженні тому даний елемент конструкції перевіряється лише при динамічному навантаженні, а саме рівномірному обертанні та при виникненні прискорення.

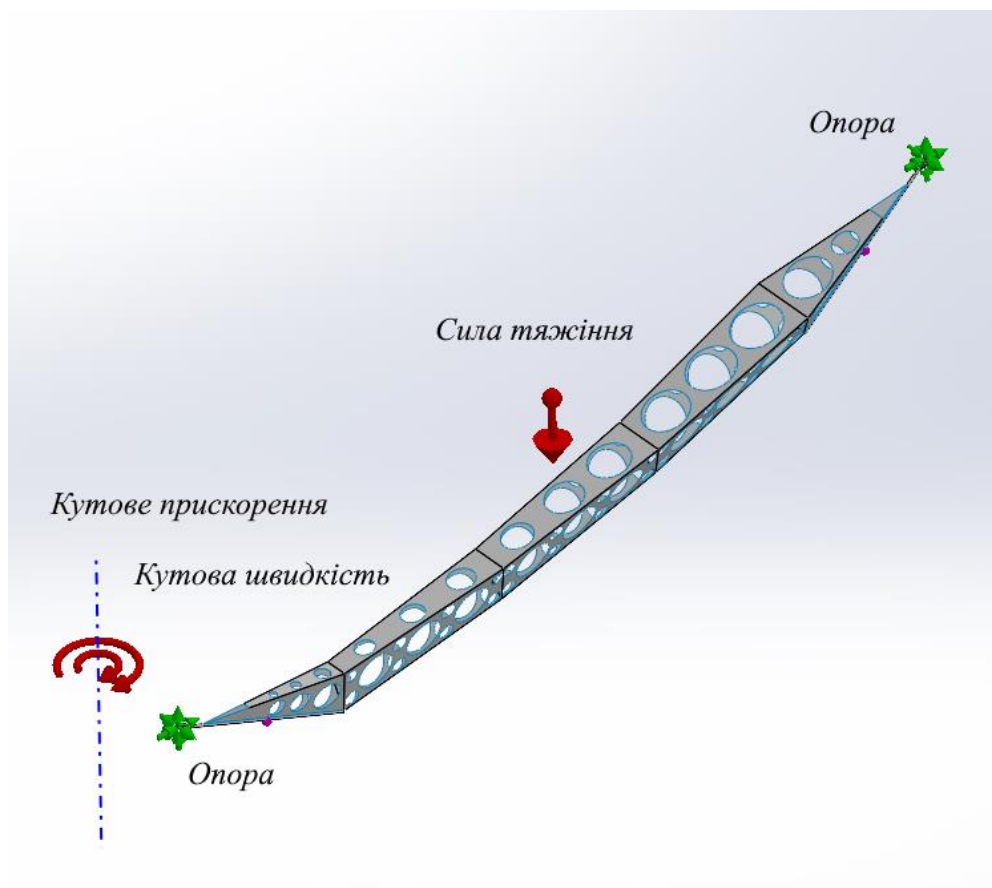


Рис. 2.7.13 Зусилля та обмеження які застосовуються до нижньої опори

Таблиця розрахункових випадків та зусиль які діють на опору відображено в таблиці 2.7.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

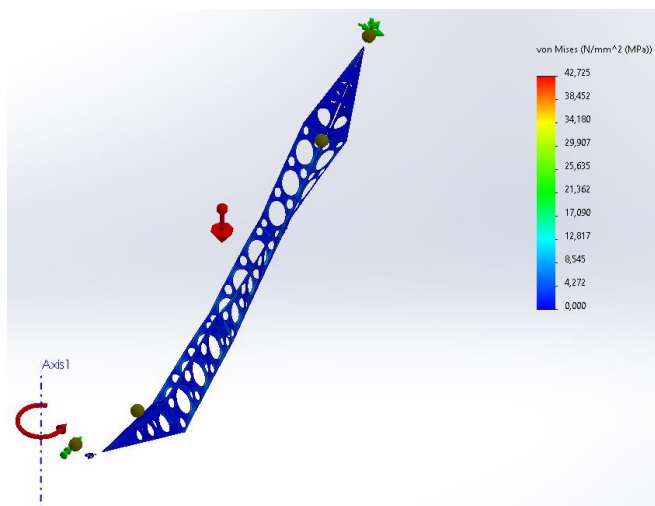
Лист

105

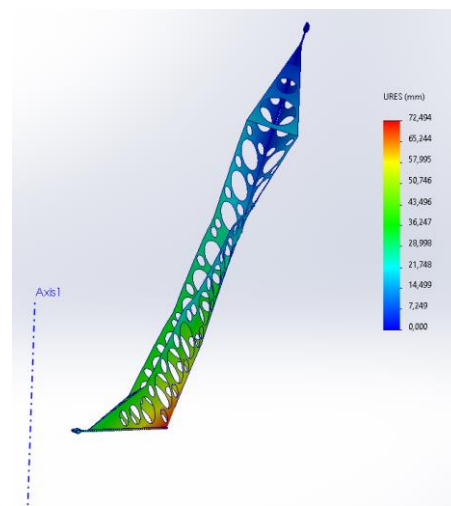
Таблиця зовнішніх зусиль

Розрахунковий випадок	Зусилля	Величина
1. Робота балонета із рівномірним обертанням	F_g – сила тяжіння, H	6.64
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	3.5
2. Робота балонета загальмуванням	F_g – сила тяжіння, H	6.64
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	3.5
	ε – кутове прискорення, $\frac{rad}{s^2}$	2.1
3. Робота балонета розгоном	F_g – сила тяжіння, H	6.64
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	0
	ε – кутове прискорення, $\frac{rad}{s^2}$	2.1

Попередні результати розрахунків за розрахунковим випадком 2 відображено на рис. 2.7.14. Після проведеної зміни конструкції були отримані наступні результати. Це напруження які виникають в опорі за Мізисом максимальні 47.725 МПа. Максимальне переміщення складає 72.4 мм.



а) напруження за Мізисом, МПа



б) переміщення абс.

Рис. 2.7.14 Розрахунковий випадок 3

Результатом даного розрахунку є отримані зусилля які діють на центральне та нижнє кільце таблиця 2.8.

Коефіцієнт запасу міцності перевищує значення 1.5. Отже дану конструкцію можна застосовувати без визначення стійкості оскільки функціонально вона лише відповідає за збереження форми технологічного отвору для нагнітання повітря.

Таблиця 2.8

Реакції в опорі

Розрахунковий випадок	Нижня опора	Верхня опора
1. Робочий стан	$R_y = 5.45H$	$R_y = 5.45H$
	$R_z = -1.53H$	$R_z = -1.53H$
2. Робота баллонета із загальмуванням	$R_x = 1.55H$	$R_x = -1.5H$
	$R_y = -2.82H$	$R_y = -1.9H$
	$R_z = -5.4H$	$R_z = -5.4H$
3. Робота балонета із розгоном	$R_x = 9.8H$	$R_x = -9.8H$
	$R_y = -1.9H$	$R_y = 1.9H$
	$R_z = -5.45H$	$R_z = -5.45H$

2.7.4. Розрахунок нижнього кільця

Розрахунок нижнього кільця на даному етапі робіт не виконується оскільки даний елемент конструкції сприймає незначне навантаження. Тому даний конструктивний елемент може бути прийнятий без розрахунків на міцність.

2.7.5. Розрахунок центрального кільця

Розрахунок центрального кільця виконано із спрощенням геометрії рис. 2.7.15 та заміні геометричних кріплень на умовні. Задачею даного розрахунку, є визначення навантаження на центральне кільце, деформація яка відбувається від впливу підйомної сили викликає появлення зазорів, що в свою чергу приводить до виникнення коливань в системі.

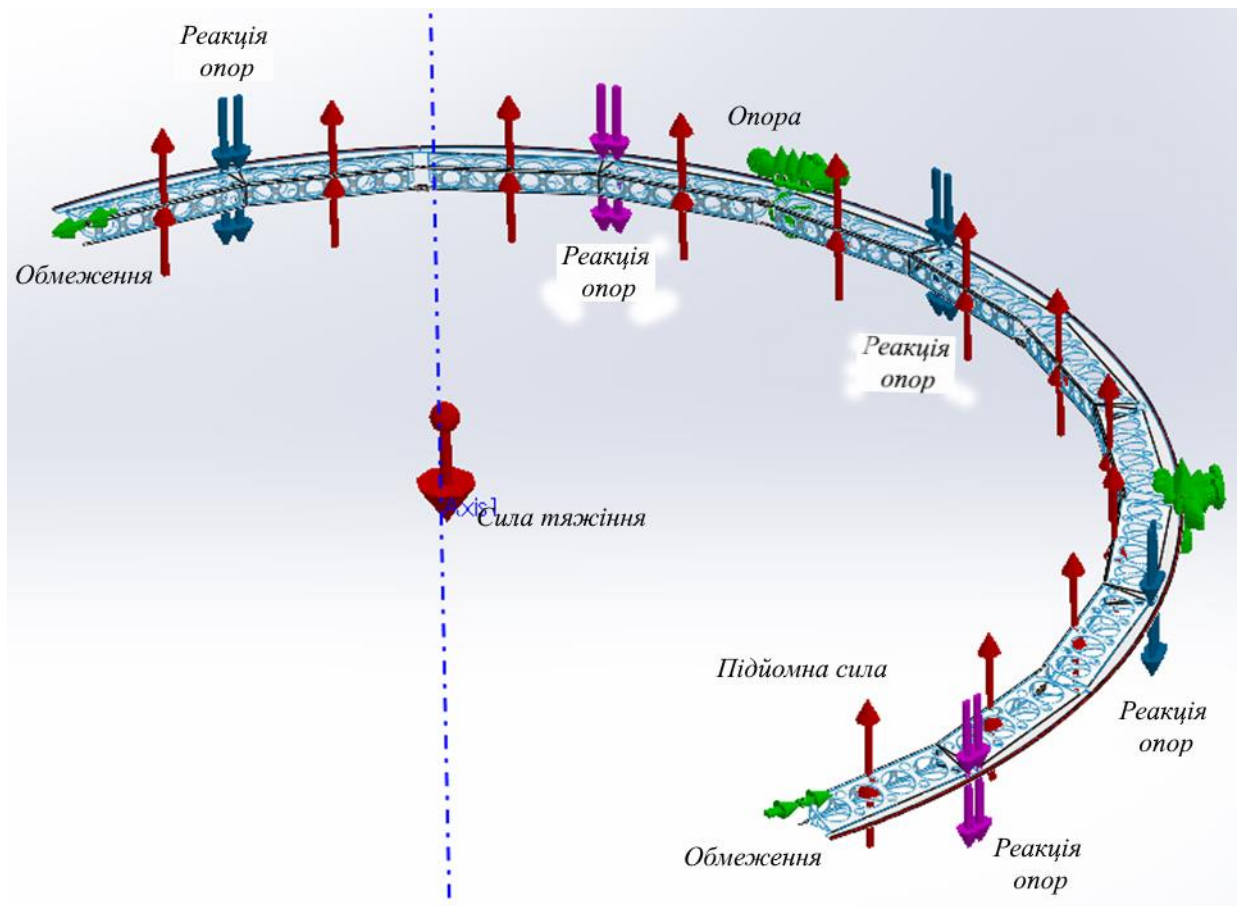
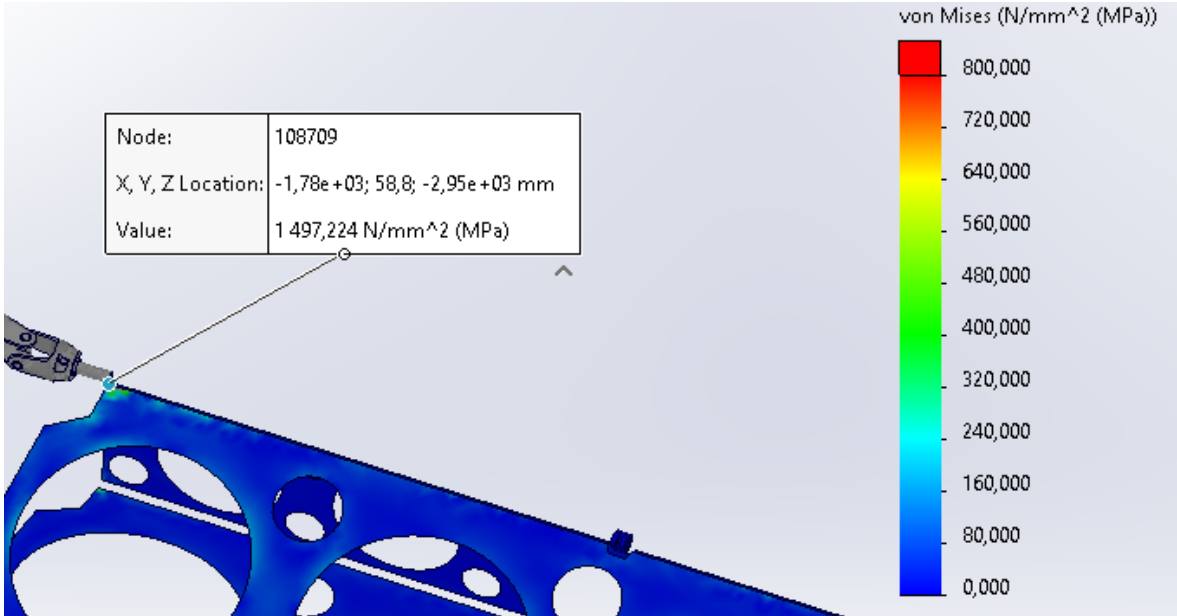


Рис. 2.7.15 Спрощена розрахункова схема

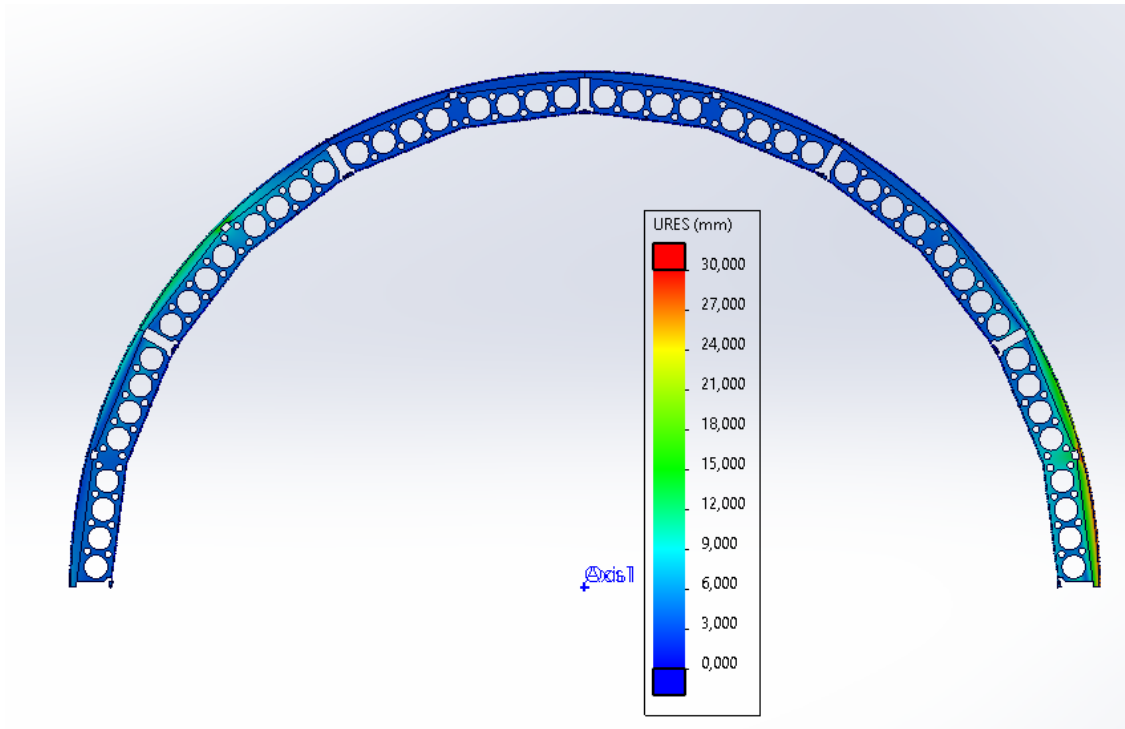
Для розрахунків було прийнято та розглянуто наступні розрахункові випадки. Визначення напруження та максимальних переміщень які виникають при простій, при роботі балонета без обертання, роботі з обертанням, та при динамічних навантаженнях. Зусилля які діють на балонет визначаються із таблиць 2.6 та 2.8. Положення опор визначається як для умови максимального навантаження на конструкцію.

Після проведення моделювання розрахункового випадку 1 було визначено, що максимального напруження за Мізісом складають 1497.223 МПа., при цьому

максимальне переміщення складає 30mm. На рис. 2.7.16 а) відображено розподіл напруження на композитну раму, а саме на компоненти у вигляді пластин. Найбільше напруження досягається біля шарнірного з'єднання навпроти кріплення.



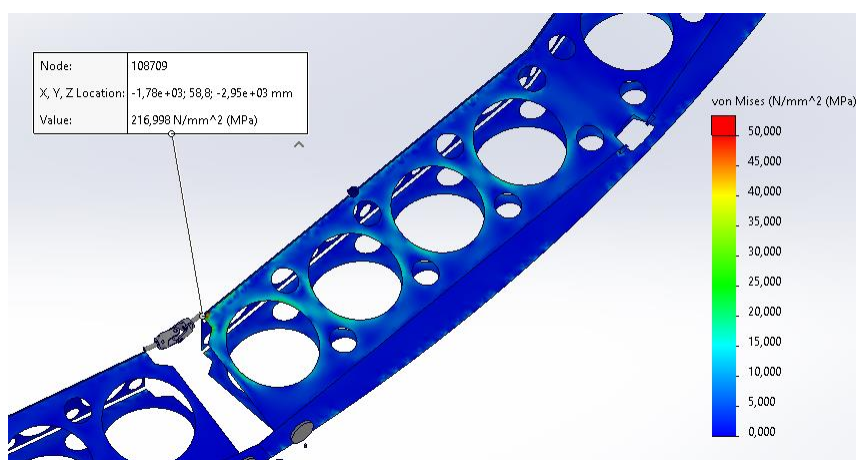
а) напруження за Мізисом МПа



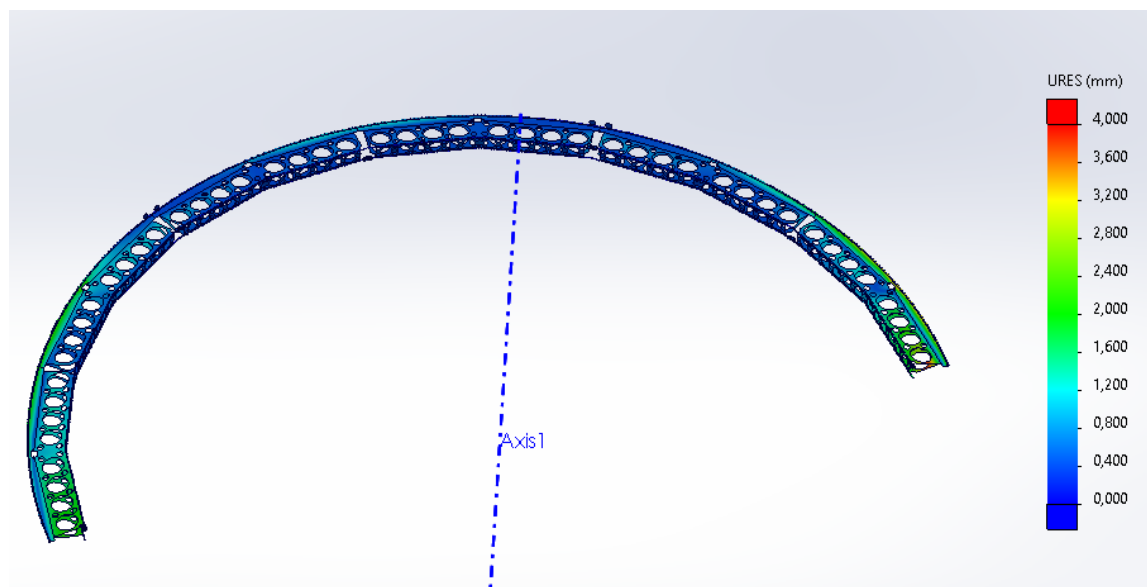
б) переміщення, мм.

Рис. 2.7.16 Розрахунковий випадок 1

З даних розрахунків очевидно, що найслабшими місцями в конструкції виступає кріплення опор до сегментів центрального кільця. Визначенні напружень та переміщення які виникають при роботі термобалонета без обертання. Результатом проведення моделювання розрахункового випадку 2 при якому працює тепловий балонет та створює максимальну підйомну силу було визначено, що максимального напруження за Мізісом складають 216.998 МПа ., при цьому максимальне переміщення складає приблизно 4 мм . На рис. 2.7.17 відображено результати моделювання напруження за Мізісом а) та переміщення б).



а) напруження за Мізісом, МПа

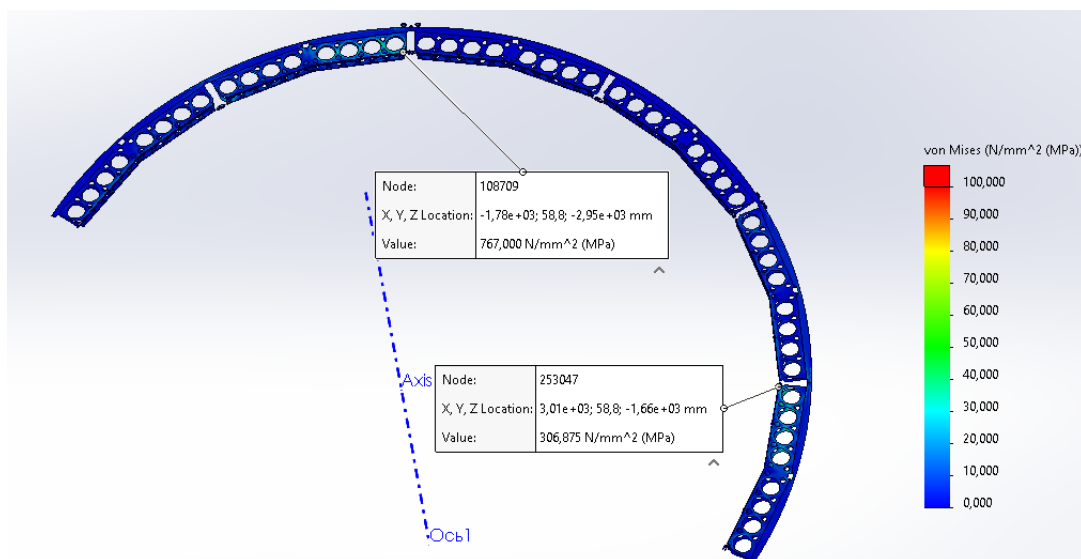


б) переміщення, мм.

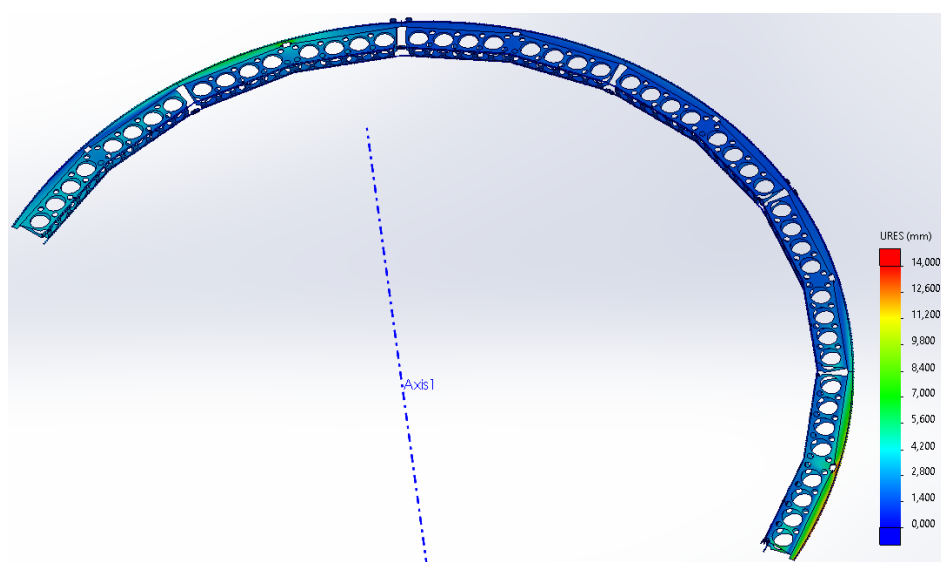
Рис. 2.7.17 Розрахунковий випадок 2

Дані результати підтверджують здатність розрахункової схеми сприймати навантаження від термобалонета із достатньо незначною деформацією елементів конструкції.

Наступним розрахунковим випадком передбачається рівномірне обертання термобалонета із наперед зазначеною частотою обертання. В результаті дослідження було визначено, що напруження за Мізисом складають 767 МПа ., при цьому максимальне переміщення складає приблизно 14 мм . Результати дослідження відображено на рис. 2.7.18.



а) напруження за Мізисом, МПа

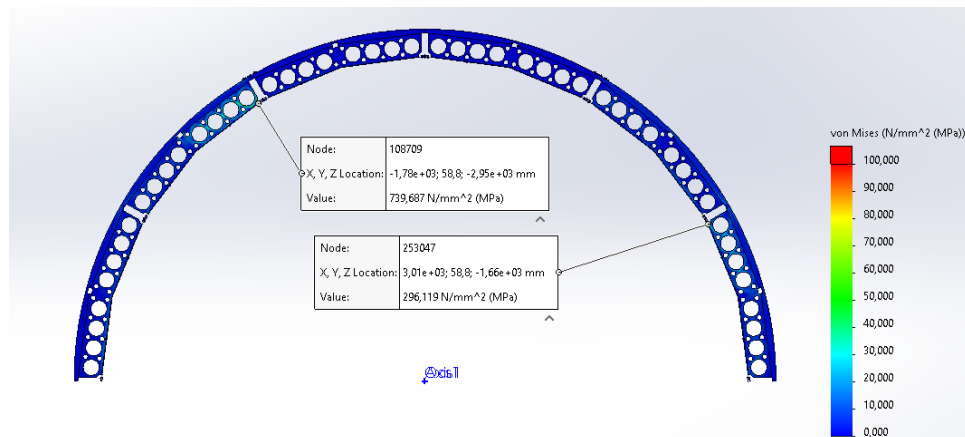


б) переміщення, мм.

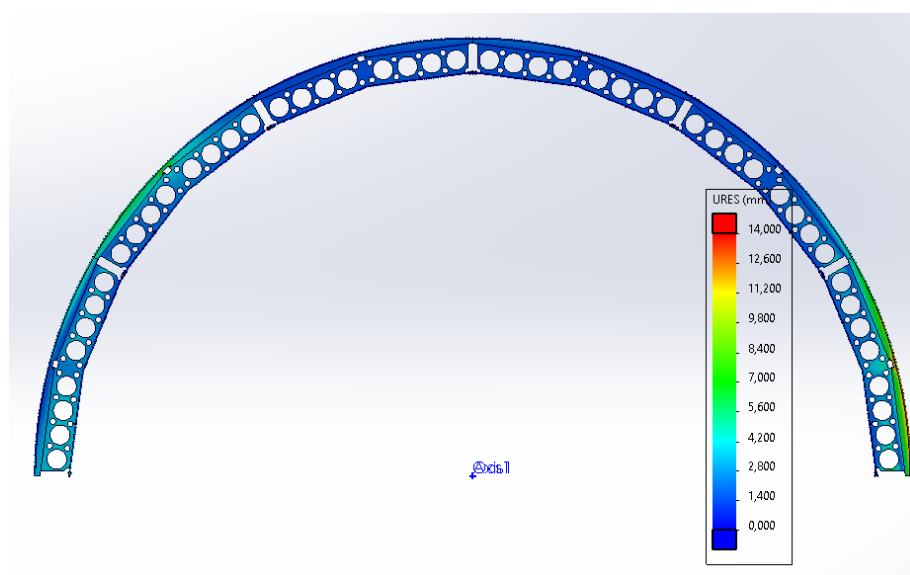
Рис. 2.7.18 Розрахунковий випадок 3

При максимальній частоті обертання дані переміщення виникають внаслідок інерційного навантаження від верхньої опори.

Також було визначені напруження та переміщення які виникають при розгоні та гальмуванні. На рис. 2.7.19. відображено напруження та переміщення які виникають при гальмуванні.



а) напруження за Мізісом, МПа

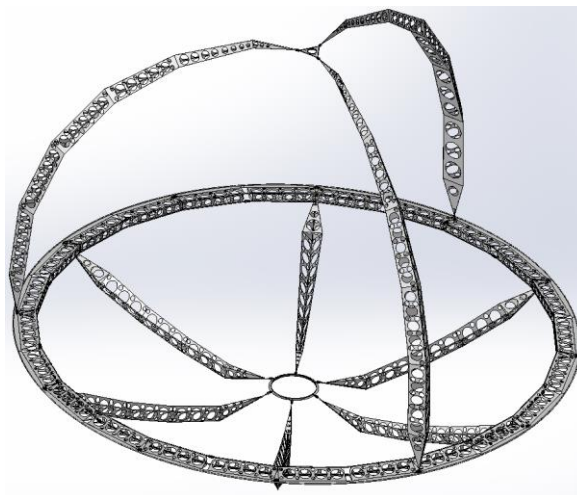


б) переміщення, мм.

Рис. 2.7.19 Розрахунковий випадок 4

При гальмуванні напруження за Мізісом не перевищують 206,9 МПа., при цьому максимальне переміщення не перевищують 3mm.

Механічні та фізичні параметри балонету який обертається визначено на рис. 2.7.20.



а) загальний вид (без оболонки)

Mass properties of Карбонова_рама		
Configuration: 2		
Coordinate system: -- default --		
Mass = 17575.96 grams		
Volume = 10488762.69 cubic millimeters		
Surface area = 42539208.55 square millimeters		
Center of mass: (millimeters)		
X = 0.00		
Y = 659.63		
Z = 0.00		
Principal axes of inertia and principal moments of inertia: (grams * square millimeters)		
Taken at the center of mass.		
Ix = (0.00, 0.00, 1.00)	Px = 126189207447.62	
Iy = (1.00, 0.00, 0.00)	Py = 126189207447.62	
Iz = (0.00, 1.00, 0.00)	Pz = 170899253311.47	
Moments of inertia: (grams * square millimeters)		
Taken at the center of mass and aligned with the output coordinate system.		
Lxx = 126189207447.48	Lxy = 1.78	Lxz = 0.08
Lyx = 1.78	lyy = 170899253311.47	Lyz = 1.14
Lzx = 0.08	Lzy = 1.14	Lzz = 126189207447.76
Moments of inertia: (grams * square millimeters)		
Taken at the output coordinate system.		
lxx = 133836691283.20	lxy = 2.33	lxz = 0.08
lyx = 2.33	lyy = 170899253311.47	lyz = 1.26
lzx = 0.08	lzy = 1.26	lzz = 133836691283.48

б) масові характеристики

Рис. 2.7.20 Властивості

Висновки: Маса корпусу від загальної маси термобалонета складає величину $f_{1+2} = 0.46$ – коефіцієнт за розподілом маси не виконується, перевищення складає 6%. Що компенсується виграними відсотками при проектуванні оболонки. Також було визначено максимальні переміщення, що дозволить врахувати деформацію конструкції при проектуванні кріплень електроприводу.

РОЗДІЛ III

3.1. Підбір електроприводу та параметрів пасової передачі

Для забезпечення керування термобалонета використовується електричний привід. В якості привода пропонується використовувати безколекторний двигун постійного струму (вентильний). В основу конструкції покладено використання ротора із постійними магнітами і статора із обмотками. Основною перевагою використання безколекторного двигуна є відсутність колектора, масивної конструктивної частини приводу. Замість колектора використовуються комутатори які підвищують ККД, та потужність приводу. Даний тип двигунів мають значний діапазон обертання який залежить виключно від підведеною до нього напруги, та здатний передавати значні крутні моменти за рахунок неодімових магнітів. Керування даним типом двигуна здійснюється шляхом подачі окремих обмотці двигуна конкретної напруги та вимагає узгодження обертання вихідного валу із блоком управління. Для цього використовується зворотній зв'язок для приводу.

Перед проектуванням динамічної моделі приводу розглянемо конструктивні особливості трифазного вентильного приводу та зусиль які впливають на побудування динамічної моделі приводу рис. 3.1.1.

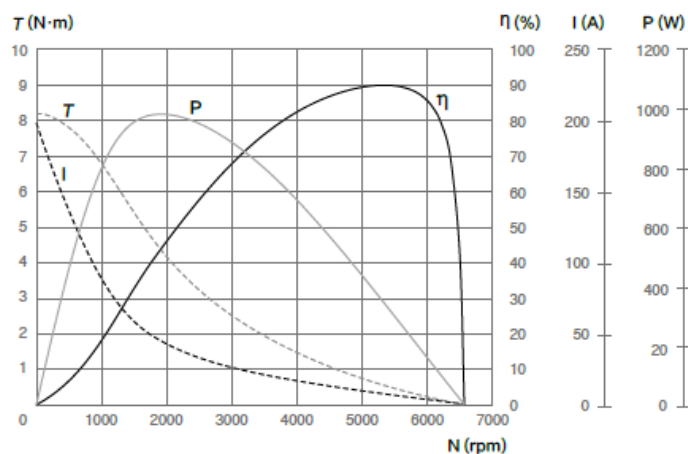


Рис. 3.1.1 Механічні характеристики електроприводу

Для управління безколекторним двигуном використовується контролери із зворотнім зв'язком від двигуна рис. 3.1.2

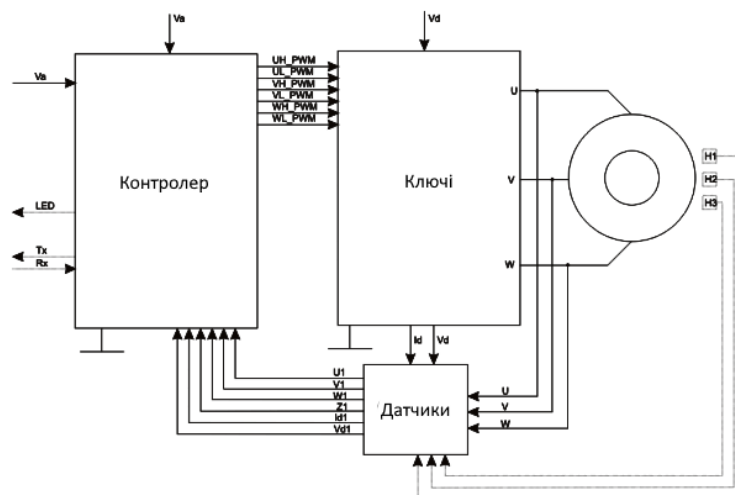


Рис. 3.1.2 Блок схема управління приводом

Для визначення потужності та крутного моменту який двигун повинен забезпечувати для коректної роботи визначимо з наступних розрахунків.

Максимальне значення тяглового зусилля яке необхідно забезпечити при кутовому прискоренні $\varepsilon = 2.1 \frac{rad}{s^2}$ та обертанні інерційної маси оболонки та силового каркасу визначається із наступного рівняння ($J_{об} + J_{кор}$) (3.1).

$$F_m = \frac{\varepsilon \cdot (J_{об} + J_{кор})}{R \cdot 2} = \frac{2.1 \cdot (129.8 + 170.8)}{3.74 \cdot 2} = 84.39H \quad (3.1)$$

Момент M_{k1} який необхідно розвивати на привідному колесі при пуску визначено із рівності (3.2) при радіусі привідного колеса $R_{k1} = 0.0325 m$.

$$M_{k1} = F_m \cdot R_{k1} = 84.39 \cdot 0.0325 = 2.74H \cdot m \quad (3.2)$$

Максимальна кутова швидкість яку привідне колесо $R_k = 0.0325m$ розвиває визначається з рівності (3.3).

$$\omega_{k1} = \frac{\omega \cdot R}{R_{k1}} = \frac{3.5 \cdot 3.74}{0.0325} = 402.7, \frac{rad}{s} \quad (3.3)$$

В даній моделі двигун експлуатується в режимі наближеного до S2. В даному випадку режим роботи пов'язаний із коротко тививалого розгону двигуна на максимальну частоту обертання із підтриманням сталого прискорення, наступним є коротко тривала робота двигуна із постійно частотою обертання, що характеризується незначним навантаженням яке виникає внаслідок опору повітря.

Передача крутного моменту від привідного колеса до напрямної відбувається силами тертя. За умовою приймається, що площини контакту та притискного зусилля достатньо для стабільної роботи без виникнення проковзування. На рис. 3.1.3 Відображено механізм приводу із спрощеним позначенням пасової передачі. Передаточне відношення пас. передачі визначимо з умови максимальної потужності двигуна на частоті обертання $\omega_m = 209.4 \frac{rad}{s}$. Звідси передаточне відношення пасової передачі складе $u_{nac} = 0,52$.

Розрахункова потужність привода при максимальній частоті обертання визначається за наступною формулою (3.4).

$$P_{k3} = M_{k1} \cdot u_{nac} \cdot \omega_{k1} \cdot \eta_{nac} \cdot \eta_{nid}^2, W \quad (3.4)$$

, де η_{nac} – втрата потужності в зубчатій пасовій передачі, η_{nid} – втрати потужності в підшипниках кочення.

$$P_m = 2.74 \cdot 0.52 \cdot 402.7 \cdot 0.94 \cdot 0.99^2 = 528, W \quad (3.4(1))$$

З графіку запас потужності для обраного приводу складає 50% що забезпечує безпеку приводу від перегріву.

Розрахунок пасової передачі зводиться до визначення ділильного діаметру коліс, ширини ременю та його модулю. Початок розрахунку почато із вибору модулю. Значення модуля було підібрано за таб. 4.1 довідника [37]. Для даного крутного моменту модуль обрано рівним 2 мм. Мінімальна кількість зубів на меншому колесі призначимо також із довідникової таб. 4.3 1 довідника [37]. Окружна швидкість на найменшому шківі складає

$$u_{k1} = \omega_{k1} \cdot R_{k1} = 402.7 \cdot 0.0325 = 15 \frac{m}{s}, \text{ отже найменша кількість зубців складає}$$

12. Звідси можна визначити, що діаметр ділильних окружностей можна визначити з наступних рівнянь (3.5) із врахуванням мінімально допустимого для веденого шківів, (3.6) та для ведучого із врахуванням передаточного відношення.

$$D_{k1} = 12 \cdot 2 = 24, mm \quad (3.5)$$

$$D_m = \frac{12 \cdot 2}{0.52} = 46, mm \quad (3.6)$$

оскільки конструктивно існують обмеження для веденого шківів його мінімальний ділильний діаметр має складати 50 *mm*. Звідси приймається, що число зубів веденого шківів складає $z_{k1} = \frac{D_{k1}}{m} = 25$. Звідси число зубів та ділильний діаметр ведучого шківів рівний (3.7).

$$z_m = \frac{25}{0.52} = 48 \quad (3.7)$$

$$D_m = 48 \cdot 2 = 96, mm$$

Для визначення ширини ременя визначається окружне зусилля $P_{ок}$ за формулою (3.8).

$$P_{ок} = \frac{2 \cdot M_{k1}}{m \cdot z_{k1}} \cdot 10^3 = \frac{2 \cdot 2.74}{2 \cdot 25} \cdot 10^3 = 109.6, H \quad (3.8)$$

Розрахункова ширина ременя визначається за формулою (3.9).

$$B = \frac{P_{ок}}{p_0 - q \frac{u_{k1}}{g} \cdot 10^{-3}} \quad (3.9)$$

, де $p_0 = 5 \frac{H}{mm}$ – окружне зусилля яке передає ремінь 1 мм., $q = 30 \frac{H}{m^2}$ - вага погонного метра паса. Підставивши значення із таб.4.9 довідника [37]. отримано розрахункове значення ременя (3.10).

$$B = \frac{109.6}{5 - 30 \frac{15}{9.81} \cdot 10^{-3}} = 22 mm \quad (3.10)$$

Даний розрахунок виконано для попереднього визначення конструкції привідного ролика термобалонета.

3.2.Компоненти системи керування

Для управління термобалонета необхідно використовувати складну систему управління пов'язану із складною системою орієнтації яка представляється у вигляді блоку системи керування рис. 3.2.1. В дану систему входить навігаційні системи, системи контролю навколишнього середовища, системи контролю стану літального апарату та інші.

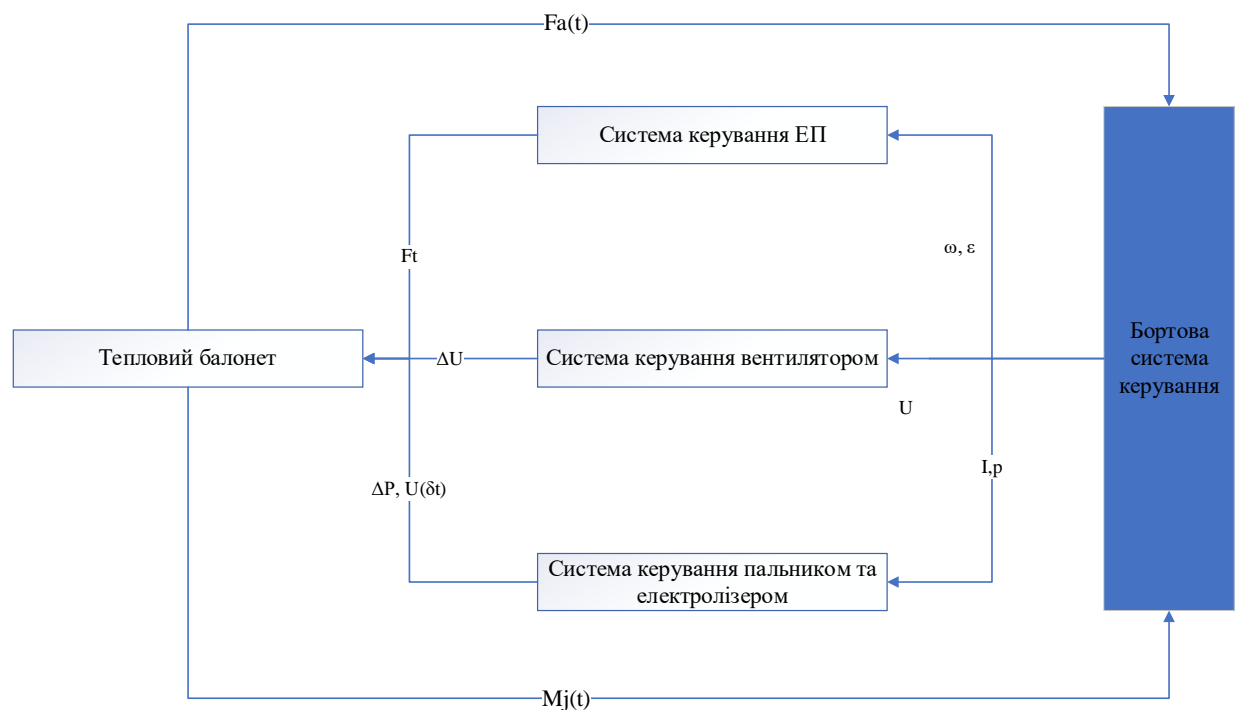
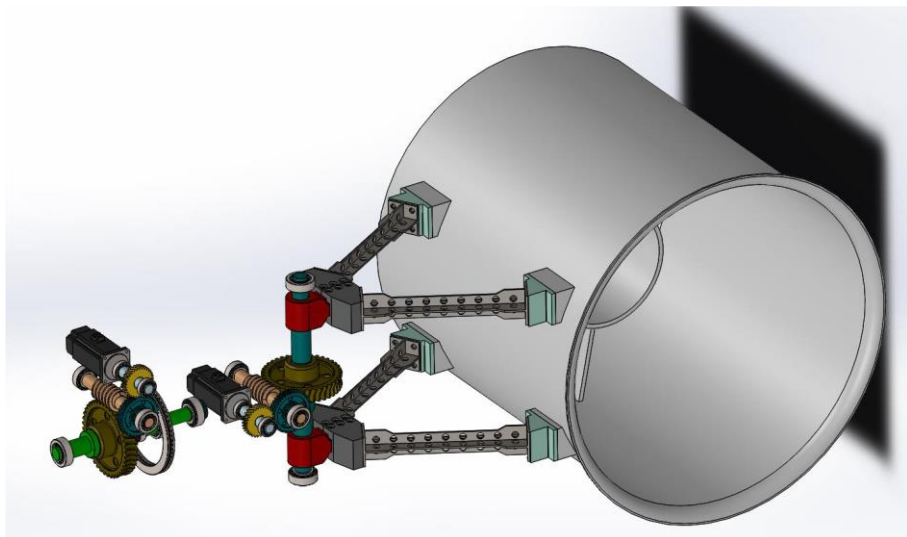


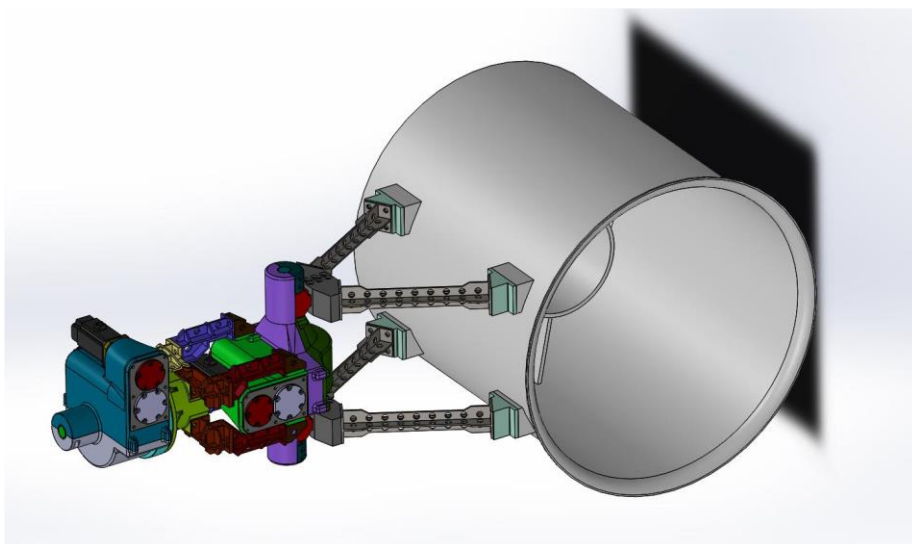
Рис.3.2.1 Система управління тепловим балонетом

На рис. 3.2.1 позначено основні напрямки поширення інформації між блоками системи управління. Де наступні позначення: $Fa(t)$ – зусилля яке виникає внаслідок приросту підйомної сили газу, $Mj(t)$ – інерційний момент обертання термобалонета, ε - повне кутове прискорення, u - лінійна швидкість, ω - кутова швидкість, φ - кут повороту, ΔT – перепад температури із навколишнім середовищем, $\Delta P, p$ – перепад тиску в балонеті із навколишнім середовищем та тиску газу в водневому генераторі, U – витрата повітря на вході в камеру згорання дифузора. Ці основні параметри враховувалися під час проектування балонету та було визначені їхні головні параметри. Дана система тісно пов'язана із системою управлінням представленою у вигляді пари імпелерів. Оскільки обертання термобалонета зменшує час реакції літального апарату який необхідний для встановлення імпелера в необхідне положення та встановлення номінальної потужності. Кріплення та систему управлінням яким було розглянуто в роботі [38].

Даним автором було спроектовано та розраховано систему кріплення та приводи для даного гібридного літального апарату вказані на рис. 3.2.2.



а) вид з погашеним корпусом



б) загальний вигляд

Рис. 3.2.3 Кріплення приводів для імпелерів

Дані апарати застосовуються для продовження розпочатого маневрування літального апарату.

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата

МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ

Лист

119

ВИСНОВОК

В даній магістерській роботі було розглянуто та досліджено класифікацію літальних апаратів які застосовують в якості підйомної сили – силу Архімеда. Визначено конструктивні особливості, їх переваги та недоліки у застосуванні. Було визначено основним напрямком дослідження гібридного теплового літального апарату який поєднує в собі комбінацію традиційних літальних апаратів. Розглянуто патенти по даній тематиці та визначено напрямки розвитку даної тематики.

Визначено та розглянуто основні економічні показники доцільності проведення досліджень спрямованих на розробку та застосування гібридних літальних апаратів. Розглянуто місце даних літальних апаратів у логістичній системі.

Проаналізовано можливості використання сучасних теплоізоляційних, газо ізоляційних матеріалів для оболонки термобалонета. Також наведено їх фізико-механічні характеристики.

Розраховані параметри роботи газової грілки термобалонета при стійкій його роботі. Визначено параметри пальника, потужності джерела нагрівання та теплових витрат через стінку термобалонета та вихідні отвори. Розраховано граничні значення параметрів управління тепловим балонетом пов'язані із міцністю та деформацією газо-тепло ізоляційною оболонкою.

Спроектовано та визначено конструкцію приводу який обертає тепловий балонет навколо вісі ристання. Спроектовано та визначено параметри міцності та деформації які зазнає жорстка конструкція термобалонета при різних розрахункових випадках термобалонета. Розглянуто привід кріплення імперелів які були розроблені для даного апарату.

Перелік посилань:

1. Hagenlocher Klaus G. A. Zeppelin for the 21th Centry // Scientific American. -1999. – №11.
2. Арие М.Я. Дирижабли. – К.: Наук. думка. 1986. – 264с.
3. Ardema, M.R., “Airship”, AccessScience, McGraw-Hill Companies, 2008, URL: <http://www.accessscience.com>[cited 8 May 2012]
4. John W.R. Taylor, ed. (1988). Jane's All the World's Aircraft 1988-89. London: Jane's Information Group. p. 660. ISBN 0-7106-0867-5.
5. Briefing for Assistant Secretary of Defense for Research and Engineering, “Hybrid Airships.”July 19, 2011.
6. “Lighter Than Air Foldable Airship,” in August 2002. Patent US 6,793,180 B2 was granted on 21 September 2004
7. US 20160137281 A1, “Hybrid VTOL vehicle,” <https://patents.google.com/patent/US20160137281>
8. Банько В. Г. Логістика : навч. посіб. / В. Г. Банько. — 2-е вид., перероб. — К. : КНТ, 2007. - 332 с.
9. Дирижаблі Кирилін
10. US 8.905.353 B2 “Bi-Convex Airship”
- 11.US 10.131.422 B2 “Aircraft”
- 12.US 10.894.591 B2 “Hybrid Vtol vehicle”
- 13.US 9.745.042 B2 “Airship including aerodynamic, floatation, and deployable structures”
- 14.WO 2016/195520 A1 “Multifunctional air transport system”
- 15.RU 144 284 U1 “Дирижабль с несущим каркасом”
- 16.<https://www.daikinchem.de/sites/default/files/pdf/FEP/Product%20Brochure%20NEOFLON%20FEP.pdf>
- 17.https://www.researchgate.net/publication/343977483_Antioxidant_Packaging_Films_Based_on_Ethylene_Vinyl_Alcohol_Copolymer_EVOH_and_Caffeic_Acid

18. https://www.grafixplastics.com/grafix-plastics/plastic-film-plastic-sheet-faq/mylar_what/mylar_prop/
19. <https://www.aramid.com/zylon-pbo/>
20. https://www.dupont.com/content/dam/dupont/amer/us/en/safety/public/documents/en/Kevlar_Technical_Guide_0319.pdf
21. https://www.researchgate.net/publication/256839266_HIGH_PERFORMANCE_M5_FIBER_FOR_BALLISTICS_STRUCTURAL_COMPOSITES
22. http://winchhydro.eu/Dyneema_sert.pdf
23. <https://www.packagingcomposites-honeywell.com/spectra/product-info/spectra-fiber/>
24. Bai JB, Xiong JJ, Shenoi RA, Wang Q. A micromechanical model for predicting biaxial tensile moduli of plain weave fabric composites. J Strain Anal Eng Des 2017;52:333–43.
25. J. Blaauwendraad “Theory of Elasticity et 5141 Direct methods,” Faculty of Civil Engineering and Geosciences, Delft University of Technology, 2004.
26. Джурка Г.Ф., Полімерні композиційні матеріали - Полтава, 2008 – 58 с.
27. Щербаков Ю.В. Теория полета дирижаблей. Краткий курс. Изд. 2-е, испр. М.: Изд-во ЛКИ, 2010. 80 с.
28. <http://www.aerogeltechnologies.com/safety-data-sheets/>
29. Sokolov E.Ya. Teplofikatsiya i teplovyie seti [District heating and heat network]. Moscow, MEI Publ., 2001. 472 p.
30. <https://pronatindustries.com/product/tedlar-pvf-film/>
31. <http://www.goodfellow.com/E/Polyamide-Nylon-6.html>
32. Погорелов В. И. Строительная механика тонкостенных конструкций. — СПб.: БХВ-Петербург, 2007. — 528 с.: ил.
33. Stockbridge, C.M., “Stability and Control of Unconventional Airships, Design and Experimental Investigations,” MS Thesis, Mechanical and Aeronautical Engineering Department, Clarkson University, Potsdam NY, 2012.

34. Ardema, M.R., “Airship”, AccessScience, McGraw-Hill Companies, 2008, Доступ за посиланням : <http://www.accessscience.com>.
35. Sheng SZ, Hoa VS. Three-dimensional micro-mechanical modeling of woven fabric composites. J Compos Mater 2003;37(9):763–89.
36. <http://www.goodfellow.com/E/Carbon-Epoxy-Composite.html?referrer=AZOMDOTCOM&id=1684>
37. Кожевников С.Н., Погребняк А.П. Конструирование и расчет механизмов с зубчатыми ременными передачами. Киев: Наукова думка, 1984. — 112 с.
38. Смірнов Р.Ю. Розробка механічного приводу засобів орієнтації літального апарату. Магістерська атестаційна робота. м. Кременчук 2020р.

ДОДАТКИ

ПУБЛІКАЦІЯ

УДК 629.7.00

**Дослідження конструкції та матеріалів для нових прогресивних апаратів,
легших за повітря**

**Автор¹ Павлик Петро Михайлович; Автор² Саленко Олександр Федорович; Автор³
Суліма Олександр Григорович.**

1- Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені
Ігоря Сікорського", Київ, Україна

2- КБ "Термоплан"

*Анотація. Дослідження розвитку апаратів легших повітря в 21 столітті зумовлене пошуком нових
можливостей виконання переміщення пасажирів та вантажу із одного місця в інше. Використання
традиційних апаратів як: літаки, вертольоти, та нових видів транспорту як квадрокоптерів вимагає
значних затрат на паливо, обслуговування. Вони також накладають значні обмеження.*

*Використання гібридних апаратів легших за повітря дозволить знизити собівартість перевезення.
Однак наріжною проблемою є використання нових матеріалів, що дозволяють розігрівати робочий
газ у балоні до 500-550 градусів Цельсія. дослідженню таких матеріалів присвячено роботу.*

Ключові слова: апарати легші повітря; аерогелі; вертольоти; Генетико генераційний метод;
гібридні апарати; квадрокоптери; літаки.

Розглядаючи тенденції розвитку авіації в 21 столітті варто звернути увагу на відновлення розвитку апаратів легших за повітря. Історично вони використовувалися для транспортування незначного вантажу, перевезення пасажирів, метеорологічних дослідженнях та військових. На даний час в світі представлено з десяток даних апаратів для різних цілей, а саме: транспортування вантажів, метеорологічні дослідження, пасажирсько-туристичні перевезення, підготовка пілотів, та інші. Актуальність початку дослідження ґрунтується на значні переваги гібридних літальних апаратів над традиційними [1]. На рис. 1 продемонстровано приблизно яку нішу даний транспорт займає в сучасній транспортній інфраструктурі. Вагомою перевагою комбінованих апаратів над традиційними видами транспорту є зменшена кількість необхідних енергоносіїв для виконання роботи. Для літаків необхідна значна кількість палива для подолання аеродинамічного опору навіть при крейсерській швидкості, для кораблів подолання поверхневого натягу води та на витіснення об'єму води при русі, для колісного транспорту подолання сил тертя. Для апаратів легших за повітря ряд проблем зникають. Оскільки вони переміщуються із незначними швидкостями вони не викликають значного аеродинамічного опору.

					МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		124

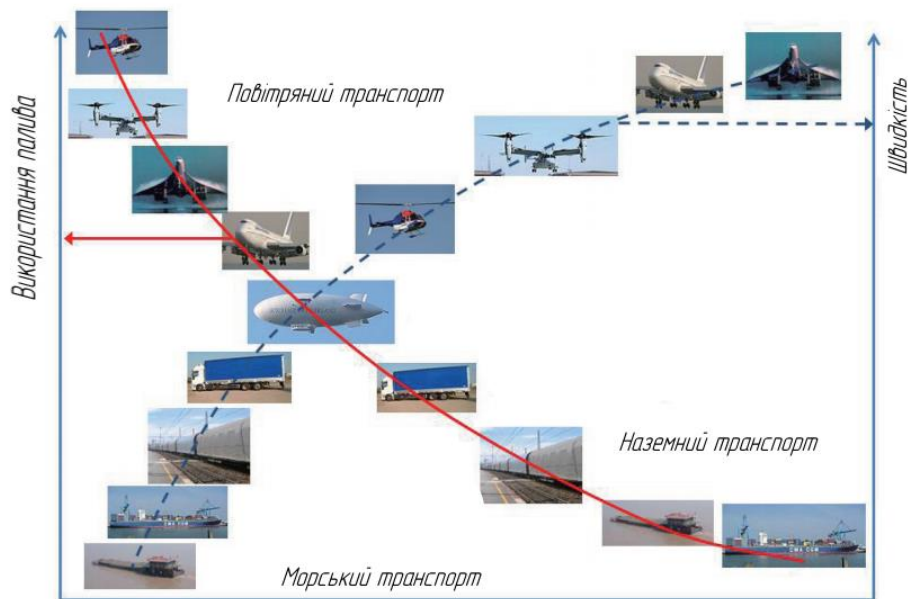


Рис. 1. Співвідношення між швидкістю та необхідним паливом для виконання транспортування вантажу [1].

Тобто значних витрат на паливо, також будучи легшими за повітря вони можуть залишатися в повітрі значний час без необхідності дозаправки.

За конструкторським виконанням дирижаблі поділялися на м'які, жорсткі, і напівжорсткі. За типом керування: пілотовані, безпілотні. За типом силової установки: бензинові, дизельні, газотурбінні, електроприводі. За способом створення підйомної сили: використання легких газів (водень, гелій), використання нагрітого повітря, комбіновані (використання легкого газу або нагрітого повітря та аеродинамічної форми дирижабля).

На рис. 2 [2] подано приклад дирижабля із м'якою конструкцією.

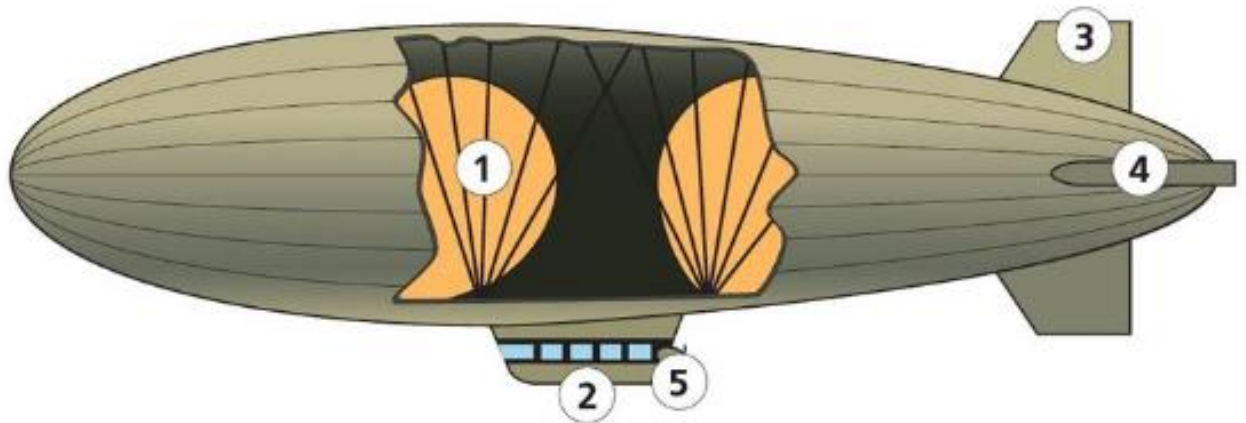


Рис. 2 Дирижабль із м'якою конструкцією [2]

Де позначено 1 – балонет, 2 – гондола, 3 – киль, 4 – руль висоти, 5 – двигун.

Дані апарати в якості підйомної сили використовують легкі гази гелій чи водень. Підтримання форми здійснюється виключно підйомною силою газів. Керування здійснюють шляхом зміни об'єму балонетів із переду та заді. Дана конструкція має ряд недоліків: невизначне форма внаслідок чого погіршується керування, низька вантажопідйомність. Розглянемо дирижаблі із напівжорсткою конструкцією подані на рис. 3.

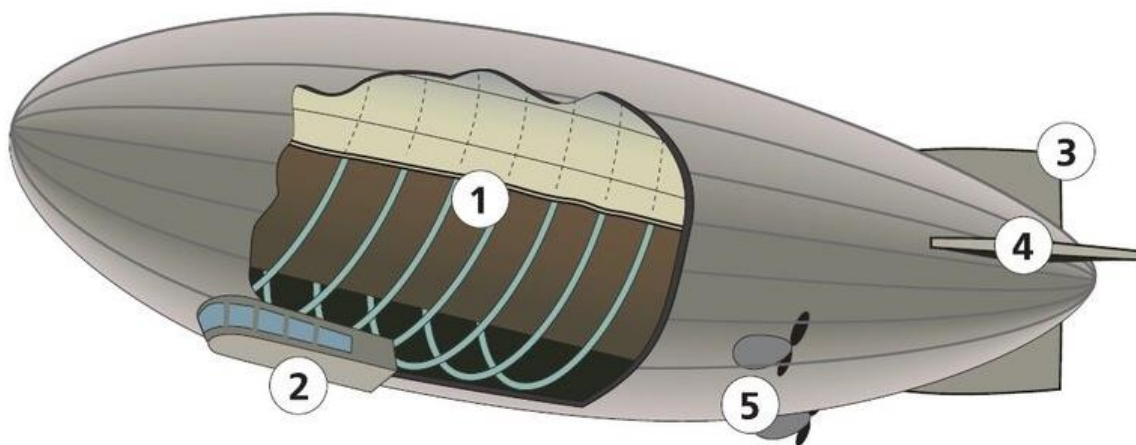


Рис. 3 Дирижабль із напівжорсткою конструкцією [2]

Де позначено 1 – балон із газом, 2 – гондола, 3 – кіль, 4 – руль висоти, 5 – двигун. На відміну від м'якої конструкції в них використовується металева, чи вугле пластикова ферма яка зберігає аеродинамічну форму нижньої частини дирижабля. Верхня половина утримується завдяки підйомної сили робочих газів. Дана конструкція набула широкого використання в сучасному дирижаблебудуванні.

Апарати із жорсткою конструкцією набули малого поширення. На рис. 4. представлено конструкцію жорсткого дирижабля.

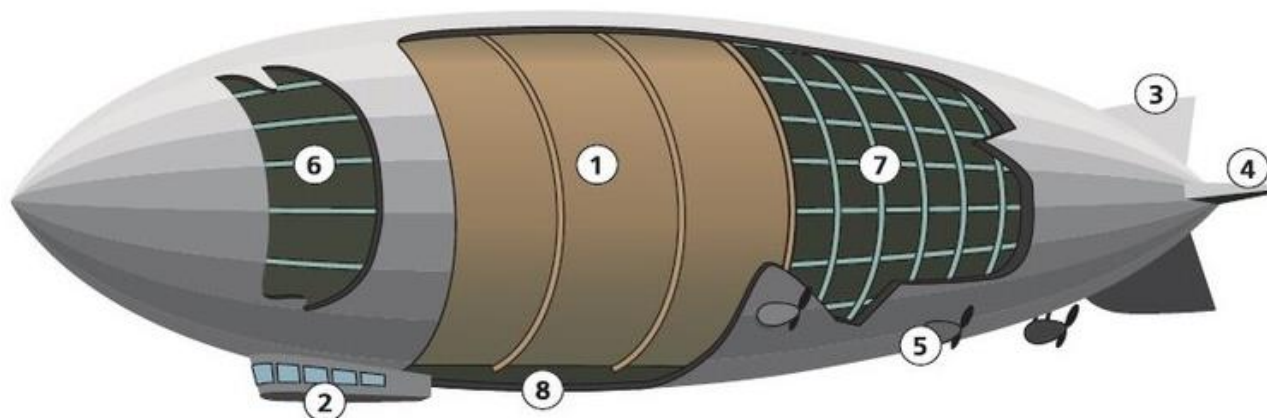


Рис. 4 Дирижабль із жорсткою конструкцією [2]

Де позначено 1 – балон із газом, 2 – гондола, 3 – кіль, 4 – руль висоти, 5 – двигун, 6 – ребра жорсткості, 7 – жорсткий каркас, 8 – вантажний відсік. Дана конструкція має основний недолік як маса самого дирижабля. Дан конструкції мають більший коефіцієнт відношення маси оболонки до одиниці об'єму робочого газу. Що значно впливає на габарити літального апарату. Також виготовлення, транспортування, зберігання та обслуговування вимагатиме значних затрат. Перевагою даної конструкції є стійка аеродинамічна форма яка не змінюється під час виконання маневрування.

Розглянуто конструкцію комбінованого апарату легшого за повітря та матеріали які можна використовувати для його побудови на рис. 5.

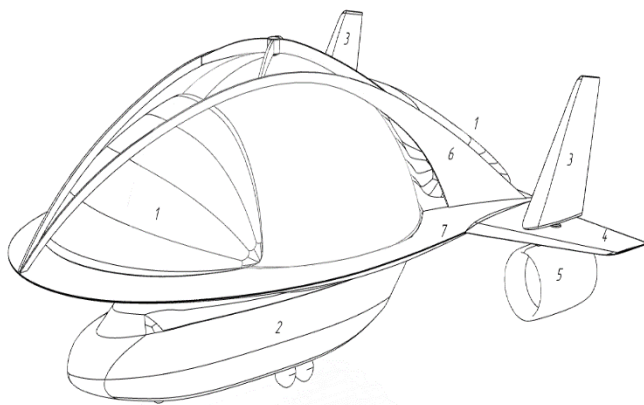


Рис. 5. Дирижабль із комбіновано конструкцією

1 – балон із газом, 2 – гондола, 3 – кіль, 4 – руль висоти, 5 – двигун, 6 – ребра жорсткості, 7 – жорсткий каркас. В центральній частині знаходиться обертальна на півсфера виготовлена із аерогелю. Конструкція балонетів має жорстку форму. Принцип роботи даного апарату полягає в використанні підйомної сили нагрітого повітря до 500-550 градусів Цельсія в центральній сфері, що обертається. Передній та задній балонет використовується для покращення управління та створення запасу підйомної сили на випадок втрати основного джерела підйомної сили.

Перевагою даної конструкції можна відзначити можливість створення підйомної сили за рахунок аеродинамічної форми апарату, а саме під час зльоту із пробіжкою по полосі. А також зменшеного лобового супротиву, та виникнення підйомної сили під час польоту на відміну від традиційних літальних апаратів. Обертальна внутрішня сфера може збільшити стійкість апарату, що підвищить його стійкість при бічних поривів вітру.

Для визначення оптимальної форми необхідно вирішити велику кількість оптимізаційних задач на основі генетичного методу. Результатом досліджень яких ми отримаємо деяку кількість кривих оптимізаційних форм [3]. Генетичний метод базується на двох методах: бінарна та із плаваючою точкою.[4] Для оцінки форми тіла використовується число Рельнойдса. В результаті даних досліджень можна отримати оптимізовані форми тіла балону термоплана рис. 6. [5]

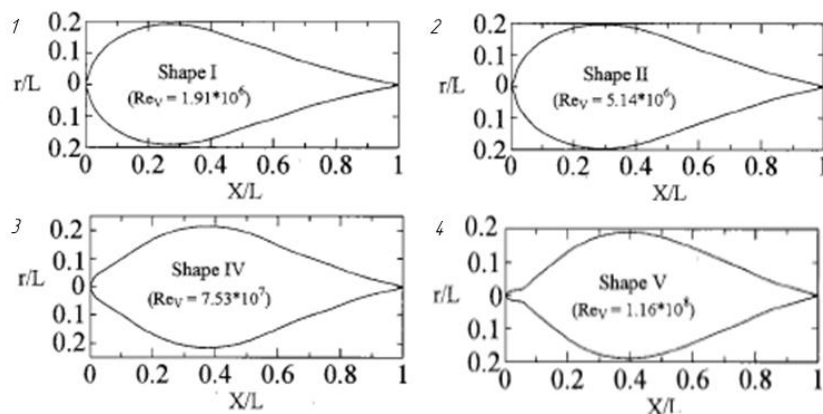


Рис. 6. Оптимізація конструкцією за допомогою Генетичного методу [5]

Як видно із рисунку найкращі аеродинамічні властивості відображені на рис. 6. 4. Дана форма була використана при створенні прототипу дирижабля рис. 5.

Для забезпечення низької теплопередачі між навколишнім середовищем та робочим тілом пропонується використання аерогелів. Експлуатаційні температури даних матеріалів дозволяють його використовувати в умовах нормальних та високих температур від -40 до

650°C. Перевагою даних матеріалів є те що їх коефіцієнти теплпередачі набагато нижчі за коефіцієнти теплпередачі тканин, чи інших матеріалів які використовуються в сучасних дирижаблях, також щільність 180-200 кг/м³. На ринку дані матеріали представлені як Pyrogel 6650, Pyrogel DALION, Pyrogel XT-E, Pyrogel XTF, Pyrogel XT та інші. Фізично дані матеріали постачаються в рулонах, не пильні, зручні до монтування. Але мають гігроскопічну структуру, що потребує захисту. Обрані для дослідження матеріали (рис. 7) показали наступне.



Рис. 7. Обрані для дослідження матеріали

Значення теплопровідності в цілому відповідає заявленим виробником характеристикам, з тенденцією незначного зменшення протягом 100 год. випробувань (не більше за 3-4%). Однак цей параметр відновлюється після початку нової серії досліджень. При цьому матеріал PIROGEL DALIAN (PIROGEL XT) має найбільше розсіювання параметра λ , Вт/(м·К), при дослідженні 10 зразків. Це розсіювання становить 18.19%, а масо-вагові характеристики відрізнялися для зразків рівних за розмірами на понад 14%). Матеріал PYROGEL 6650 показав найбільш стабільні результати, близькі до заявлених (розсіювання значень λ не перевищувало 3,9%, що порівняно із інструментальною помилкою, а розсіювання m , g , – не більше 0,8%). Розсіювання контрольованої величини підкоряється закону Вейбула із $m=0,0128$. У порівнянні з заявленими характеристиками AEROGEL ASPEN показав максимальні характеристики міцності, зокрема, 0,21 МПа, однак як і інші аеро- та пірогелі, виявив низьку адгезивну спроможність при нанесенні на основу (наприклад, POLYESTER-тканину).

Висновки: При дослідженні визначено пріоритетний напрям використання комбінованих дирижаблів із робочим тілом гелієм та нагрітим до високої температури повітря. Для дослідження аеродинамічної форми дирижабля дослідили Генетичний Генераційний метод, який є більш точним при вирішенні нелінійних цільових функцій та дозволяє отримати оптимізаційну задачу для багатокompонентного тіла, на відміну від стратегії еволюції Рехенберга.

Досліджено також і спеціальні матеріали, здатні знизити тепловтрати гібридного апарату на великих висотах. Показано, що використання аерогелів підвищить здатність оболонки термобалона зберігати високі температури без пошкодження оболонки, що підвищить ефективність експлуатації апарату.

Список літератури

1. Stockbridge, C.M., "Stability and Control of Unconventional Airships, Design and Experimental Investigations," MS Thesis, Mechanical and Aeronautical Engineering Department, Clarkson University, Potsdam NY, 2012.
2. Електронне джерело доступне за посиланням: <https://airsoft-unity.ru/mn/instrukcii/legkii-dirizhabl-na-gazovom-hodu-glava-iii-ustroistvo.html>
3. Mueller, J.B., Zhao, Y., and Paluszek, M., "Development of an Aerodynamic Model and Control Law Design for a High-Altitude Airship", AIAA Unmanned Unlimited Conference, Chicago, IL, September 2004
4. Holland, J., Adaptation in Natural and Artificial System, (1975), University of Michigan Press, Ann Arbor
5. Nejati, V., and Matsuuchi, K., "Aerodynamics Design and Genetic Algorithms for Optimization of Airship Bodies", JSME International Journal, Series B, Vol. 46, No. 4, 2003, pp. 610-617

RESEARCH OF A DESIGN AND MATERIALS FOR NEW PROGRESSIVE DEVICES OF LIGHTER AIR

Pavlyk P.M., Salenko O.F., Sulima O.G.

Abstract. *The study of the development of lighter air vehicles in the 21st century is conditioned by the search for new opportunities to move passengers and cargo from one place to another. The use of traditional devices such as aircraft, helicopters, and new modes of transport as quadcopters requires significant costs for fuel and maintenance. They also impose significant restrictions. The use of hybrid devices lighter than air will reduce the cost of transportation. However, the cornerstone is the use of new materials that allow you to heat the working gas in the cylinder to 500-550 degrees Celsius. work is devoted to the study of such materials.*

Keywords: *lighter air devices; air gel; helicopters, Genetic Generation method; hybrid devices; quadcopters; aircraft.*

					МВ-91мн.02.МД100.000.000.00ПЗ	Лист
Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата		129

Струтинський В.Б., Юрчишин О.Я., Кравець О.М. ГОЛОВНІ АСПЕКТИ ПРОЕКТУВАННЯ МАНІПУЛЯТОРІВ МОБІЛЬНИХ РОБОТІВ СПЕЦІАЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ	154
Салій С.С., Голошко Л.Ф., Романенко В.В., Блощини М.С. ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ ВИГОТОВЛЕННЯ І ЯКОСТІ БІМЕТАЛЕВИХ МАТЕРІАЛІВ КОМБІНОВАНИМИ ЛАЗЕРНО-ЛИВАРНИМИ ПРОЦЕСАМИ	157
Назаренко І.І., Бондаренко А.Є., Заприюда А.В., Сліпешкий В.В. ФІЗИЧНІ АСПЕКТИ ДИНАМІЧНОГО РУХУ СЕРЕДОВИЩ СКЛАДНОЇ СТРУКТУРИ.....	163
Равская Н.С., Парненко В.С., Николаенко Т.П., Родин Р.П. ОБЩАЯ МЕТОДОЛОГИЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ГЕОМЕТРИИ РЕЖУЩЕЙ ЧАСТИ ИНСТРУМЕНТОВ НЕЗАВИСИМО ОТ ИХ КОНСТРУКЦИЙ	166
Корбут Є.В. НАУКОВІ ОСНОВИ ПІДВИЩЕННЯ ПРАЦЕЗДАТНОСТІ РІЗАЛЬНОГО ІНСТРУМЕНТУ ДЛЯ ОБРОБКИ ВОЛОКНИСТИХ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ ШЛЯХОМ МОДИФІКАЦІЇ ПОВЕРХНЕВОГО ШАРУ	171
Потужевський О.Д., Веснін А.В., Крейсман Е.А. КОНСТРУКЦІЯ ПРОТИПІДКАТНОГО ЗАХИСТУ ДЛЯ ВЕЛИКОВАНТАЖНИХ КАР'ЄРНИХ АВТОСАМОСКИДІВ	174
Розов Ю.Г., Дмитрієв Д.О., Русанов С.А. ПРОГНОЗУВАННЯ КОНСТРУКТИВНИХ ПАРАМЕТРІВ ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ ВИГОТОВЛЕННЯ ПРЕЦИЗІЙНИХ ТРУБЧАСТИХ ВИРОБІВ МЕТОДОМ ПРОКАТУВАННЯ-ОБТИСНЕННЯ НА ОПРАВЦІ НЕПРИВОДНИМИ РОЛИКАМИ.....	178
Поспятиєнко Н.І., Поспятиєнко Е.К., Рибак І. СТВОРЕННЯ РЕЛЬЄФІВ ПОВЕРХНІ ДЕТАЛЕЙ ЗАСОБІВ ТРАНСПОРТУ ЛІНІЙНИМ ІНДЕНТУВАННЯМ	182
Лавріненко А.Д., Тітов В.А., Злочевська Н.К. МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСУ ІГЛАДЖУВАННЯ ТИТАНОВИХ СПЛАВІВ З КОМПЛЕКСНИМИ УЛЬТРАЗВУКОВИМИ КОЛИВАННЯМИ ІНСТРУМЕНТУ	186
Павлик П.М., Саленко О.Ф., Суліма О.Г. ДОСЛІДЖЕННЯ КОНСТРУКЦІЇ ТА МАТЕРІАЛІВ ДЛЯ НОВИХ ПРОГРЕСИВНИХ АПАРАТІВ ЛЕГШИХ ПОВІТРЯ.....	190
Мішук Д.О., Бойченко А.В., Мішук Є.О. НЕЙРОННА МЕРЕЖА В СИСТЕМІ КЕРУВАННЯ БУДІВЕЛЬНОГО МАНІПУЛЯТОРА	195
Колосова О.П., Ванін В.В., Колосов О.Є., Сіпешкий В.І., Гондляр О.Б. ОБЛАДНАННЯ ДЛЯ НИЗЬКОЧАСТОТНОЇ УЛЬТРАЗВУКОВОЇ ОБРОБКИ РІДКИХ ПОЛІМЕРНИХ СЕРЕДОВИЩІ ТА ВОЛОКНИСТИХ НАПОВНЮВАЧІВ.....	199
Назаренко І.І., Дєдов О.П., Свідерський А.Т., Ручинський М.М., Сліпешкий В.В. ДОСЛІДЖЕННЯ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ ДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ СКЛАДНОЇ СТРУКТУРИ.....	202

Розробка рушіїв та засобів орієнтації термоплану

*Студент групи МВ-91мн
Павлик Петро Михайлович
Науковий керівник,
д.т.н., професор
Саленко Олександр Федорович*

Мета роботи:

Метою даної роботи є створення та визначення параметрів теплового балонету термоплану (гібридного літального апарату).

Для досягнення поставленої мети необхідно визначити критерії доцільності застосування в сучасній цивільній транспортній системі термоплану.

Визначити теплові втрати через тепловий балонет із врахуванням застосування сучасних теплоізоляційних матеріалів.

Спроектувати та визначити параметри тепло- та газо-ізоляційної оболонки, каркасу термобалонета - які отримуються з умови стійкості, міцності та жорсткості.

Літальні апарати легші за повітря, та гібриди



Project Sol'R



PLIMP

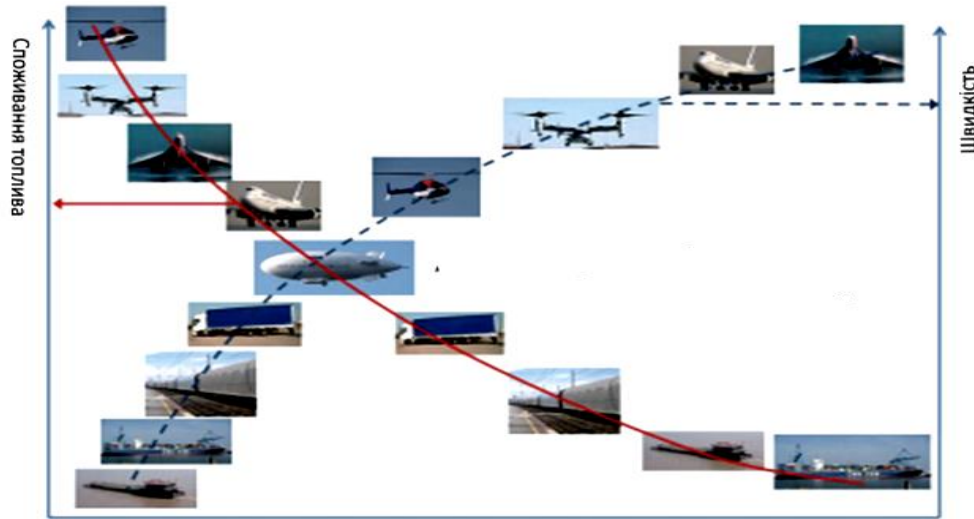


Airlander 10



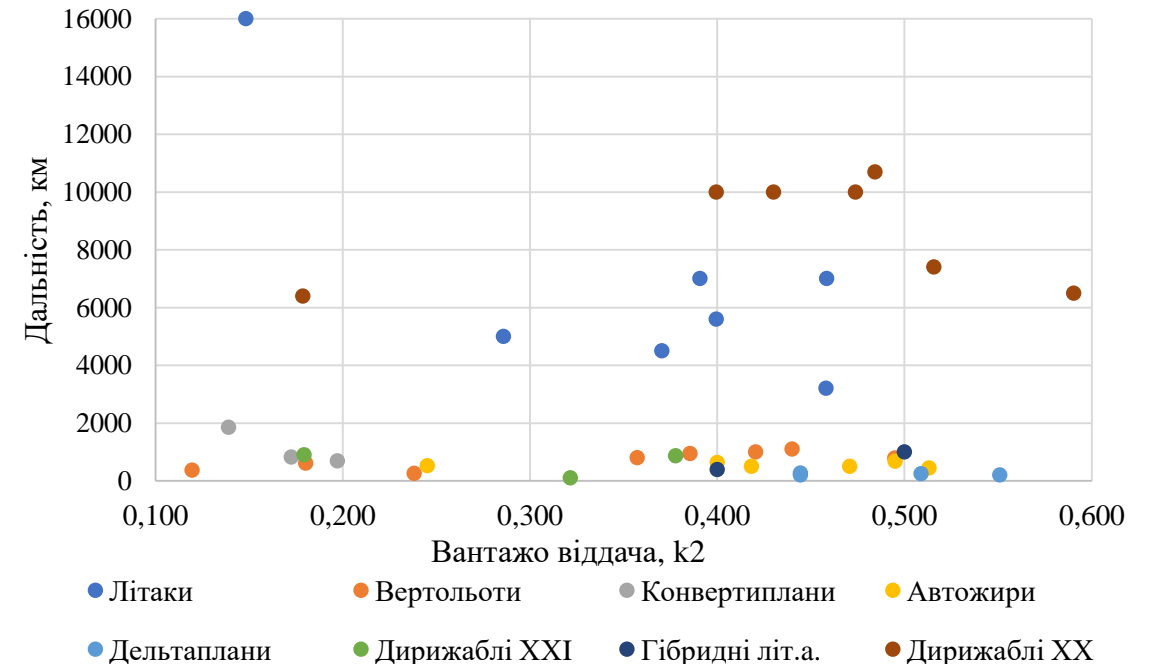
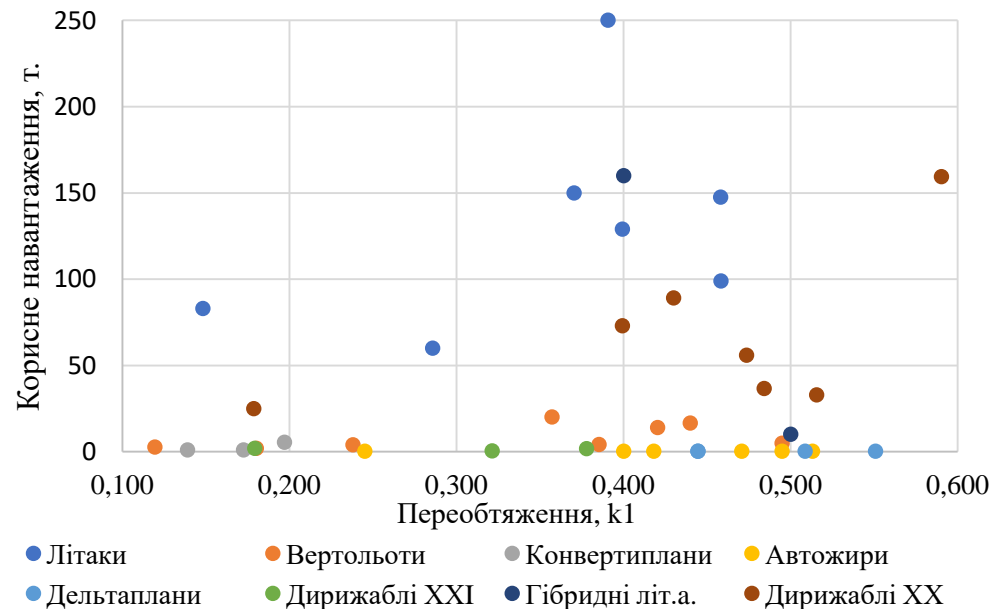
Voliris V901

Економічна ефективність застосування апаратів легших за повітря

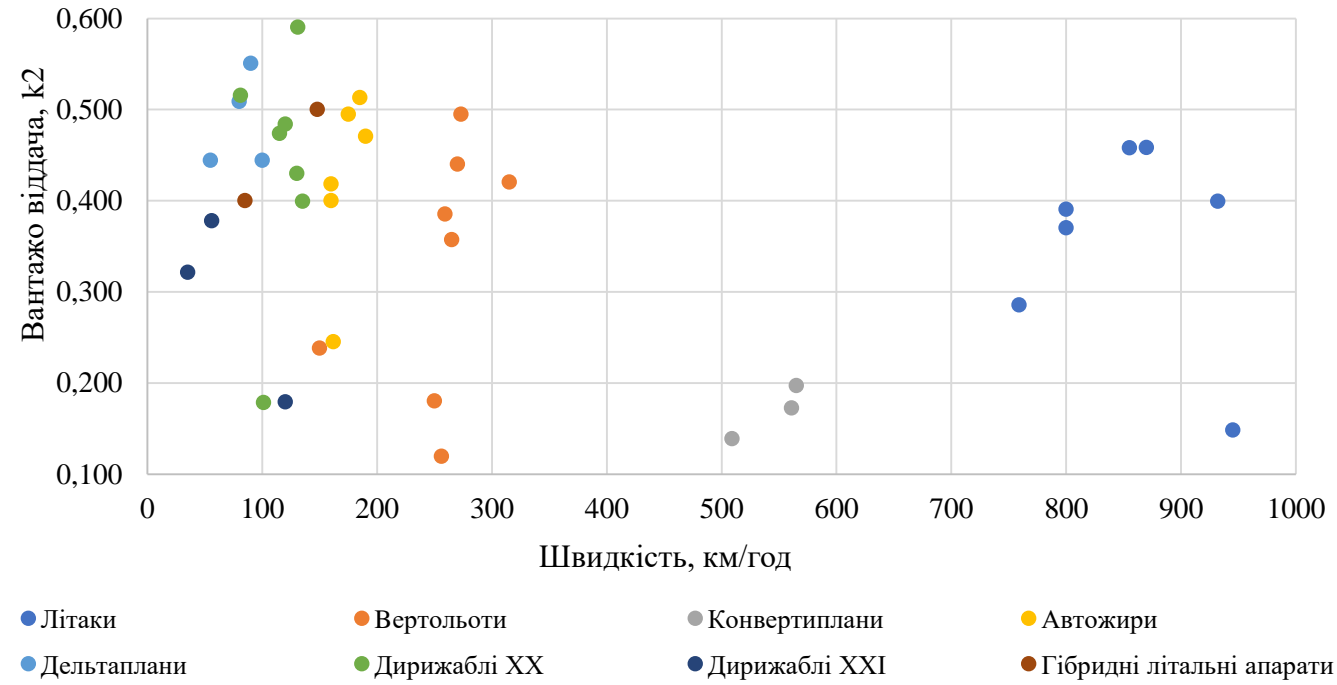


Для порівняння та оцінки літальних апаратів визначено наступні коефіцієнти: обтяженість літального апарату k_1 та масова віддача літального апарату k_2 .

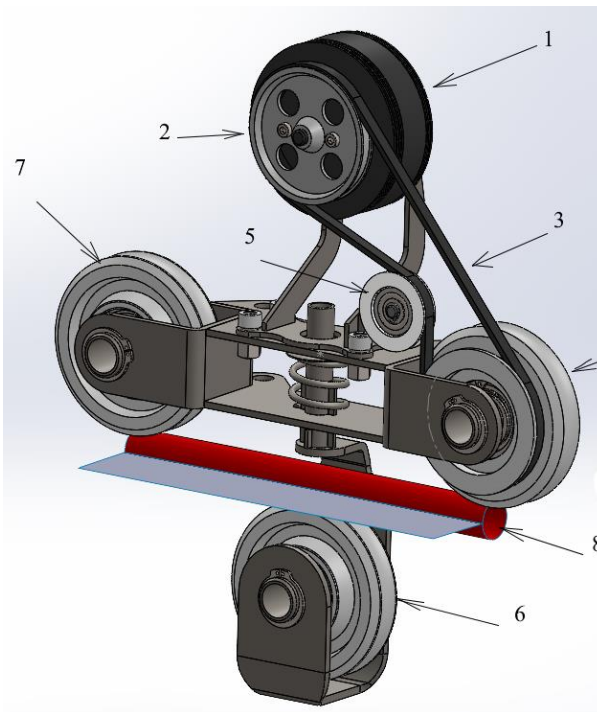
$$k_1 = \frac{m_{empt}}{m_{full}}, \quad k_2 = \frac{m_{prep}}{m_{full}},$$



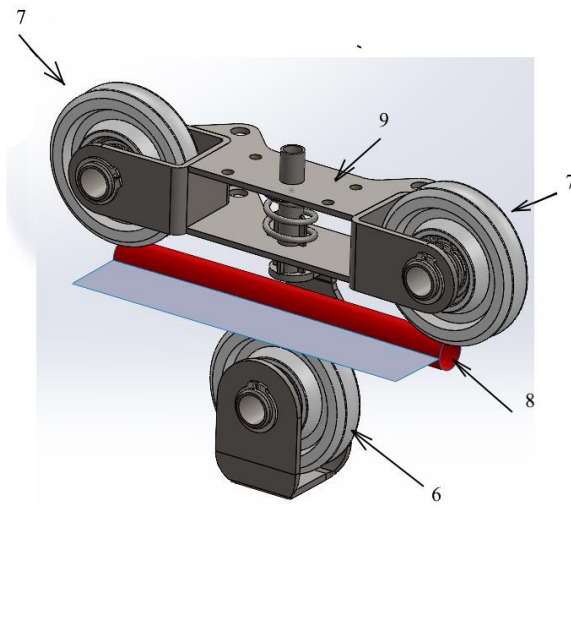
Енергетична ефективність застосування апаратів легших за повітря



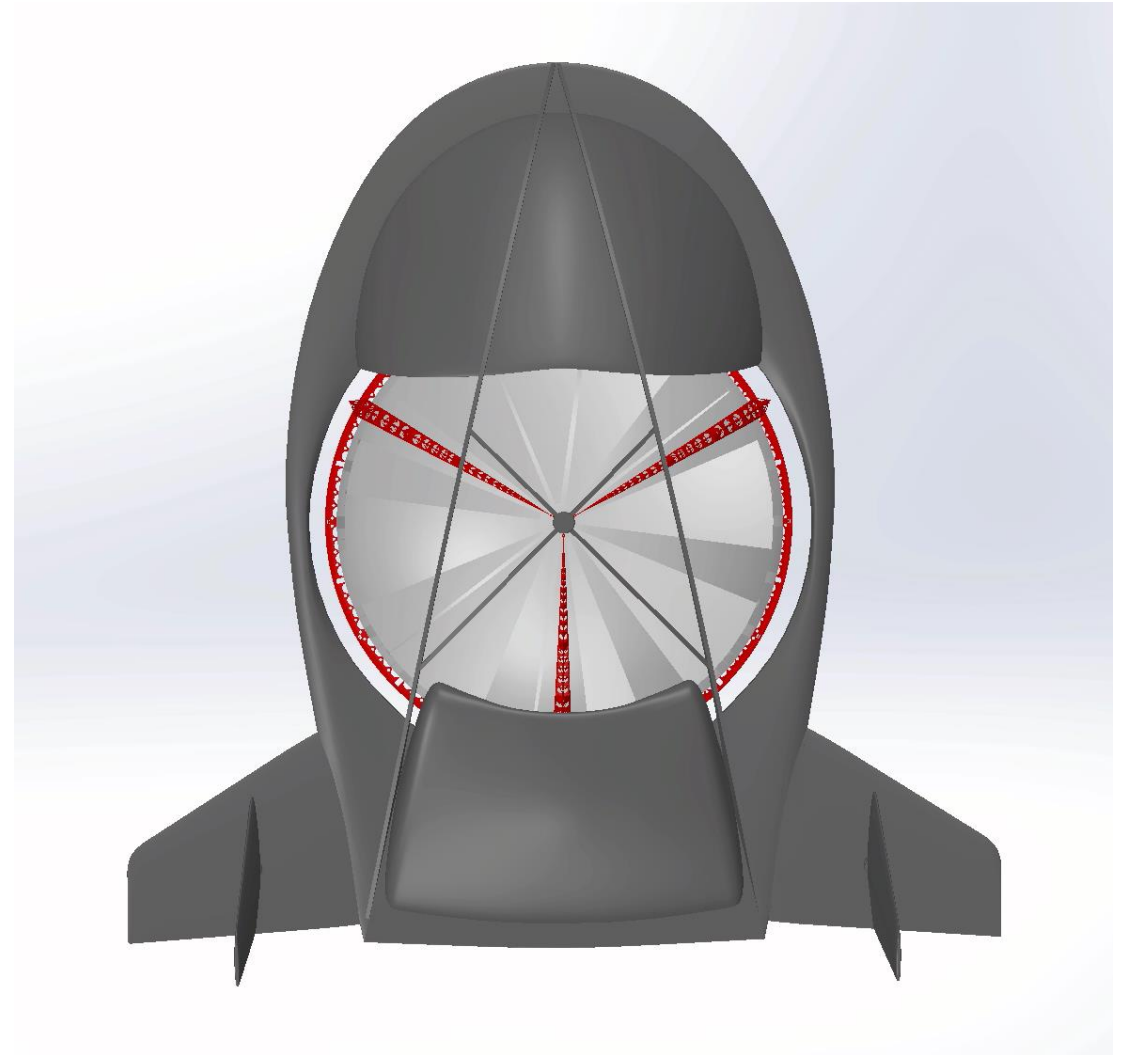
Концепція гібридного літального апарату



Привідне кріплення

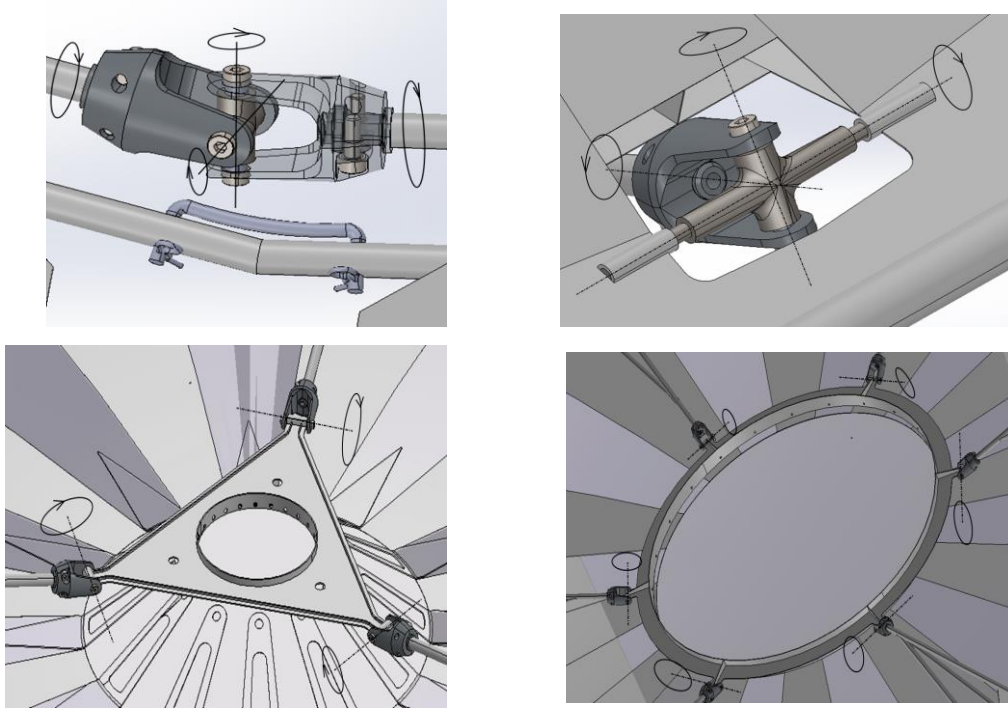


Звичайне кріплення



Конструкція теплового балонету

Шарнірні з'єднання



- маса теплоізоляційної оболонки $f_1 = 0,3$
- маса газо-ізоляційної оболонки $f_2 = 0,15$,
- маса каркасу $f_3 = 0.4$,
- маса газового обладнання $f_4 = 0.05$,
- маса електрообладнання $f_5 = 0.05$,



Теплообмінні процеси оболонки

Теплоізоляційні матеріали Aspen Aerogels при температурі 20°C

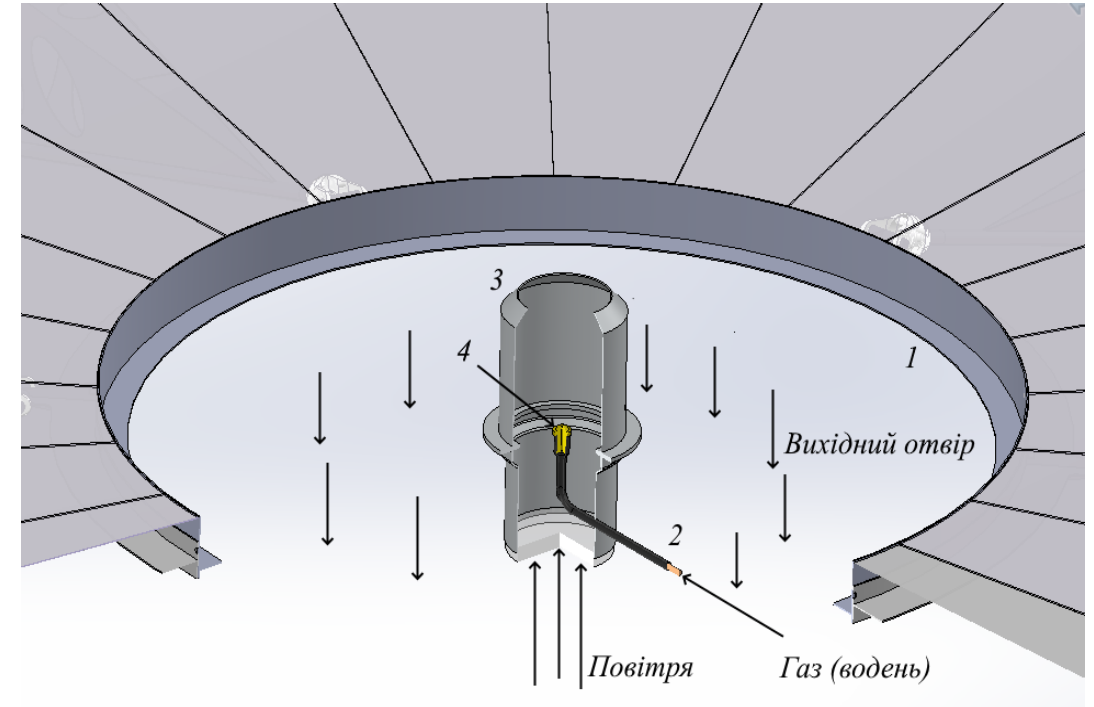
Матеріал	Щільність, kg/m^3	Допустима температура, °C.	Теплопровідність, $\frac{w}{m \cdot K}$	Теплоємність, $J/g \cdot K$	Товщина, мм.
6650	112.1	650	$13 \cdot 10^{-6}$	1.046	6



Aspen Aerogels 6650

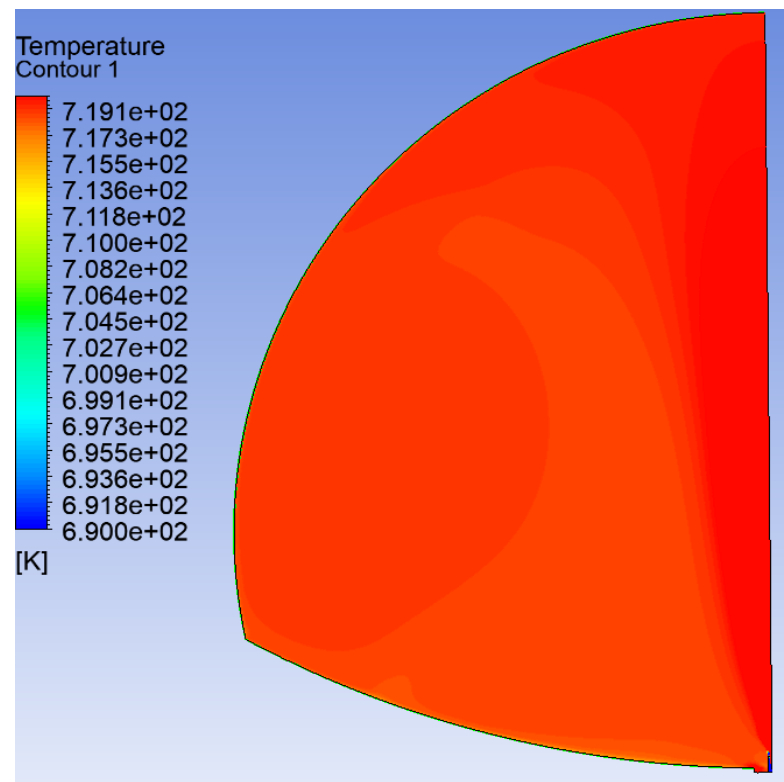


Пластинчастий генератор водню
Інтенсивність виділення водню
12 л/с

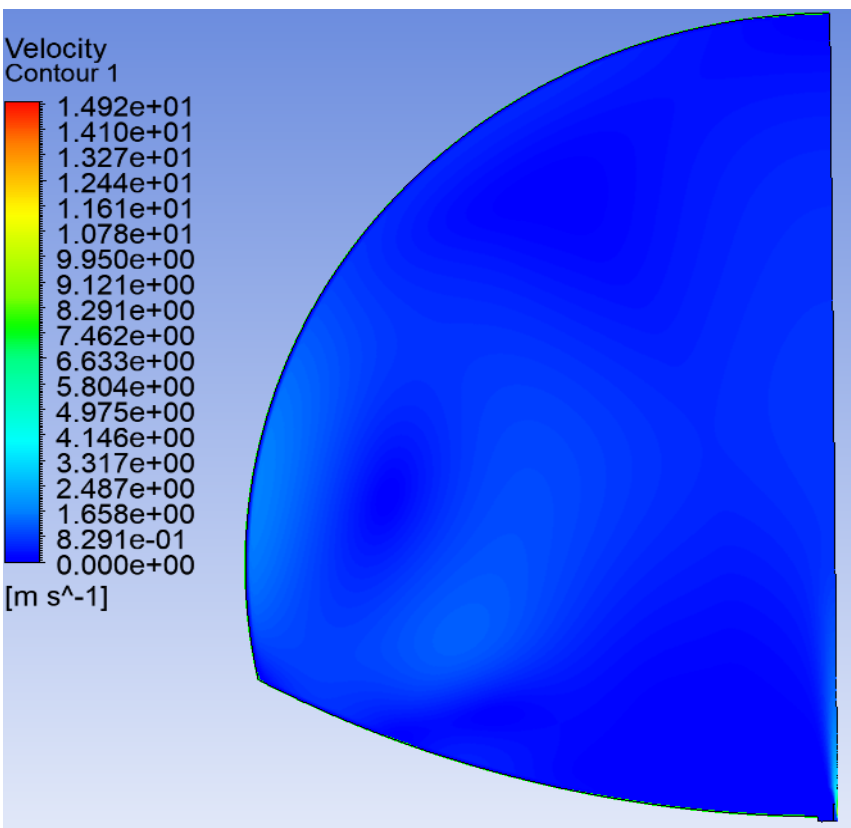


1. Металева оболонка.
2. Подача водню.
3. Корпус дифузрного пальника.
4. Сопло.

Теплообмінні процеси оболонки



Епюра розподілу температури



Епюра розподілу швидкості

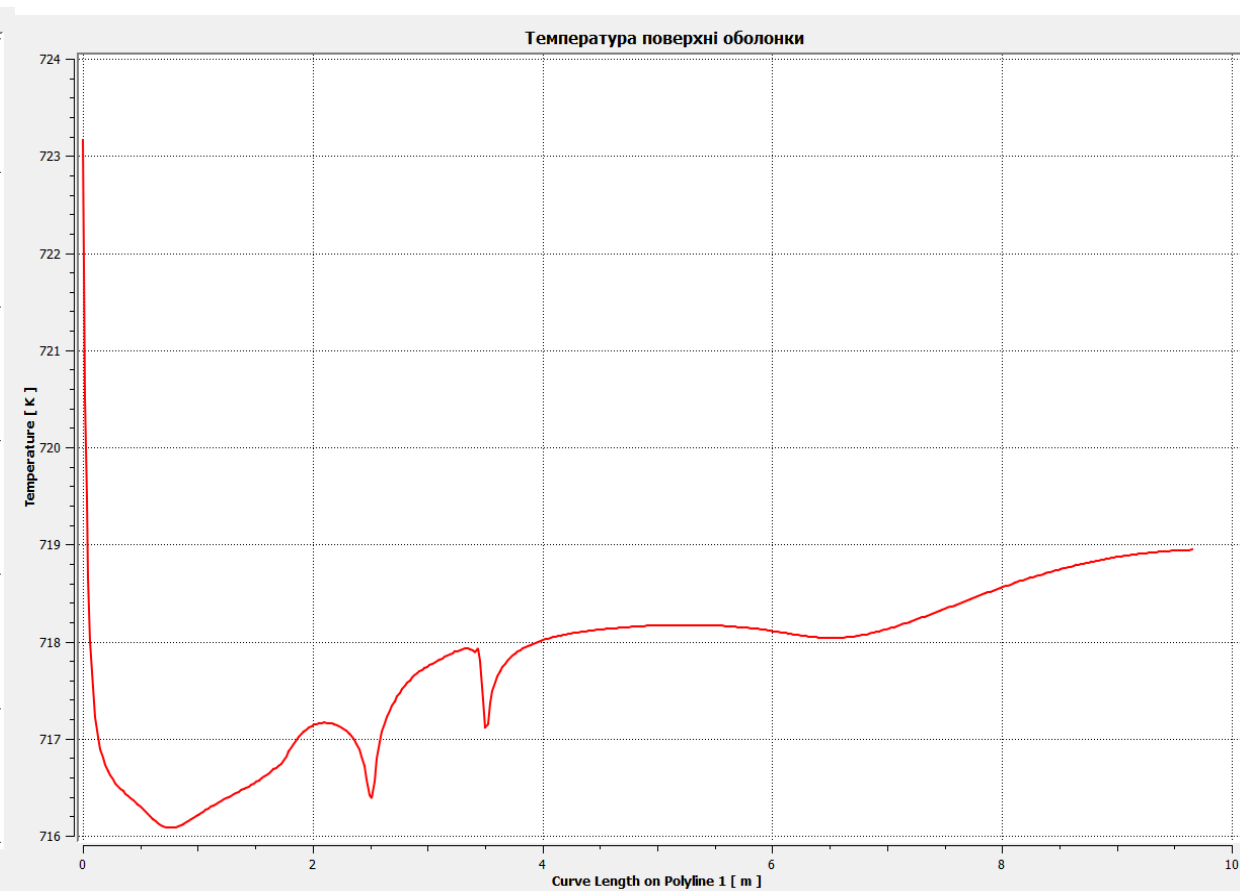
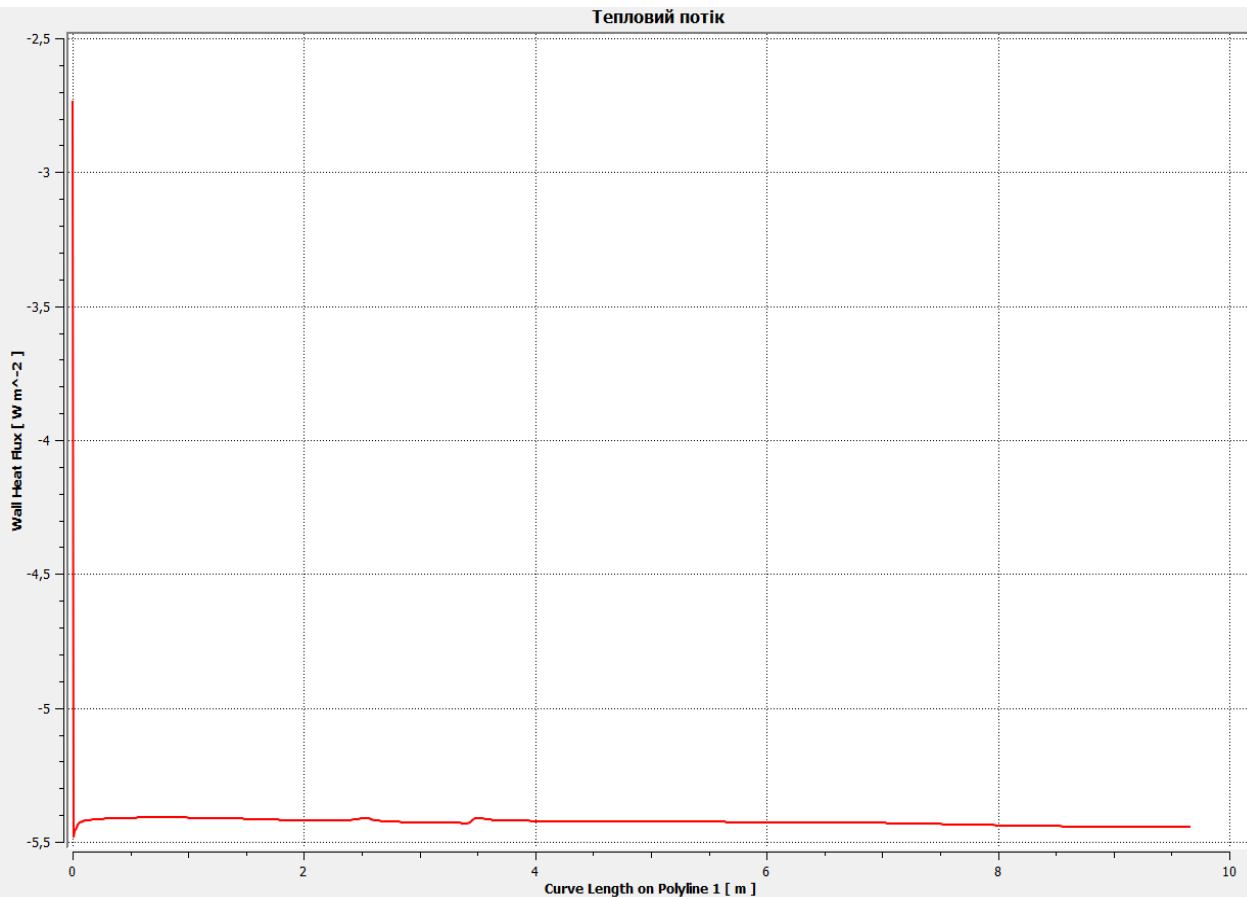
Параметри теплового режиму

Роз. випадок	Витрата газу, $\frac{kg}{m^3}$	Тиск, P_a	Швидкість потоку, $\frac{m}{s}$	Витрата повітря, $\frac{kg}{m^3}$	Тиск, P_a	Швидкість потоку, $\frac{m}{s}$
1	$1.25 \cdot 10^{-5}$	100	60	0.0016	0	0.8

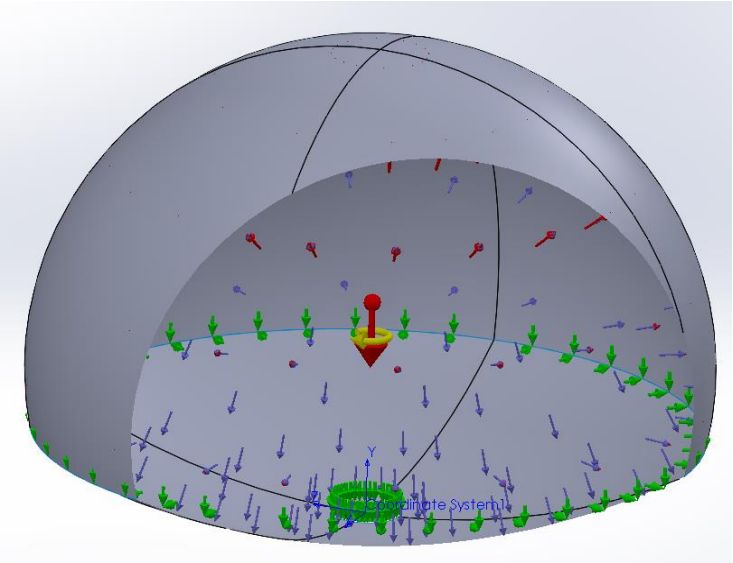
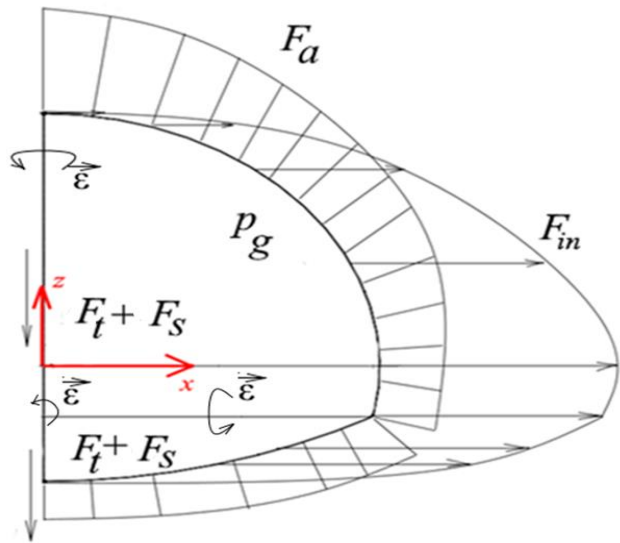
Втрата потужності через стінку 715 W.
Втрата потужності через вихідну систему 371 W.
Потужність джерела складає 1500.238 W.

Теплообмінні процеси оболонки

Розподілення температури та теплового потоку вздовж
меридіальної кривої теплозахисної оболонки



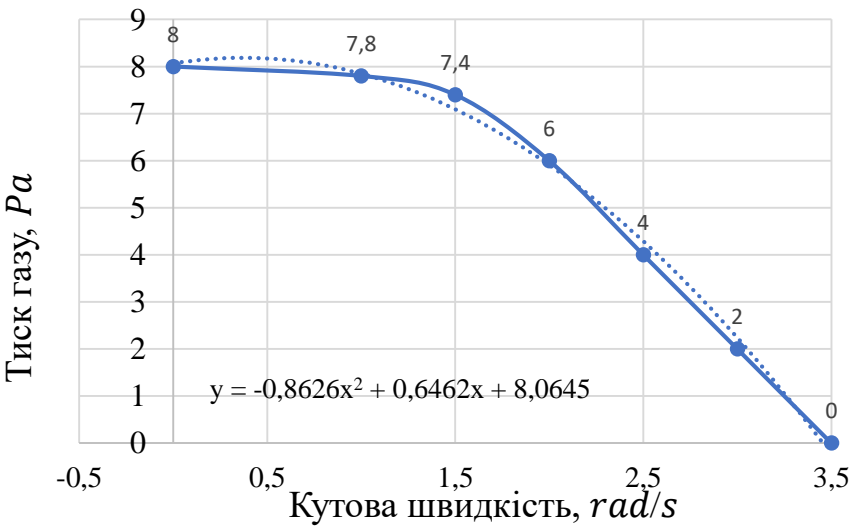
Навантаження теплоізоляційної та газо ізоляційної оболонки оболонки



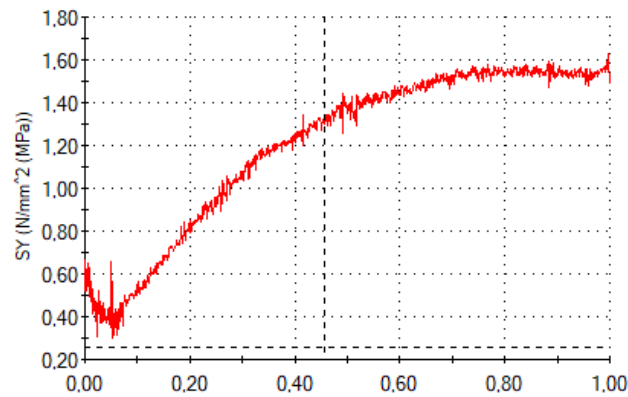
Навантаження які діють на оболонку

Досліджувані параметри

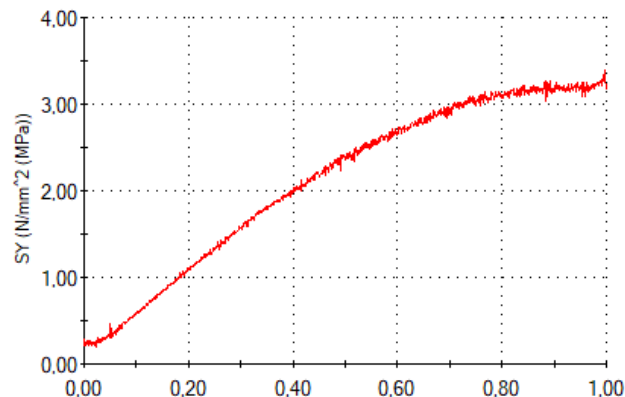
Параметр	Роз. випадок 1	Роз. випадок 2
Товщина плівки, mm	0.01	0.01
Тиск мак, Pa	14.5	8
Тиск мін, Pa	1.8	0
Кутова швидкість мак, $\frac{rad}{s}$	0	3.5
Кутова швидкість мін, $\frac{rad}{s}$	0	0



Навантаження теплоізоляційної та газо ізоляційної оболонки оболонки



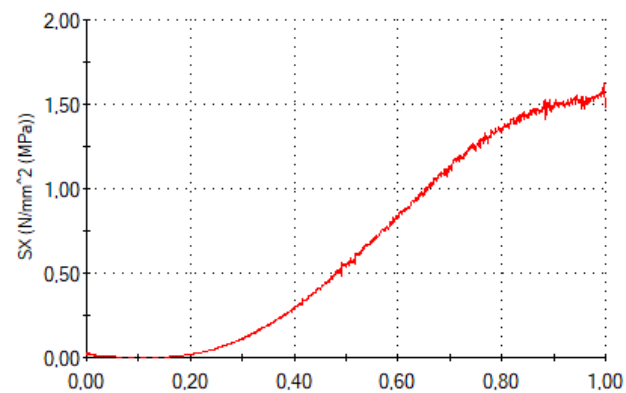
Випадок 1



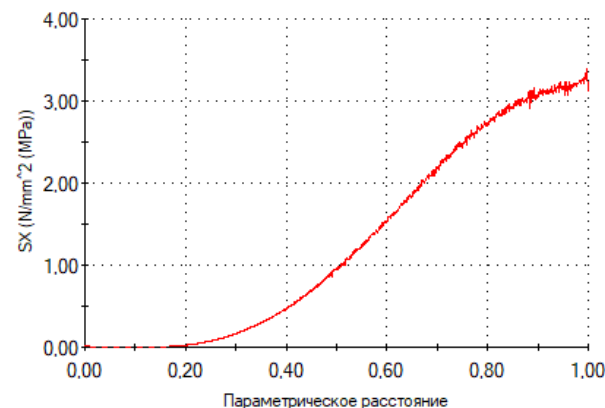
Випадок 2

Меридіальні напруження, MPa

Маса оболонки від загальної маси теплового балонету складає величину $f_{1+2} = 0.43$ – коефіцієнт за розподілом маси виконується.

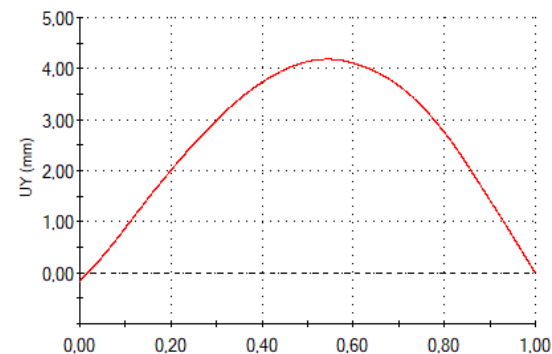


Випадок 1

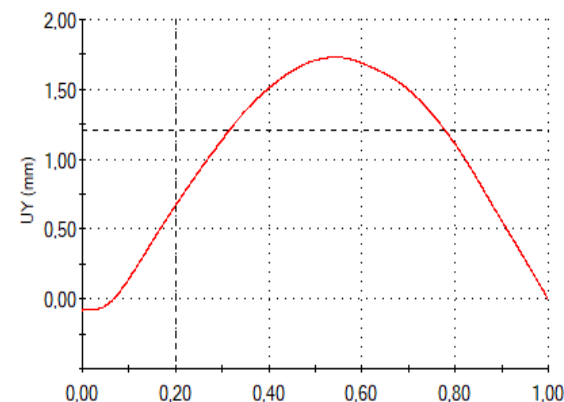


Випадок 2

Окружні напруження, MPa



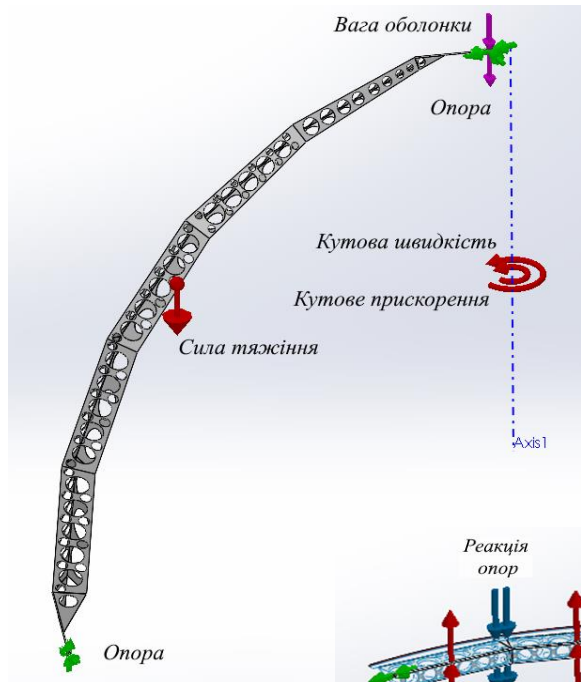
Випадок 1



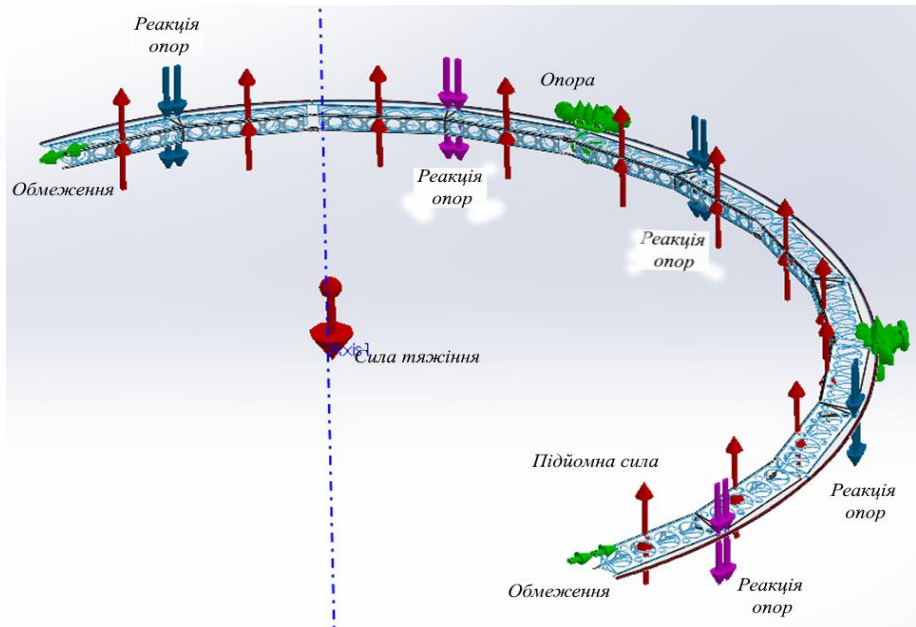
Випадок 2

Переміщення узагальнені, мм

Розрахунок каркасу термобалонета



Верхня опора

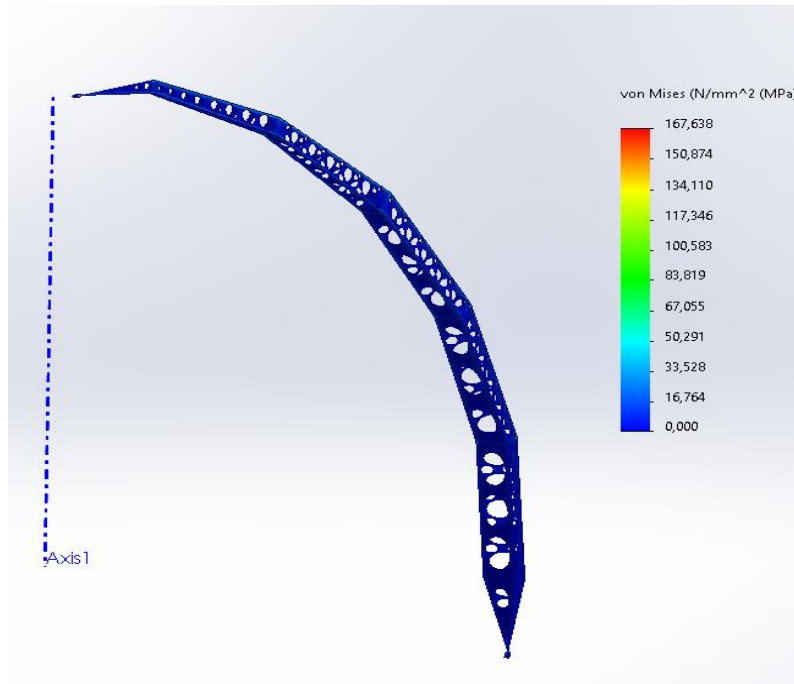


Середнє кільце

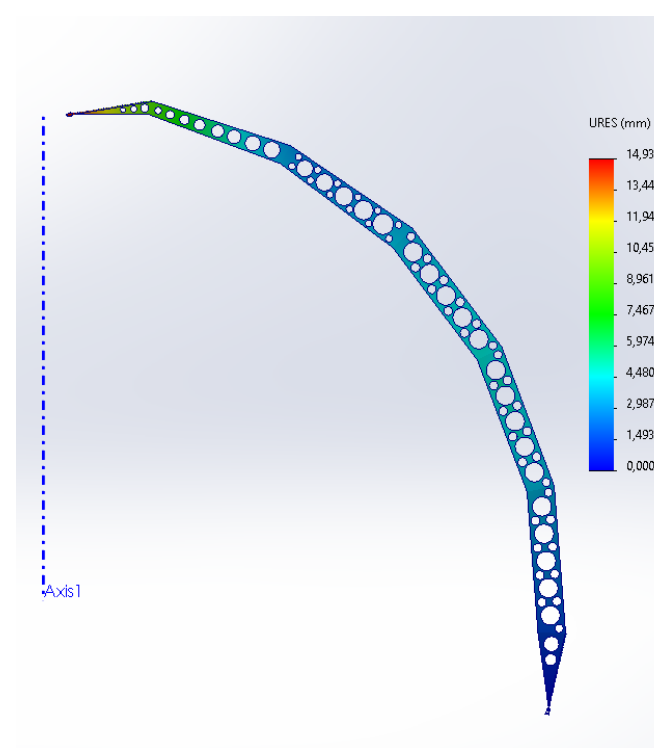
Таблиця зовнішніх зусиль

Розрахунковий випадок	Зусилля	Величина
1. Стоянка	F_{down} – власна вага оболонки, H	37.209
	F_g – сила тяжіння, H	18.4
2. Робота балонета без обертання	F_g – сила тяжіння, H	18.4
3. Робота балонета із рівномірним обертанням	F_g – сила тяжіння, H	18.4
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	3.5
4. Робота балонета із загальмуванням	F_g – сила тяжіння, H	18.4
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	3.5
	ε – кутове прискорення, $\frac{rad}{s^2}$	2.1
5. Робота балонета із розгоном	F_g – сила тяжіння, H	18.4
	ω – кутова швидкість, $\frac{rad}{s}$	0
	ε – кутове прискорення, $\frac{rad}{s^2}$	2.1

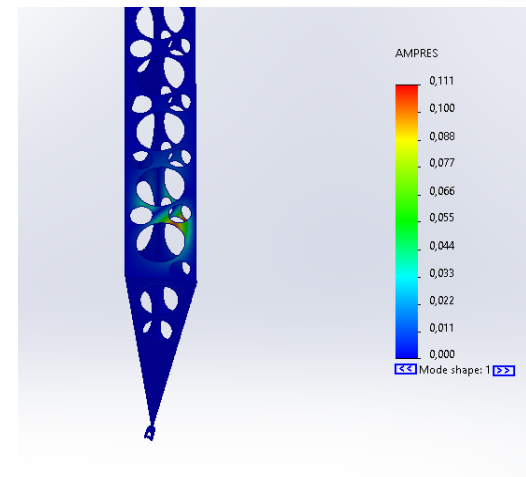
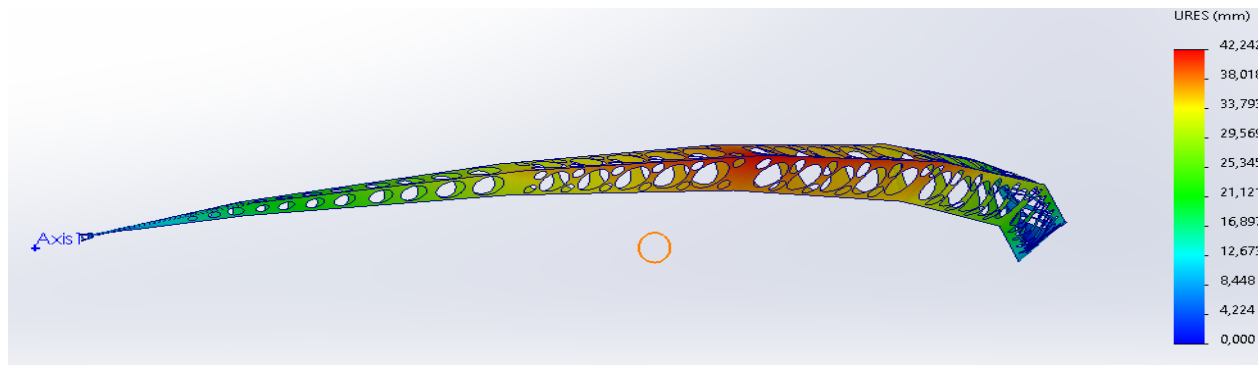
Розрахунок каркасу термобалонета



Напруження за Мізисом
максимальні 167.638 MPa



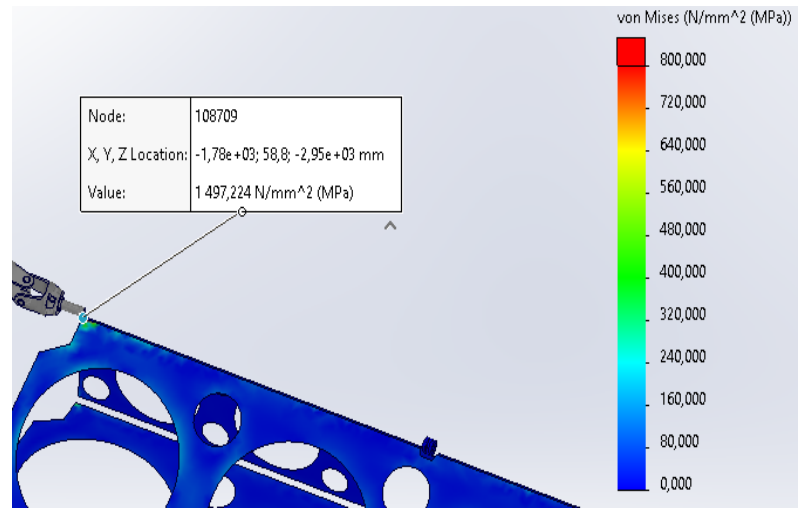
Максимальне
переміщення складає
14.9 mm.



Дослідження на
стійкість конструкції.
Запас 25.7 од.

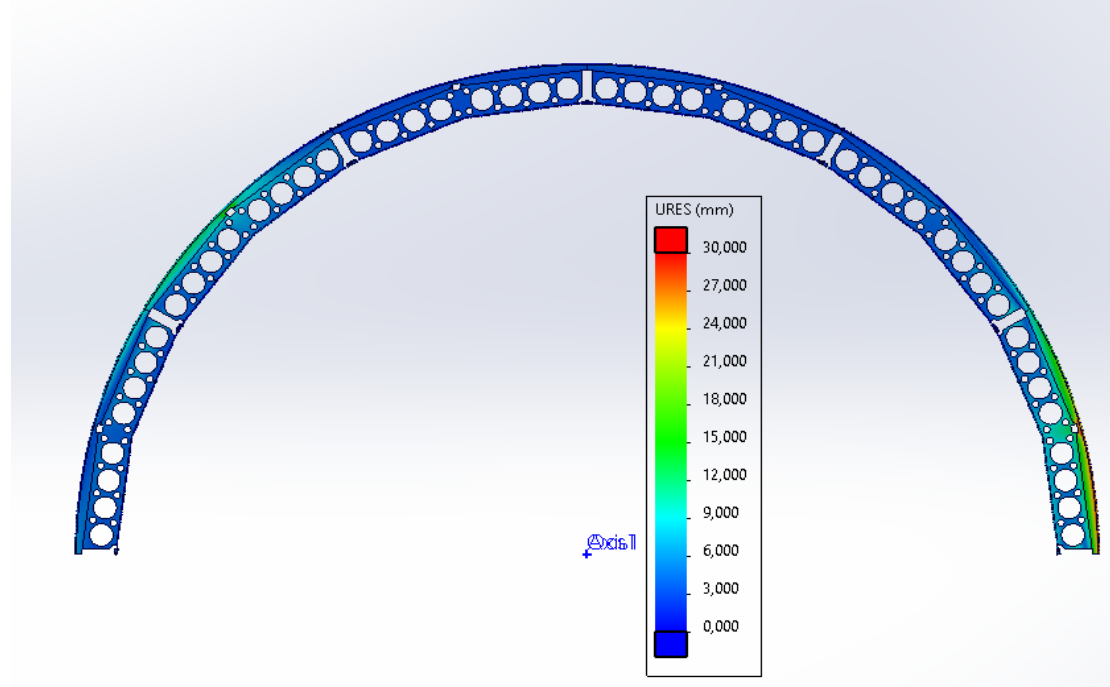
Кручення верхньої опори

Розрахунок каркасу термобалонета



Маса корпусу від загальної маси теплового балонету складає величину $f_3 = 0.46$ – коефіцієнт за розподілом маси не виконується, перевищення складає 6%.

Напруження за Мізисом
максимальні 1497.224 МПа



Максимальне
переміщення
складає 30.1 мм.

Висновок.

- В результаті було досліджено та визначено параметри теплового балонету термоплану, а саме його розрахунковий об'єм, товщину газу та теплоізоляційної оболонки, робочу допустиму температуру. Визначено переваги даного літального апарату над традиційними за рахунок використання сучасних матеріалів, а саме зменшення габаритів при збереженні величини підйомної сили. Спроековано та визначено допустимі режими роботи каркасу термобалонета які отримані з умови стійкості, міцності та жорсткості.