

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

Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій

Кафедра космічної інженерії

«На правах рукопису»  
УДК 629.7.024.5

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр МАРИНОШЕНКО

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

**Магістерська дисертація**

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-професійною програмою «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

зі спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

на тему: «Аналіз напружено-деформованого стану та вагова оптимізація розподільної балки підлоги транспортного літака»

Виконала:

студентка VI курсу, групи АК-11мп  
Ірванець Маргарита Ігорівна

Керівник:

Доцент, к.т.н., с.н.с.  
Лобунько Олександр Петрович

Консультант:

Начальник сектору ДП «АНТОНОВ»  
Вдовиченко Анатолій Георгійович

Рецензент:

Доцент, к.т.н., начальник відділу наукових досліджень та інновацій  
департаменту космічної політики та розвитку ДКА України  
Ларьков Сергій Миколайович

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

Студент \_\_\_\_\_

Київ – 2022 року

**Національний технічний університет України**  
**«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**  
**Навчально-науковий інститут аерокосмічних технологій**  
**Кафедра космічної інженерії**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

Освітньо-професійна програма «Інженерія авіаційних та ракетно-космічних систем»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Олександр МАРИНОШЕНКО

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

**ЗАВДАННЯ**

**на магістерську дисертацію студентці**

**Ірванець Маргариті Ігорівні**

1. Тема дисертації «Аналіз напружено-деформованого стану та вагова оптимізація розподільної балки підлоги транспортного літака», науковий керівник дисертації Лобунько Олександр Петрович, к.т.н., доцент, затверджені наказом по університету від «11» листопада 2022 р. №4174.с
2. Координатор дуального навчання, керівник дисертації від ДП «АНТОНОВ» Вдовиченко Анатолій Георгійович, начальник сектору.
3. Термін подання студентом дисертації 12 грудня 2022 р.
4. Об'єкт дослідження: Розподільна балка підлоги транспортного літака
5. Предмет дослідження: Напружено-деформований стан розподільної балки підлоги
6. Перелік завдань, які потрібно розробити
  - 6.1. Аналіз сучасного стану матеріалів, які використовуються у конструкціях вантажної підлоги.
  - 6.2. Аналіз розрахункових умов навантаження розподільної балки.
  - 6.3. Вибір та обґрунтування методики розрахунку розподільної балки.
  - 6.4. Розробка СЕМ (скінченно-елементної моделі) розподільної балки для варіантів виготовлення з різних матеріалів.
  - 6.5. Визначення напружено-деформованого стану і мінімальних коефіцієнтів запасу міцності.
  - 6.6. Визначення найвигіднішого варіанту використання матеріалу і впровадження в конструкцію.
  - 6.7. Розробка стартап-проекту.

7. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу

7.1. Сучасний стан матеріалів, які використовуються у конструкціях вантажної підлоги.

7.2. Розрахункові умови.

7.3. Методика розрахунку розподільної балки.

7.4. СЕМ розподільної балки підлоги літака АН-178.

7.5. Напружено-деформований стан та мінімальні коефіцієнти запасу міцності.

7.6. Найвигідніший варіант використання матеріалу і впровадження в конструкцію.

8. Орієнтовний перелік публікацій

8.1. Стаття у фаховому виданні.

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

9. Дата видачі завдання 05.10.2021 р.

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1.	Аналіз сучасного стану матеріалів, які використовуються у конструкціях вантажної підлоги.	до 30.12.2022 р.	
2.	Аналіз розрахункових умов навантаження розподільної балки.	до 20.03.2022 р.	
3.	Вибір та обґрунтування методики розрахунку розподільної балки.	до 01.06.2022 р.	
4.	Розробка СЕМ (скінченно-елементної моделі) розподільної балки для варіантів виготовлення з різних матеріалів.	до 15.10.2022 р.	
5.	Визначення напружено-деформованого стану і мінімальних коефіцієнтів запасу міцності.	до 15.11.2022 р.	
6.	Визначення найвигіднішого варіанту використання матеріалу і впровадження в конструкцію.	до 01.12.2022 р.	
7.	Розробка стартап-проекту.	до 05.12.2022 р.	
8.	Оформлення пояснювальної записки та ілюстративного матеріалу. Попередній захист	до 05.12.2022 р.	
9.	Доопрацювання матеріалів дисертації. Перевірка на плагіат	до 10.12.2022 р.	

Студент

 Маргарита ІРВАНЕЦЬ

Науковий керівник


 Олександр ЛОБУНЬКО

Керівник від ДП «АНТОНОВ»

 Анатолій ВДОВИЧЕНКО

## ЗМІСТ

<b>ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....</b>	<b>11</b>
<b>ВСТУП .....</b>	<b>12</b>
<b>1. АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ МАТЕРІАЛІВ, ЩО ВИКОРИСТОВУЄТЬСЯ У КОНСТРУКЦІЯХ ВАНТАЖНОЇ ПІДЛОГИ .....</b>	<b>14</b>
<b>1.1. Основні вимоги до матеріалів конструкції вантажної     підлоги.....</b>	<b>14</b>
<b>1.2. Види матеріалів, що застосовують у конструкціях     вантажної підлоги. ....</b>	<b>19</b>
<b>1.2.1. Переваги та недоліки металів.....</b>	<b>21</b>
<b>1.2.2. Переваги та недоліки КМ. ....</b>	<b>24</b>
<b>1.3. Висновки по розділу .....</b>	<b>29</b>
<b>2. АНАЛІЗ РОЗРАХУНКОВИХ УМОВ НАВАНТАЖЕННЯ РОЗПОДІЛЬНОЇ БАЛКИ.....</b>	<b>30</b>
<b>2.1. Розташування та функції розподільної балки підлоги     вантажного літака.....</b>	<b>30</b>
<b>2.2. Опис розрахункових умов навантажень.....</b>	<b>31</b>
<b>2.3. Висновки по розділу .....</b>	<b>35</b>
<b>3. ВИБІР І ОБҐРУНТУВАННЯ МЕТОДИКИ РОЗРАХУНКУ РОЗПОДІЛЬНОЇ БАЛКИ.....</b>	<b>36</b>
<b>3.1. Послідовність розрахунку .....</b>	<b>36</b>
<b>3.2. Переваги методу скінченних елементів .....</b>	<b>37</b>

					<b>AK11мп03.10.03.00.00 ПЗ</b>			
Зм.	Лист	№ докум.	Підпис	Дата	Аналіз напружено-деформованого стану та вагова оптимізація розподільної балки підлоги транспортного літака	Літ.	Аркуш	Аркушів
Разраб.		Ірванець М.І.					8	115
Перевірів		Лобунько О.П.				КПІ ім. Ігоря Сікорського Каф. КІ гр. АК-11мп		
Реценз.								
Н. контр.								
Затверд		Мариношенко О.П.						

3.3.	Переваги програмного комплексу Patran.....	40
3.4.	Висновки по розділу .....	42
4.	<b>РОЗРОБКА СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНОЇ МОДЕЛІ РОЗПОДІЛЬНОЇ БАЛКИ ДЛЯ ВАРІАНТІВ ВИГОТОВЛЕННЯ З РІЗНИХ МАТЕРІАЛІВ.....</b>	<b>43</b>
4.1.	Створення СЕМ розподільної балки.....	43
4.2.	Розрахунок .....	45
4.3.	Результати розрахунку.....	49
4.4.	Висновки по розділу .....	51
5.	<b>ВИЗНАЧЕННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ТА МІНІМАЛЬНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ ЗАПАСУ МІЦНОСТІ.....</b>	<b>52</b>
5.1.	Вибір поперечного перерізу для балки, виготовленої з КМ та металу.....	52
5.2.	Визначення моментів у балці.....	61
5.3.1.	Характеристики матеріалу .....	71
5.3.2.	Допустимі напруження для КМ.....	72
5.3.3.	Допустимі напруження для металів.....	73
5.4.	Розрахунок напружень та запасів .....	73
5.5.	Висновки по розділу .....	74
6.	<b>ВИЗНАЧЕННЯ НАЙВИГІДНІШОГО ВАРІАНТУ ВИКОРИСТАННЯ МАТЕРІАЛУ І ВПРОВАДЖЕННЯ ЙОГО У КОНСТРУКЦІЮ .....</b>	<b>75</b>
6.1.	Порівняння результатів розрахунків.....	75
6.2.	Вибір матеріалу для розподільної балки .....	79
6.3.	Висновки по розділу .....	81
7.	<b>РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ.....</b>	<b>82</b>

<b>7.1.</b>	<b>Опис ідеї проєкту.....</b>	<b>82</b>
<b>7.2.</b>	<b>Технологічний аудит проєкту.....</b>	<b>84</b>
<b>7.3.</b>	<b>Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту .</b>	<b>86</b>
<b>7.4.</b>	<b>Розробка ринкової стратегії проєкту .....</b>	<b>92</b>
<b>7.5.</b>	<b>Розробка маркетингової програми стартап-проєкту .....</b>	<b>93</b>
<b>7.6.</b>	<b>Висновки по розділу .....</b>	<b>95</b>
	<b>Висновок .....</b>	<b>96</b>
	<b>СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ .....</b>	<b>97</b>
	<b>ДОДАТКИ .....</b>	<b>99</b>

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ**

ОВТ – озброєння та військова техніка;

МНС – міністерство надзвичайних ситуацій;

КМ – композиційний матеріал;

СЕ – скінченний елемент;

СЕМ – скінченно-елементна модель;

## ВСТУП

Постійно вдосконалюються міжнародні норми і вимоги замовників до повітряних суден транспортної категорії. Підвищення вимог до вантажопідіймальності, надійності та безпеки польотів літальних апаратів вимагають від розробників зосередження значних зусиль на проведенні великих обсягів розрахунково-експериментальних робіт, вдосконалення і впровадження нових методів досліджень і конструкційних матеріалів, врахування фактичних умов навантаження елементів конструкцій в експлуатації. У зв'язку з цим **тема магістерської дисертації “Аналіз напружено-деформованого стану та вагова оптимізація розподільної балки підлоги транспортного літака” є актуальною.**

**Мета досліджень** – розрахунково-експериментальне обґрунтування матеріалів для виготовлення силових елементів підлоги вантажної кабіни транспортного літака.

### **Задачі магістерської роботи:**

1. Аналіз сучасного стану матеріалів, що використовується у конструкціях вантажної підлоги;
2. Аналіз розрахункових умов навантаження розподільної балки;
3. Вибір і обґрунтування методики розрахунку розподільної балки;
4. Розробка скінченно-елементної моделі розподільної балки для варіантів виготовлення з різних матеріалів;
5. Визначення напружено-деформованого стану та мінімальних коефіцієнтів запасу міцності;
6. Визначення найвигіднішого варіанту використання матеріалу і впровадження його у конструкцію;
7. Розробка стартап-проекту.

**Об'єкт дослідження** – розподільна балка підлоги транспортного літака

**Предмет дослідження** – напружено-деформований стан розподільної балки підлоги



У процесі досліджень напружено-деформованого стану розподільної балки **використано метод** скінченних елементів, реалізований у програмному комплексі Patran, а також метод порівняльного аналізу ключових властивостей конструкційних матеріалів.

Використовувалося програмне забезпечення: Microsoft Office, MSC.Patran, Siemens NX, Компас 3D.

**Наукова новизна отриманих результатів** полягає у вирішенні задачі визначення напружено-деформованого стану та мінімальних коефіцієнтів запасу міцності розподільної балки з використанням уточненої скінченно-елементної моделі та різних варіантів імпортозамінних матеріалів для виготовлення.

**Практичне значення одержаних результатів** – магістерська дисертація відповідає практичним програмам і планам профільного підприємства промисловості – ДП “АНТОНОВ”. Результати дисертаційних досліджень мають практичну цінність та використані в процесі розробки сучасної авіаційної техніки ДП “АНТОНОВ”, що підтверджується Актом впровадження (додається).

Результати дисертаційних досліджень доповідались на наукових семінарах кафедри космічної інженерії навчально-наукового інституту аерокосмічних технологій НТУ “КПІ імені Ігоря Сікорського”, науково-технічному семінарі фахівців державного підприємства “Антонов”.

# 1. АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ МАТЕРІАЛІВ, ЩО ВИКОРИСТОВУЄТЬСЯ У КОНСТРУКЦІЯХ ВАНТАЖНОЇ ПІДЛОГИ

## 1.1. Основні вимоги до матеріалів конструкції вантажної підлоги

Детальні розрахунки матеріалів для вантажної підлоги були проведені для вантажного літака.

Основні задачі вантажного літака для цивільного застосування включають транспортування повітряними авіалініями матеріальних засобів, пошти та інших вантажів, а також легкої самохідної і несамохідної техніки.

Для воєнного застосування літак має виконувати такі задачі як: транспортування особового складу, легкого озброєння і воєнної техніки (ОВТ) і т.д., десантування повітряних десантів ОВТ та особового складу, евакуацію поранених та хворих, вирішення задач МНС.

### Транспортування вантажів

Літак забезпечує транспортування вантажів і техніки у межах габаритів вантажної кабіни та вантажопідйомності. Завантаження техніки має відбуватися через пройму заднього вантажного люка по трапах і рампі у положенні «на землі». Самохідна техніка завантажується своїм ходом, несамохідна – за допомогою вантажних лебідок.

Транспортування вантажів забезпечується як «в навал», так і з використанням засобів пакування – піддонів та контейнерів. Для завантаження і закріплення піддонів та контейнерів літак комплектується рольганговим обладнанням, що складається з чотирьох роликів доріжок, двох спрямувальних балок і системи замків.

### Основні об'єкти транспортування та десантування:

Вантажі в авіаційних контейнерах типу УАК-10, УАК-5 з габаритними розмірами  $963 \cdot 963 \cdot 238,53$  (2438 · 2438 · 6058 мм),  $963 \cdot 963 \cdot 117,753$  (2438 · 2438 · 2991 мм),  $963 \cdot 963 \cdot 1253$  (2438 · 2438 · 3175 мм);



Рис. 1.1 – Літак Ан-178

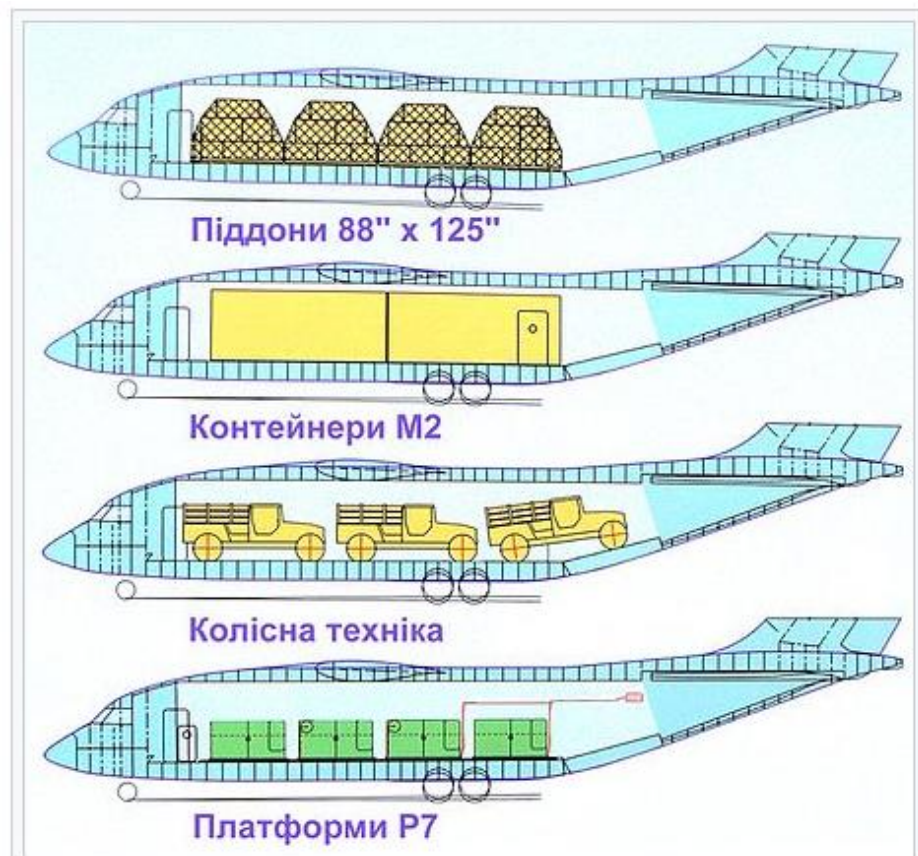


Рис. 1.2 – Варіанти можливого завантаження транспортного літака



## Існуючий стан військово-транспортної авіації в Україні

Зони оптимального застосування



**Легкі ВТЛ**



Ан-26



Ан-32П



Ан-72/74

**Середні ВТЛ**

**Наразі  
відсутні**

Застосування існуючих  
важких ВТЛ - неоптимальне, а  
легких - неможливе

**Важкі ВТЛ**



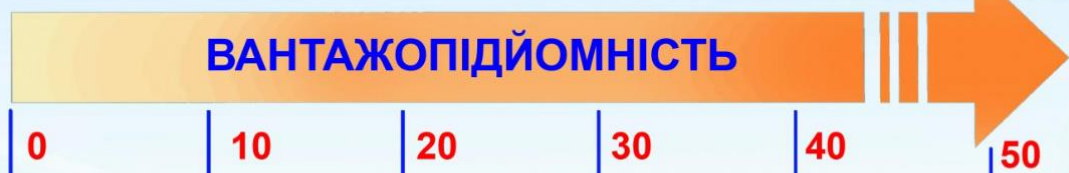
Іл-76МД

© ANTONOV COMPANY, 2019



## Структура уніфікованого парку ВТЛ України, що пропонується

Зони оптимального застосування



**Ан-178**



**Ан-188**

© ANTONOV COMPANY, 2019

Рис.1.3 – Діапазони оптимального застосування літаків

Вантажі в універсальних контейнерах типу 1D, 1C з габаритними розмірами 963 · 963 · 117,753 (2438 · 2438 · 2991 мм), 963 · 963 · 238,53 (2438 · 2438 · 6058 мм);

Вантажі на вантажних піддонах з розмірами основи 883 · 1083 (2235 · 2743 мм), 883 · 1253 (2235 · 3175 мм), 963 · 117,753 (2438 · 2991 мм), 963 · 1253 (2438 · 3175 мм) і 963 · 238,53 (2438 · 6058 мм);

Легка колісна та гусенична техніка, самохідна та несамохідна масою до 15 т у межах габаритів вантажної кабіни літака;

Вантаж і пошта, завантажені «в навал».

#### Опис конструкції підлоги

Панелі підлоги багажних відсіків сприймають навантаження від вантажів. Панелі підлоги пасажирського салону і побутових відсіків сприймають навантаження від пасажирів і передають їх на каркас підлоги. Вантажна підлога займає ділянку між шпангоутами 10-36, його частина між шпангоутами герметична. В силову конструкцію вантажної підлоги входять 14 поздовжніх балок, зашиті низи шпангоутів та обшивка. 1 та 4 поздовжні балки – рейки, які сприймають навантаження від контейнерів з вантажем. Для доступу під підлоговий простір між шпангоутами 10-25 і 31-36 в центральній частині встановлюються знімні панелі. Рейки (балки №1, 4), призначені для кріплення рольгангового та іншого обладнання, розташовані на відстані 300 і 800 мм від ПСС. По осях парних шпангоутів поздовжні балки підлоги з 1 по 7 з'єднуються розподільвачем. Низи шпангоутів розташовані по непарних шпангоутах і являють собою набір поясів, стійок і стінки. Кожен низ, окрім низу шпангоута 35 має виріз в центральній частині шириною 1069 мм і висотою 325 мм. Пояси низів виконані з пресованих профілів В95пчТ2, а стінки – з листа В95пчАТ2 1,2 мм. Обшивка підлоги транспортної кабіни виконана з листа В95пчТ2 товщиною 1,2 мм. В бортових панелях обшивки



підлоги виконані отвори з відбортовкою для забезпечення перетікання повітря, огляду і доступу до конструкції у кутовій зоні.



Рис.1.4 – Фото вантажної кабіни літака

Герметична ділянка підлоги між шпангоутами 25-31 спільно з низами силових шпангоутів №25, 27, 28, 30, 31 забезпечують сприйняття надлишкового тиску у гермокабіні. На верхньому поясі кожного силового шпангоута встановлюється набір рамок з виковка 1933Т3, деякі з яких виконані у вигляді швартвузлів. На цій ділянці встановлено 17 поздовжніх балок (включаючи чотири рейки) таврозетового перерізу з матеріалу В95пчТ2 і обшивка з листа ВТ6С товщиною 1,2 мм з привареними шипами.

Поперечні балки по шпангоутах 26, 29 утворені набором рамок з виковку 1933Т3 з титановою стрічкою з листа ВТ6 2,5 мм по нижньому поясу рамок. Висота поздовжніх балок та рейок у регулярних зонах – 75 мм, у зоні гермо підлоги – 100 мм. Для кріплення вантажів на підлозі транспортної кабіни передбачені шварту вальні вузли, розташовані по ПСС і на відстанях ... від ПСС. Швартові вузли розташовані по непарних шпангоутах в регулярних зонах і по шпангоутах №25, 27, 28, 30, 31 гермопідлоги. Рамки шварт вузлів виконані з виковка 1933Т3.

## **1.2. Види матеріалів, що застосовують у конструкціях вантажної підлоги.**

Правильний вибір матеріалу елементів конструкції може суттєво покращити вагові та льотно-тактичні характеристики літака, а також знизити матеріальні затрати на його виробництво та експлуатацію. При виборі матеріалу враховуються його механічні властивості (границі міцності  $\sigma_B$ , текучості  $\sigma_T$ , опір втоми при різних циклах зміни напруження, модуль пружності  $E$ , зносостійкість, в'язкість та ін.), теплофізичні та хімічні властивості (коефіцієнт лінійного розширення  $\alpha$ , теплопровідність  $\lambda$ , корозійна стійкість та ін.), густина  $\rho$ , вартість та дефіцитність сировини, ступінь освоєння у виробництві, технологічні властивості (пластичність, зварюваність, ливарні якості, оброблюваність різанням), що визначають можливість застосування найбільш продуктивних виробничих процесів – штампування, пресування, лиття, зварювання та ін. При виборі матеріалу для

елементів конструкції враховуються також їх форма та розміри, величина та характер навантаження (постійне, ударне, циклічне), теплове навантаження, наявність в елементах конструкції отворів, перепадів перерізів та інших концентраторів напружень. Однак, найбільше уваги при виборі матеріалу приділяється задоволенню вимог забезпечення необхідних міцності та жорсткості конструкції при найменшій масі, забезпеченню вагової вигідності або вагової ефективності матеріалу.

У конструкції літака використовуються різноманітні матеріали. Упродовж довгого часу найпопулярнішими матеріалами в авіації були різноманітні метали та їхні сплави, наприклад сталі, алюмінієві сплави, титан тощо. Вони були наділені достатніми характеристиками міцності, жорсткості, втоми, температурного режиму та ін. Протягом останніх десятиліть виросла цікавість до композитних матеріалів в авіабудуванні. Вони володіють унікальними властивостями, допомагають суттєво знизити вагу конструкції. Але разом з тим композити мають і ряд недоліків, серед них висока вартість матеріалів та виробництва, чутливість до ударних пошкоджень, складність у передбаченні порушення конструкції. До конструкції вантажної підлоги висуваються особливі вимоги з міцності, тому це варто враховувати у виборі матеріалу.

У середині 80-х років минулого століття передбачалося, що буде величезне різке зростання у використанні композитних матеріалів у авіабудуванні. Хоча зростання і відбулось, але не таке масштабне, як це передбачалося попри значне зменшення маси та інші переваги, які можуть надати композити.

Основна причина повільнішого зростання це висока вартість композитних частин літака порівняно зі схожими конструкціями, виготовленими з металу, в більшості з алюмінію та його сплавів. Серед інших причин висока вартість сертифікації нових компонентів і їхня відносно низька стійкість до механічних пошкоджень, низька міцність вздовж осі Z, і (порівняно з титановими сплавами) температурні обмеження. Так метали



продовжують використовувати для багатьох каркасних структур. Хоча сировина для багатьох композитних матеріалів все ще є відносно високою, з продовженням розвитку в матеріалах, дизайні та виробничій технології, їхні переваги над металами збільшуються.

Попри все боротьба між матеріалами буде запеклою, так як розвиток торкнувся і конструкційних металів. В алюмінієвих сплавах удосконалення включає поліпшені ударну в'язкість та стійкість до корозії у звичайних сплавах, нові легкі сплави, низьковартісні аерокосмічні виливки, механічне легування (високотемпературні сплави) і надпластичне формування.

### **1.2.1. Переваги та недоліки металів.**

Для елементів каркасу літака (стрингерів, нервюр, шпангоутів, стінок лонжеронів) і обшивки використовують переважно алюмінієві сплави. Найбільш навантажені силові елементи з відносно малими габаритними розмірами, так як вузли кріплення і шасі, пояси лонжеронів, ферми кріплення двигунів, стійки шасі та інші вироби, виконують з високоміцних легованих сталей. Для конструкцій, що працюють в умовах підвищених температур, застосовують титанові сплави та нержавіючі сталі.

#### Алюмінієві сплави:

Алюмінієві сплави володіють малою густиною, високою теплопровідністю і задовільною міцністю; пластичні і гарно обробляються ріжучим інструментом. Багатьох із них можна зварювати за допомогою аргонодугового або аргонового дугового зварювання з вольфрамовими електродами, які не плавляться. Застосовують також зварювання під флюсом. Листові матеріали зварюють за допомогою контактного зварювання. Алюмінієві сплави протистоять корозії в сухій атмосфері, стійкі проти дії лугів та слабких розчинів кислот, але підлягають корозії в умовах вологого (особливо морського) повітря; нестійкі до дії сильних кислот, м'які. Міцність алюмінієвих сплавів швидко падає з підвищенням температури.

Алюмінієві сплави застосовуються у конструкціях літаків, що літають на дозвукових та помірних надзвукових швидкостях. Велике поширення алюмінієвих сплавів пояснюється високими значеннями їх питомої міцності та хорошими технологічними властивостями. З алюмінієвих сплавів виготовляються листи, профілі, труби, прутки та дрiт.

#### Сталі:

Сталі, як правило, зустрічаються у конструкціях всіх літаків незалежно від того, яким є їх основний матеріал. Наприклад, болтові з'єднання, стикувальні вузли крил, фюзеляжу та оперення, елементи форм шасі і рами для встановлення двигунів зазвичай виконуються зі сталі. Характеристики сталей, що отримали широке застосування у літакобудуванні, можуть бути змінені у значних межах шляхом термічної обробки (загартовування, відпуску, нормалізації, відпалу). Зокрема, границя міцності на розтяг поширеної у конструкції літаків сталі 30ХГСА в залежності від термообробки змінюється від 70 до 200 кг/мм<sup>2</sup>. У конструкціях крил, фюзеляжу та оперення надзвукових літаків застосовуються жаростійкі сталі.

Позитивною особливістю деталей з високоміцних сталей є висока здатність протистояти ударним навантаженням, зумовлена великою величиною пружних деформацій.

#### Магнієві сплави:

Магнієві сплави складаються з Mg (90% і вище) та легуючих елементів (Al, Mn, Zn, Zr та ін.). Вони наділені малою густиною, низьким значенням модуля пружності та малою твердістю. Міцність магнієвих сплавів нижче міцності алюмінієвих сплавів і швидко падає з підвищенням температури. Магнієві сплави досить чутливі до концентрацій напружень. Вони добре обробляються (хоча необхідні запобіжні заходи проти загорання стружки).

Магнієві сплави при високих значеннях питомої міцності наділені порівняно низькими значеннями границі міцності, тому вони використовуються для зменшення маси конструкції слабко навантажених деталей, наприклад для барабанів коліс шасі, штурвалів, качалок, колонок,

педалей керування, арматури та ін. Серед основних недоліків магнієвих сплавів: висока вартість, підлягають впливу корозії, займистість. Не дивлячись на це, магнієві сплави знаходять все більше застосування у конструкції літака.

Недоліки магнієвих сплавів, особливо занижена корозійна стійкість, обмежують область їх застосування тільки тими випадками, коли маса грає головну роль.

#### Титан та титанові сплави:

Титан та його сплави – високоміцні та теплостійкі метали. У літакобудуванні поширені такі сплави як ВТ1 та ВТ6. Вони використовуються для деталей і конструктивних елементів, що працюють при температурах близько 400-500°C. Титанові сплави наділені високим значенням питомої міцності та границі міцності при розтягу поряд з малою питомою вагою. Титанові сплави немагнітні, дуже чутливі до концентрації напружень. У циклічно навантажених конструкціях доцільно піддавати деталі зміцнювальній обробці холодною пластичною деформацією з метою створення залишкових напружень стиску у поверхневому шарі.

За помірних температур титанові сплави володіють відмінною корозійною стійкістю. При більш високих температурах титан активно з'єднується з газами з утворенням стійких оксидів, нітридів, гідридів та карбідів, що знижують міцність та викликають крихкість металу. Процес посилюється, якщо метал знаходиться під дією напружень. Титанові сплави гарно піддаються гарячій пластичній деформації, яка є основним методом виготовлення напівфабрикатів.

Поєднання міцності, легкості, термостабільності та корозійної стійкості робить титанові сплави чудовим конструкційним матеріалом, особливо коли конструкції працюють у широкому температурному діапазоні. У надзвуковій авіації, де внаслідок аеродинамічного нагрівання температура оболонок досягає 500-600°C, титанові сплави використовують для виготовлення обшивок та силових елементів. Завдяки малій густині та холодостійкості їх широко застосовують у космічній техніці. З них виготовляють деталі, що

піддаються високим інерційним навантаженням, зокрема, швидкісні ротори, напруження в яких прямо пропорційні густині матеріалу. Температуростійкі титанові сплави застосовують для виготовлення лопаток останніх ступенів аксіальних компресорів та парових турбін.

### **1.2.2. Переваги та недоліки КМ.**

Переваг у композитів багато, серед них менша вага, можливість пристосувати укладку під оптимальну міцність та жорсткість, покращений ресурс, стійкість до корозії, зменшені витрати на складання за рахунок меншої кількості деталей та кріплень. Питома міцність (міцність/густина) та питомий модуль (модуль/густина) у високоміцних волокон (особливо карбонових) вищі серед порівнюваних з ними авіаційних металевих сплавів.

Це впливає на зменшення ваги, у результаті чого покращується продуктивність, збільшується корисне навантаження, дальність польоту та зменшуються витрати палива.

Значна матеріальна проблема – схильність до корозії алюмінієвих сплавів, що також є постійною проблемою обслуговування як для комерційного, так і для військового транспорту. Корозійна стійкість композитів допомагає зекономити кошти на обслуговуванні.

До недоліків композитних матеріалів можна віднести великі витрати на сировину, виготовлення та складання, несприятливий вплив температури та вологості, недостатня міцність в перпендикулярному до площини напрямку, де матриця сприймає основне навантаження, схильність до пошкоджень від ударів деламінації або відриву шарів, більшу складність у ремонті порівняно з металевими структурами.

Найбільш коштовною у виробництві деталі з композиту при використанні звичайної ручної укладки є вартість укладання чи комбінування шарів. Ця вартість складає зазвичай від 40 до 60 відсотків коштів на виробництво залежно від складності деталі. Витрати на збірку також складають значну частину усієї вартості, близько 50%. Як вже було зазначено до цього, одна з потенційних переваг композитних матеріалів – склеювання

декількох деталей разом задля зменшення витрат на складання та кількості необхідних кріплень.

Температура має вплив на механічні властивості композитів. Зазвичай, матричні механічні властивості зменшуються зі збільшенням температури. Волокнисті властивості дещо піддаються впливу холодних температур, але не так сильно, як підвищена температура впливає на матричні властивості.

Види композитів та волокон:

#### Карбонові композитні системи:

Композитні системи з карбоновим волокном використовуються більш широко для силових структур в межах авіакосмічної індустрії ніж інші високотехнологічні волокнисті системи. В першу чергу це зумовлено загальними високими показниками жорсткості та силовими характеристиками, які можуть бути отриманими з цих композитів порівняно з іншими композитами та металами.

#### Скловолокно:

У зв'язку з їх низькою вартістю, високою міцністю, високою стійкістю до пошкоджень та гарною хімічною стійкістю, скловолокно широко використовується в комерційному застосуванні композитів. Хоча їх властивості не зрівняються з карбоновим волокном у високопродуктивних композитних застосуваннях. Порівняно з карбоновим волокном, скловолокно має відносно низький модуль та гірші втомні властивості. Хоча існує багато видів скловолокна, три найбільш поширені у композитах – це E-glass, S2-glass та кварц. E-glass – найбільш поширений та найменш дорогий, надає комбінацію міцності на розтяг та модулю пружності.

#### Арамідні системи:

Арамідні волокна – органічні волокна з жорсткістю та міцністю середньою між карбоном та склом. Були першими органічними волокнами із підходящими показниками жорсткості та міцності для використання у конструкціях літака. Арамідні волокна значно перевищують значення міцності та жорсткості скловолокна. Композити, виконані на основі арамідного

волокна, мають привабливі властивості при розтягу для температур вищих 400°C. Разом з тим вони мають погані показники міцності на стиск.

Основною перевагою арамідних волокон є їхня здатність вбирати велику кількість енергії під час зламу, що є наслідком їх напруження до руйнування, можливості витримати деформацію пластику при стисканні, та їхньої здатності дефібриляції під час руйнування при розтягу. Найчастіше в аерокосмічній галузі арамідні композити використовуються в обтічниках, але також можуть використовуватися для обшивки або у стільникових панелях. Арамідні волокна легкі та мають гарні показники міцності на розтяг та модулю пружності, відмінну жорсткість та чудову балістичну та ударну стійкість.

#### Тканий матеріал:

Двовимірні ткані продукти зазвичай пропонуються як конструкція 0° або 90°. Хоча похилене плетіння (45°, 45°) може бути зроблене повертанням базової конструкції 0° та 90°. Плетіння створюється на верстаті переплітанням двох ортогональних (перпендикулярних) наборів пряжі (утік та основа). Напрямок утоку паралельний до довжини рулону. Текстильні ткацькі верстати виготовляють ткане полотно розділенням ниток утоку та вкладанням ниток основи. Більшість плетінь містять схожу кількість волокон та використовують однаковий матеріал, як для ниток основи, так і утоку. Хоча гібридні плетіння, такі як карбон, скло та плетіння, де домінують нитки утоку також можуть бути виготовлені. Ці гібридні плетіння можуть бути використані для досягнення специфічних властивостей, наприклад змішування карбону з арамідом, щоб отримати перевагу жорсткості арамиду, або знизити втрати за рахунок додавання скла до волокон карбону. Ткані вироби можуть бути куплені як суха заготовка або просочена смолою у стадії В. У більшості випадків застосування, декілька шарів двовимірних плетінь ламінованих разом. Так як і зі стрічковими ламінатами, шари орієнтовані згідно вимог міцності та жорсткості.

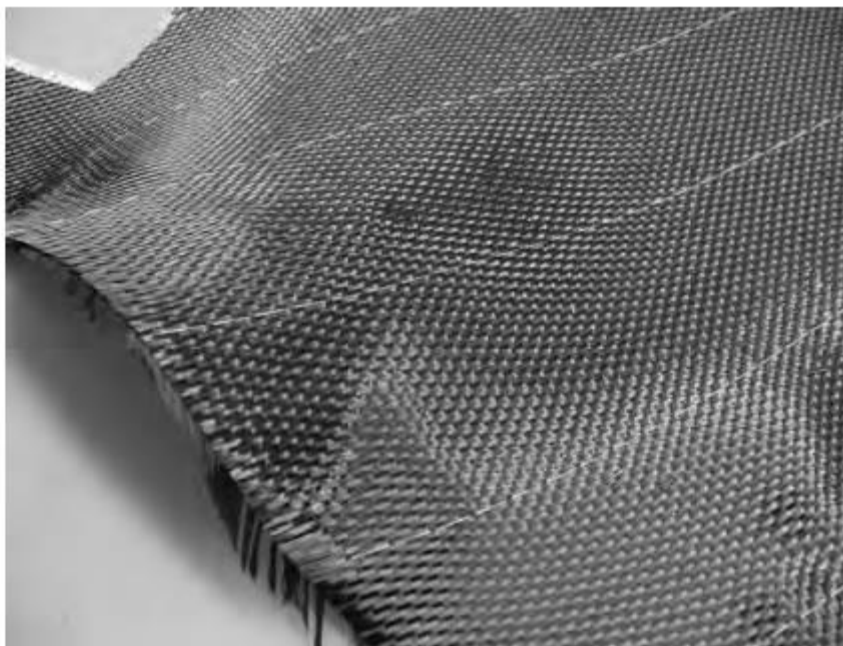


Рис.1.5 Ткане полотно з волокон карбону

Плетіння може бути класифікованим за малюнком переплетення. Напевно два найбільш поширених види переплетення, що використовуються у високопродуктивних композитах, це просте полотняне та сатинове. Найпростіший малюнок – пряме плетіння, в якому кожна нитка основи та утку йде спочатку над, а потім під наступними нитками основи та утку відповідно. Пряме плетіння має більше переплетень на одиничну площу, ніж будь-який інший тип плетіння, і таким чином має найтугіший дизайн полотна, також є найбільш витривалим до зсуву у площині. Таким чином, пряме плетіння опирається деформації під час користування. Полотно прямого переплетення також важче просочити смолою. Інший недолік прямого плетіння – часта зміна позиції кожної нитки від гори до низу. Ця хвилеподібність, або звивання пряжі зменшує міцність та жорсткість композиту.

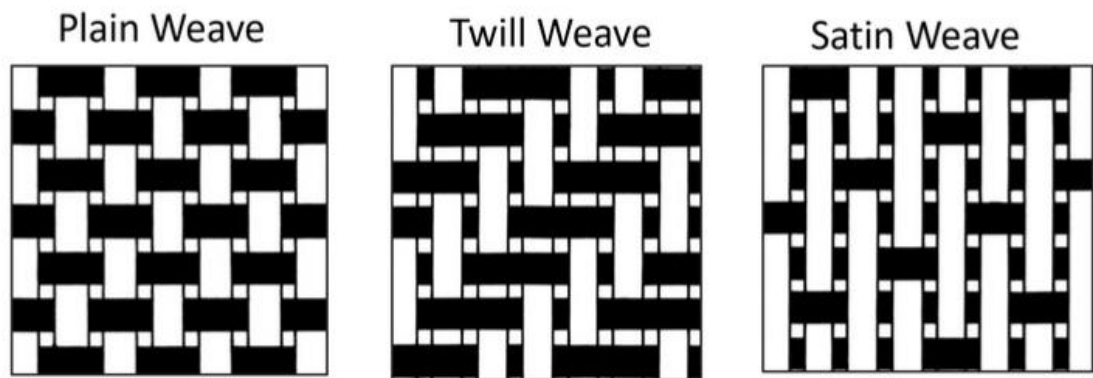


Рис. 1.6 – Види переплетень: пряме просте, саржеве, сатинове

#### Наповнювачі:

#### Епоксидні смоли

Епоксидні наповнювачі – найбільш популярні матричні матеріали для високопродуктивних композитів та клеїв. Вони мають відмінну комбінацію міцності, зчеплення, низької усадки, універсальної обробки. Епоксиди бувають у рідких, твердих і напівтвердих формах і, як правило, твердіють шляхом реакції з амінами чи ангідридами.

Зміцнена епоксидна смола – з термопластами та здатними до реакцій гумовими сумішами, доданими для запобігання крихкості через високий ступінь зшивання – стала нормою в корпусах літаків із високим відсотком композитних матеріалів.

#### Фенольні смоли

Фенольні смоли зазвичай характеризуються крихкістю та супроводжуються великою усадкою протягом затвердіння. Їхнє першочергове використання – для конструкцій інтер'єру літака, так як вони мають низьку займистість та низький рівень виділення диму. Вони також використовуються для високотемпературних теплових щитів, завдяки своїй відмінному абляційному опору, і як стартовий матеріал для карбонових композитів.

Фенольні смоли створюються на основі комбінації ароматичного спирту та альдегіду, наприклад фенолу, у поєднанні з формальдегідом. Фенольні речовини полімеризуються за допомогою реакції конденсації, яка спричиняє



виділення водяної пари та формальдегіду під час затвердіння. Це явище може призвести до утворення порожнеч у композиті. У результаті механічні властивості фенольних смол дещо нижчі, ніж у епоксидних смол та більшості інших високоефективних смол. Крім того, форми повинні бути сконструйовані з достатньою вентиляцією та/або процес формування повинен включати етап «дихання», щоб дозволити водяній парі вийти.

Фенольні смоли на шляху до виробництва стійких до високих температур карбонових композитів.

### Бісмалеїмідні смоли

Бісмалеїмідні смоли використовуються у високотемпературних ... на літаках і ракетах (наприклад, для компонентів гондол реактивних двигунів). Даний вид смоли традиційно демонструє вищі показники поглинання вологи та нижчі показники міцності, ніж епоксидні смоли. В останні роки було досягнуто значного прогресу у створенні міцніших складів, і тепер бісмалеїмідні смоли знані як такі, що мають кращу стійкість до проникнення рідини, ніж епоксидні смоли.

Одна потенційна проблема у використанні даних смол – феномен, знаний як імідна корозія. Це форма гідролізу, результатом якої є деградація самого полімеру. Вперше це було досліджено в аерокосмічній галузі з волокнами карбону/ВМІ.

### **1.3. Висновки по розділу**

Розглянуто основні задачі, діапазони оптимального застосування транспортних літаків та вимоги до матеріалів конструкції вантажної підлоги. На основі аналізу та узагальнення даних наукових праць і науково-технічної літератури розглянуто види матеріалів, що використовуються у конструкціях літальних апаратів. Проаналізовано їх основні переваги та недоліки, опрацьовані вимоги, що висуваються до матеріалів вантажної підлоги та сформувааний попередній висновок про відповідність певних видів матеріалів цим вимогам.

## 2. АНАЛІЗ РОЗРАХУНКОВИХ УМОВ НАВАНТАЖЕННЯ РОЗПОДІЛЬНОЇ БАЛКИ

### 2.1. Розташування та функції розподільної балки підлоги вантажного літака

Вантажні кабіни – це кабіни транспортних літаків, що служать для перевезення у повітрі різноманітних вантажів. Вони являють собою відсіки фюзеляжу великого розміру. Для зручності завантаження та розвантаження є люки, що відповідають габаритам транспортованих вантажів. На деяких літаках застосовуються хвостова або носова частини фюзеляжу, що відхиляються. Характерним для конструкції вантажних кабін є посилення підлоги шляхом встановлення більш потужного поперечного та поздовжнього наборів, а також наявність різноманітних швартових вузлів, трапів та підйомно-транспортних приладів.

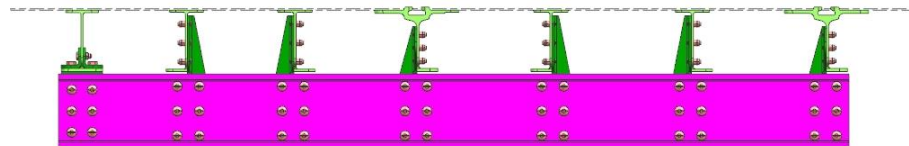


Рис. 1.1 Модель розподільної балки

Розподільні балки є складовою силового набору підлоги. Вони є частиною резервної конструкції підлоги, що підтримує пасажирські сидіння, вантажі у контейнерах та піддонах, обладнання тощо. Під впливом зовнішніх навантажень у балці з'являється згинальний момент.

Розподільні балки встановлюються по парних шпангоутах між поздовжніми балками № 1 і 7. Кріпляться до поздовжніх балок підлоги за допомогою стійок. У даній роботі ми розраховуватимемо міцність балок під впливом різних комбінацій перевантажень та контейнерів з вантажем. У якості вихідних даних використовуватимемо навантаження на місця установки роликів доріжок.

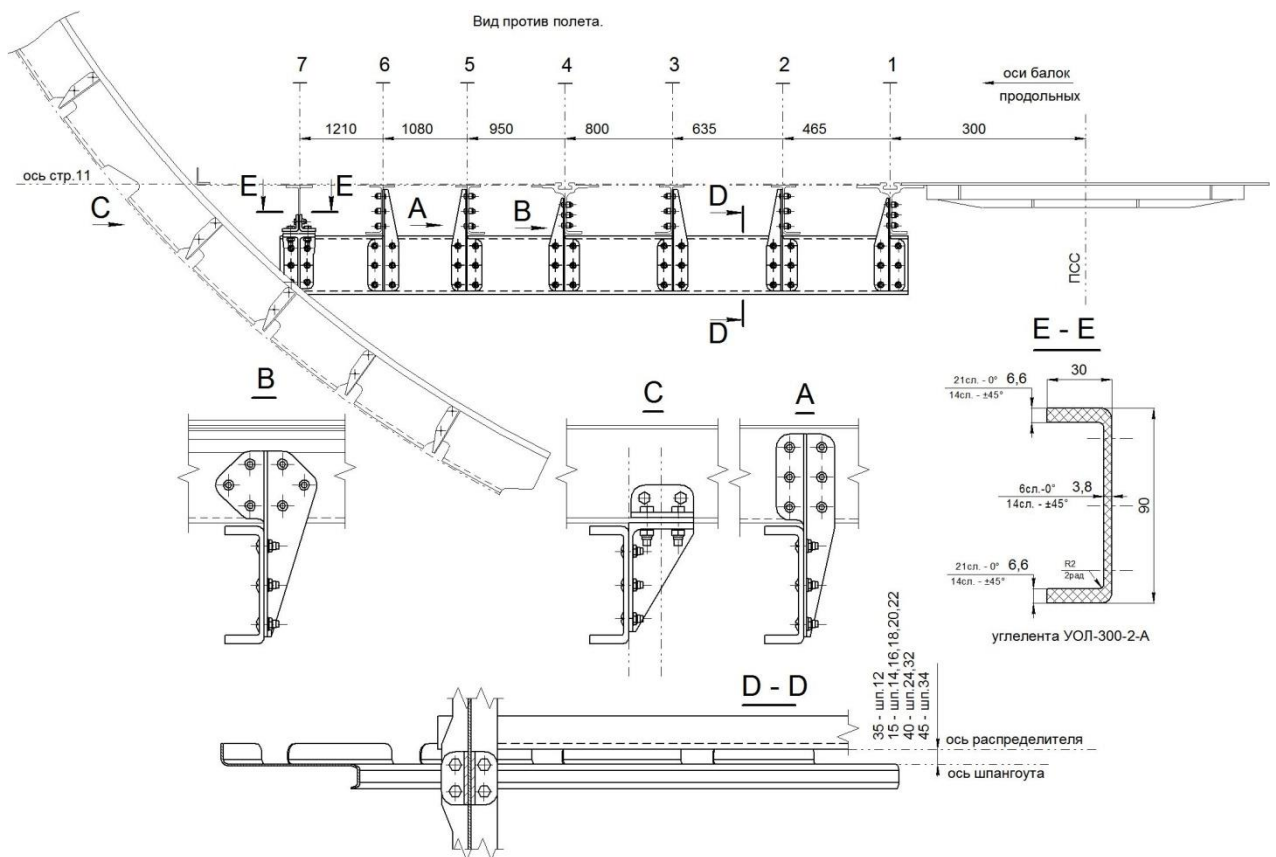


Рис. 2.2 Схема розподільних балок

## 2.2. Опис розрахункових умов навантажень.

Для проведення подальших розрахунків розглянемо наступних 4 випадки завантаження підлоги літака.

1. Навантаження припадає на місця встановлення роликів доріжок, розташованих на рампі.

Транспортування вантажів здійснюється таких у контейнерах:

- УАК-5А(96”x118”),  $G_{max} = 5000$  кг;

- УАК-5 (96''x118''),  $G_{max} = 5670$  кг;
- УАК-10, М2 (96''x235,8''),  $G_{max} = 11340$  кг;
- Тип 1С, ISO (96''x235,8''),  $G_{max} = 13600$  кг;

і на піддонах:

- NAS3610 (88''x108''),  $G_{max} = 4500$  кг;
- NAS3610 (88''x125''),  $G_{max} = 6000$  кг;
- NAS3610 (96''x125''),  $G_{max} = 6800$ кг;
- ПА-5,6 (96''x118''),  $G_{max} = 5600$  кг.

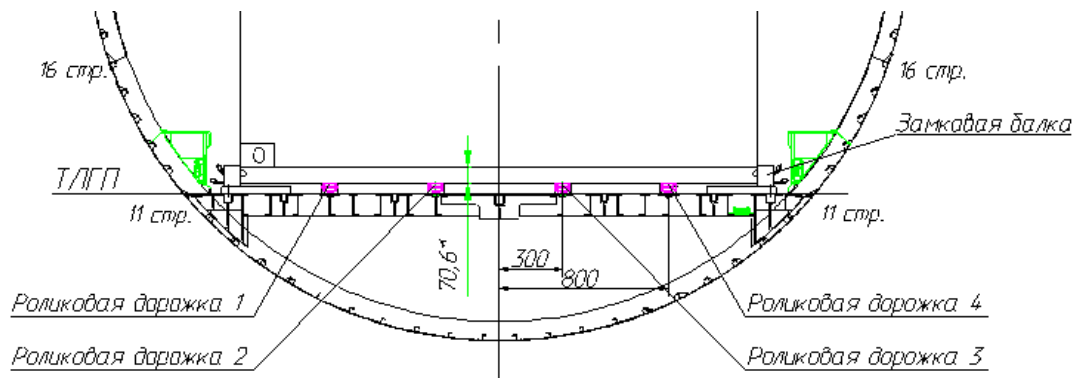


Рис. 2.3 Схема розміщення роликових доріжок

Розрахункові випадки:

1. НВ (дин.)

$$n_y^p = -5,4;$$

2. НВ (дин.)

$$n_y^p = +2,8;$$

3.  $E_{III\text{пос}}(+nw_x\text{max})$

$$\begin{cases} n_x^p = +2,05; \\ n_y^p = -3,5; \end{cases}$$

4.  $R_{1III}(n_z\text{max})$

$$\begin{cases} n_x^p = -0,62; \\ n_y^p = -3,4; \\ n_z^p = \pm 1,22; \end{cases}$$

Роликові доріжки – нижнє вантажне обладнання, призначене для перевезення піддонів та контейнерів. Секції замкових балок сприймають навантаження у напрямку осі z. Секції роликових доріжок сприймають навантаження у напрямку осей X та Y.

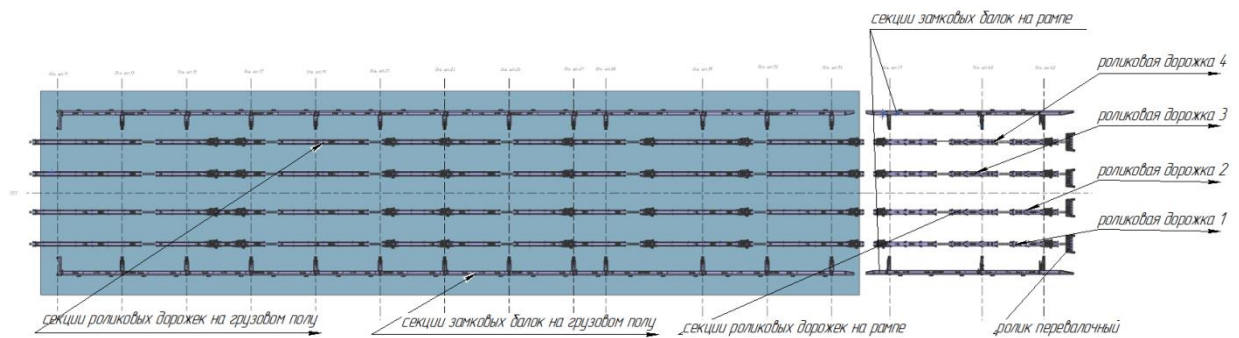


Рис. 2.4 – Обладнання для перевезення контейнерів та піддонів

Секції роликових доріжок встановлюються на рейки вантажної підлоги для здійснення завантаження і транспортування вантажів. На рейку встановлюється роликова доріжка із семи секцій, виготовлених з профілів, кожна секція має свою кількість роликів та вузлів для кріплення. Кріпильні вузли двопробкові, двогрибкові та трипробкові.

Секції роликових доріжок на вантажній підлозі наведені на рисунку нижче.

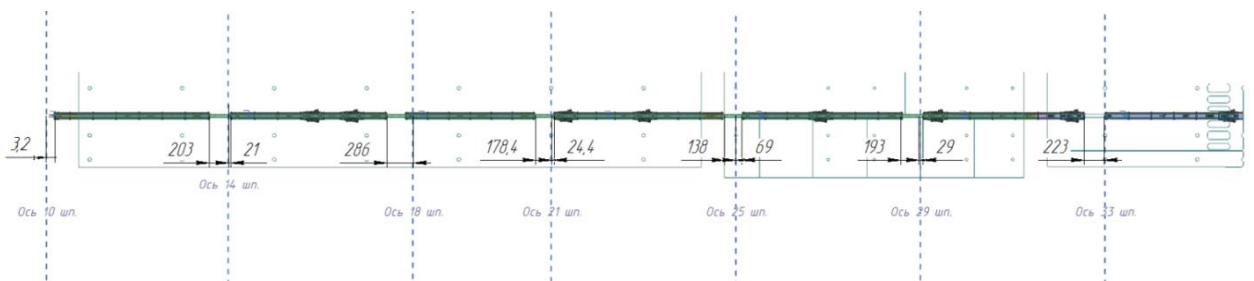


Рис. 2.5 Секції роликових доріжок на вантажній підлозі

2. Цей випадок аналогічний попередньому, політ у неспокійному повітрі. Схема розміщення роликів доріжок та типи контейнерів такі ж, як у попередньому випадку.

3. Навантаження на упори для утримання контейнерів А22 (48"х48"),  $G_{max} = 1102$  кг, в літаку при нездійсненому десантуванні. Упори встановлюються на внутрішні рейки. Положення упору в літаку залежить від кількості вантажів, що десантуються, і може змінюватися. При монтуванні упор для вантажів встановлюється крізь вирізи, передбачені в роликів доріжках системи транспортування і десантування вантажів.

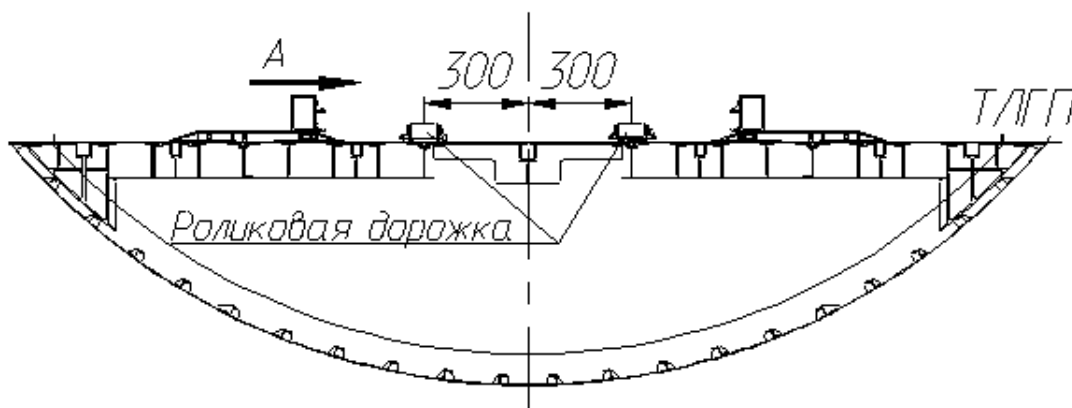


Рис. 2.6 Схема розміщення роликів доріжок

4. Десантування вантажів на платформах TYPE-V/88".

Максимальна вага вантажу, що десантується:

- на платформах довжиною 8ft -  $G_{max} = 6400$  кг;
- на платформах довжиною 12ft, 16ft, 20ft, 24ft, 28ft і 32ft -  $G_{max} = 7500$  кг.

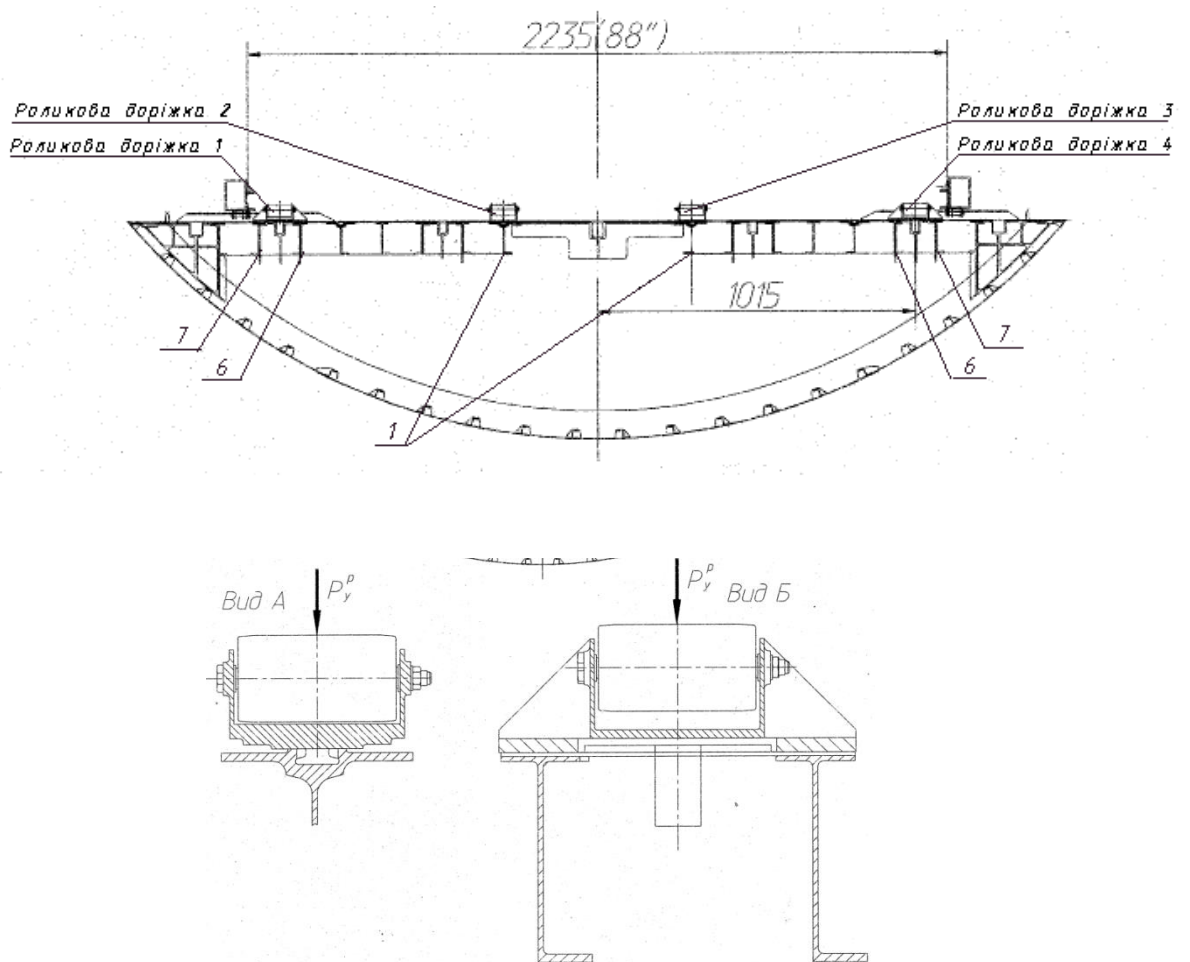


Рис. 2.7 Розміщення роликів доріжок

### 2.3. Висновки по розділу

У другому розділі був проведений аналіз розрахункових умов навантаження розподільної балки: наведений опис конструкції та розташування розподільної балки відносно інших деталей вантажної підлоги, описані випадки навантаження для подальших силових розрахунків.

### **3. ВИБІР І ОБҐРУНТУВАННЯ МЕТОДИКИ РОЗРАХУНКУ РОЗПОДІЛЬНОЇ БАЛКИ**

#### **3.1. Послідовність розрахунку**

На основі проведених розрахунково-аналітичних робіт обрана методика розрахунку розподільної балки, яка включає такі основні етапи:

1. Створення скінченно-елементної моделі балки;
2. Задавання (коригування) вихідних даних;
3. Розрахунок, отримання результатів;
4. Аналіз результатів моделювання;
5. Вибір перерізу балки для варіанту виготовлення матеріалу;
6. Розрахунок моментів;
7. Розрахунок напружень;
8. Виведення коефіцієнтів запасу міцності;
9. Порівняння результатів розрахунку, оцінка умов вагової оптимізації;
10. Прийняття рішення щодо впровадження (подальших досліджень).

Вихідними даними для даного розрахунку є розташування розподільної балки відносно інших елементів вантажної підлоги, розташування контейнерів та піддонів з вантажем, навантаження на балку у вигляді інерційних перевантажень.

На основі цих даних створюємо скінченно-елементну модель балки за допомогою обчислювального комплексу Patran. В цьому ж програмному забезпеченні прикладаємо до цієї моделі навантаження від контейнерів, в результаті чого отримуємо зусилля, що діють всередині скінченних елементів.

По черзі для кожного матеріалу проводимо вибір перерізу для балки, обчислюємо його геометричні характеристики.

Наступним етапом можемо визначити моменти, що діють у балці. Робимо розрахунок від руки для одного розрахункового випадку одного



шпангоута, аналізуючи всі діючі навантаження, що припадають на роликові доріжки.

Після цього знаходимо значення моментів для всіх шпангоутів і розрахункових випадків за допомогою таблиць Microsoft Excel. Визначивши моменти, можемо переходити до визначення максимальних напружень та виведення мінімальних коефіцієнтів запасу міцності.

Всі отримані результати підсумовуємо, порівнюємо та обираємо найвигідніший матеріал для розподільної балки підлоги.

### **3.2. Переваги методу скінченних елементів**

Метод скінченних елементів в останні десятиліття отримав досить велике поширення і став одним із основних методів розрахунку конструкцій. Це зумовлено універсальністю підходу, що лежить у основі методу, що полягає у представленні геометрії будь-якого тіла, що деформується, у вигляді сукупності елементів простої форми: трикутної, чотирикутної та інших.

Елементи бувають одномірними, плоскими і просторовими, з прямолінійними та криволінійними сторонами. Уздовж кожної з них може бути два чи більше вузлів. В усіх вузлах задаються узагальнені координати, що називаються кутовими зміщеннями, сукупність яких для даного елемента запишемо у вигляді матриці.

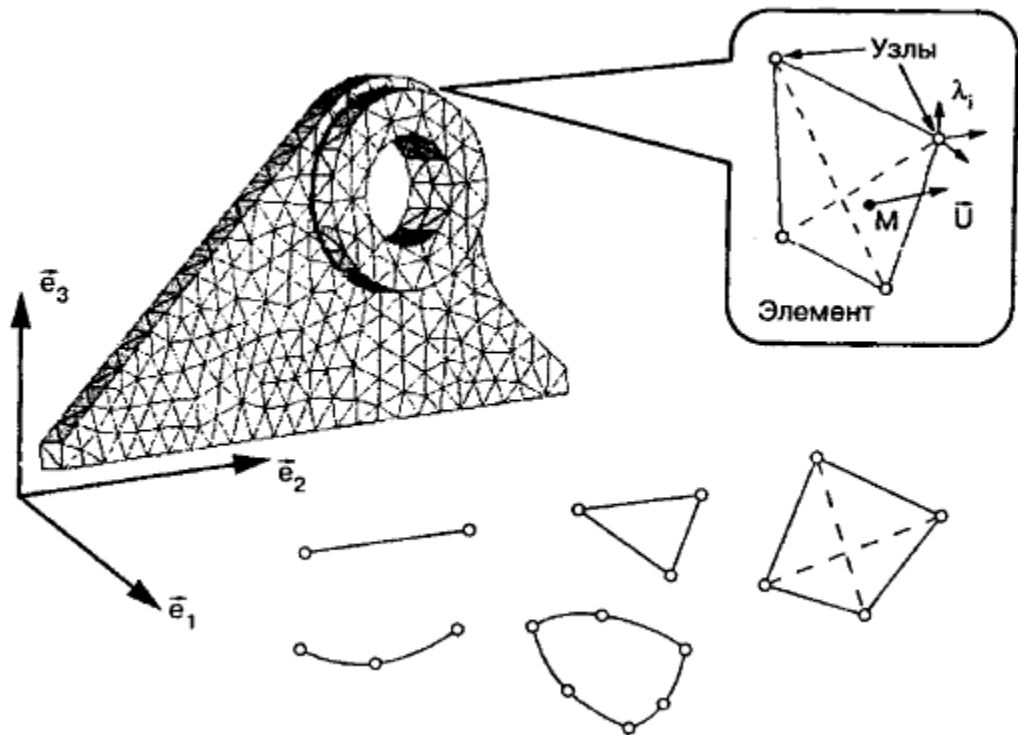


Рис. 3.1 – Представлення деформованого тіла за допомогою скінченних елементів.

Метод скінченних елементів може бути корисним для широкого кола спеціалістів: інженерів з міцності та конструкції, інженерів з динаміки, інженерів з навантажень та дизайнерів.

Одні з найпоширеніших переваг проведення КЕ аналізу протягом виробництва продукту наступні:

- Можливість змоделювати складні системи;
- Знижений час виробництва;
- Аналіз різних конфігурацій;
- Оптимізація виробництва та вартості;
- Зменшена кількість випробувань;
- Покращення рівня безпеки;
- Швидше досягнення потрібної якості;
- Вдосконалення даних, доступних інженерам у прийнятті рішень;

- Краще розуміння усіх компонентів системи, що сприятиме більш раціональному дизайну.

Економічна перевага методу СЕ(КЕ) полягає у тому, що вартість створення фізичного прототипу моделі є надмірно дорогою та щороку збільшується. На противагу, вартість залучення на роботу спеціалістів з кінцево-елементного аналізу, хоча також збільшується, але на нижчому рівні, ніж створення прототипу. Рання імплементація методу скінченних елементів у робочий цикл, процес проектування швидко спрямовується у правильному напрямку, уникаючи дорогих помилок. Як тільки скінченно-елементний аналіз буде корельований з фізичними випробуваннями, інженери можуть робити модифікації та легко їх просимулювати замість того, щоб будувати і тестувати кожного разу нову фізичну модель.

Скінченно-елементний аналіз дуже розвинений метод аналізу. Для щоденних конструкторських завдань вартість такої технології падає, в той час як можливості, які вона надає все збільшуються.

Достовірність розрахунків методом скінченних елементів залежить від багатьох факторів, зокрема від щільності (густини) сітки і порядку функції елемента. Чим менше скінченний елемент і вище порядок функції форми, тим більш точне рішення ми отримаємо. Але, якщо в межах моделі немає значних градієнтів напружень, то вплив кількості скінченних елементів на точність розрахунку незначний. Іншими словами, необхідність збільшення щільності сітки виникає у тих місцях, де є значна зміна напружень (наприклад концентратор напружень). Зрозуміло, що зі зменшенням розміру скінченних елементів збільшується і їх кількість, при цьому зростає точність отриманого рішення і підвищуються вимоги до розрахункових потужностей. Однак помилки обчислень не зводяться до нуля, оскільки зі збільшенням кількості елементів накопичуються похибки комп'ютерного округлення.

Окрім розміру і функції форми скінченного елемента на точність отриманого результату впливає якість скінченних елементів. Найбільшу точність мають скінченні елементи правильної форми, тому трикутник прямує до рівностороннього, а чотирикутник – до квадрата. При значних спотвореннях форми (дуже гострі або тупі кути, витягнуті елементи) елемент починає давати хибний результат і такі елементи називаються виродженими. Допускається максимальне співвідношення габаритних розмірів елемента (наприклад довжина до висоти) не більше двох. Те ж правило діє і при згущенні сітки, для отримання якісних результатів розрахунку сусідні елементи не повинні відрізнятися за розмірами більше, ніж удвічі.

### **3.3. Переваги програмного комплексу Patran**

Потреба у конструкторських бюро, науково-дослідних організацій і промисловості в універсальних, швидких, надійних та зручних для користувача програмах, що дозволяють реалізувати широкий спектр розрахунків (статичних, динамічних, теплових та ін.) послужила імпульсом до розробки різноманітними фірмами пакетів прикладних програм скінченно-елементного аналізу. Це відомі програмні продукти ANSYS і DesignSpace фірми ANSYS Corporation; Cosmos/M Designer, Cosmos/DesignStar, Cosmos/Works фірми Structural Research & Analysis Corporation; DesignWorks фірми CADSI та інші.

Всі програми скінченно-елементного аналізу можна розділити на дві групи. Перша група – програми, що вбудовуються на рівні меню у відомі пакети САПР та мають всі необхідні інструменти для швидкого розрахунку елементів чи складальних одиниць безпосередньо у середовищі їх розробки. Для зручності користувачів при цьому реалізуються алгоритми автоматизованого розбивання конструкції на скінченні елементи, інтуїтивно зрозумілі схеми призначення граничних умов і прикладання навантажень. Друга група – програми, орієнтовані в першу чергу на підготовку повноцінної

скінченно-елементної моделі з максимальними можливостями моделювання, врахування особливостей геометричного, силового характеру і виконання різних видів розрахунків. В них присутні необхідні інструменти для геометричного моделювання і розвинуті засоби експорту/імпорту геометричних моделей з інших САПР-програм.

До даної групи відноситься обрана в дисертації програма для виконання скінченно-елементного аналізу MSC.Patran/Nastran.

Програмний комплекс MSC.Patran/Nastran собою сучасну CAE (Computer Aided Engineering – система інженерного аналізу) систему і є стандартом для міцнісних розрахунків у авіакосмічній галузі. Випускається американською фірмою MSC.Software Corporation, що існує на ринку з 1963 року. В основі комплексу лежить широко відомий метод скінченних елементів, що дозволяє моделювати широкий спектр статичних і динамічних задач механіки деформованого твердого тіла.

Графічна оболонка MSC.Patran являє собою пре- і пост- процесор, дозволяє реалізувати всі необхідні етапи створення числової розрахункової моделі об'єкта дослідження такі як створення геометричної моделі, введення механічних і теплофізичних характеристик матеріалу, задавання властивостей перерізів та профілів, прикладання граничних умов і широкого спектру навантажень, об'єднання навантажень у завантаження, створення навантажень, що залежать від часу, створення сітки скінченних елементів, підготовка вхідного файлу для розв'язувача, обробка результатів розрахунку, візуалізація отриманих результатів.

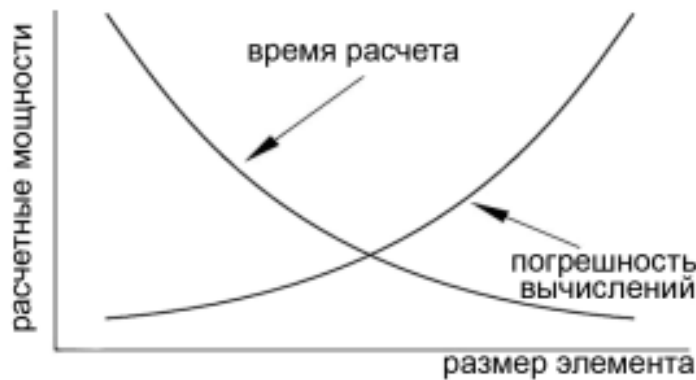


Рис.3.2 Залежність часу похибки розрахунків від кількості скінченних елементів

Окрім геометричного моделювання за допомогою штатних функцій можливий імпорт геометричних моделей із стандартних форматів Parasolid, ACIS, STEP, IGES і «важких» програмних пакетів автоматизованого проектування CATIA, NX, Pro/Engineer, що дозволяє налагодити зв'язки з іншими програмними продуктами (CAD/CAE системами), інтегрувати MSC.Patran в систему обміну даними і моделями на стадії розробки і проектування нових виробів.

Вказаний набір можливостей поєднується із порівняно невисокими вимогами до оперативної пам'яті до займаного місці на жорсткому диску, що дозволяє використовувати програму на персональних комп'ютерах та зумовило велике поширення пакету, разом з яким надаються достатньо детальні файли довідок і прикладів різних рівнів складності.

### 3.4. Висновки по розділу

Проведено вибір і та обґрунтування методики розрахунку розподільної балки підлоги транспортного літака та однієї з її складових – програмного комплексу скінченно-елементного моделювання. Сформульовано переваги використання обраної методики, зокрема чому було вирішено використовувати у розрахунках саме метод скінченних елементів та обрано програмне забезпечення Patran для виконання розрахунково-аналітичних досліджень.

#### 4. РОЗРОБКА СКІНЧЕННО-ЕЛЕМЕНТНОЇ МОДЕЛІ РОЗПОДІЛЬНОЇ БАЛКИ ДЛЯ ВАРІАНТІВ ВИГОТОВЛЕННЯ З РІЗНИХ МАТЕРІАЛІВ

Силовий розрахунок розподільних балок підлоги у складі фюзеляжу на шпангоутах №12, 14, 16, 18, 20, 22, 24, 32, 34 виконується методом скінченних елементів за допомогою обчислювального комплексу «Patran».

У даному розділі стоїть завдання створення скінченно-елементної моделі розподільної балки.

##### 4.1. Створення СЕМ розподільної балки.

Етап створення скінченно-елементної моделі займає найбільше часу серед усіх етапів скінченно-елементного аналізу. Скінченно-елементна модель має точно описувати форму та розміри виробу, зовнішні навантаження, які він має витримати. Для цього призначена основна частина інструментів в MSC.Patran.

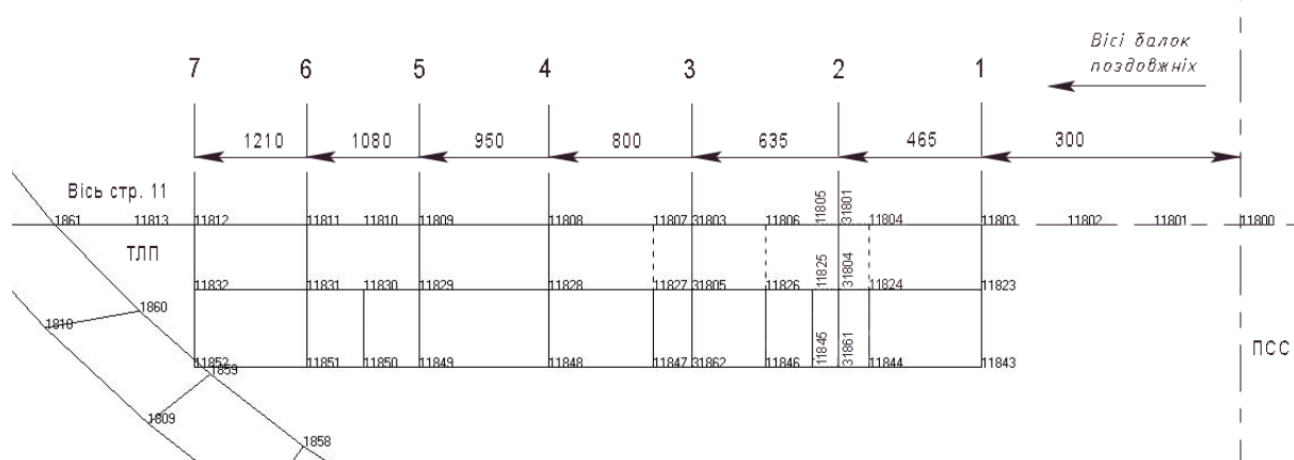


Рис. 4.1 Скінченно-елементна модель балки 18-го шпангоута. Номери вузлів елементів

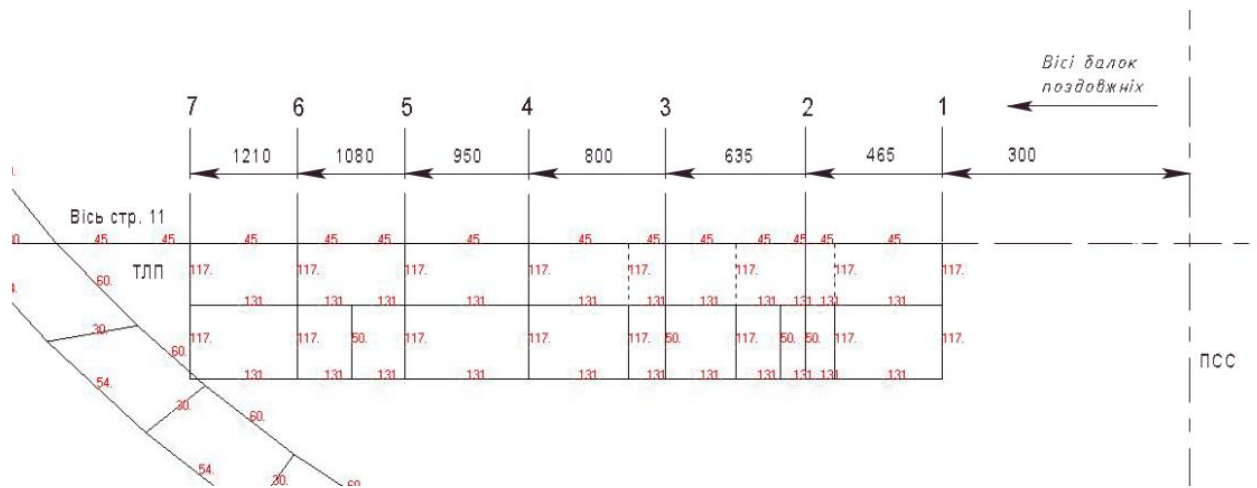


Рис. 4.2 Скінченно-елементна модель балки 18-го шпангоута. Площі поперечних перерізів стрижнів

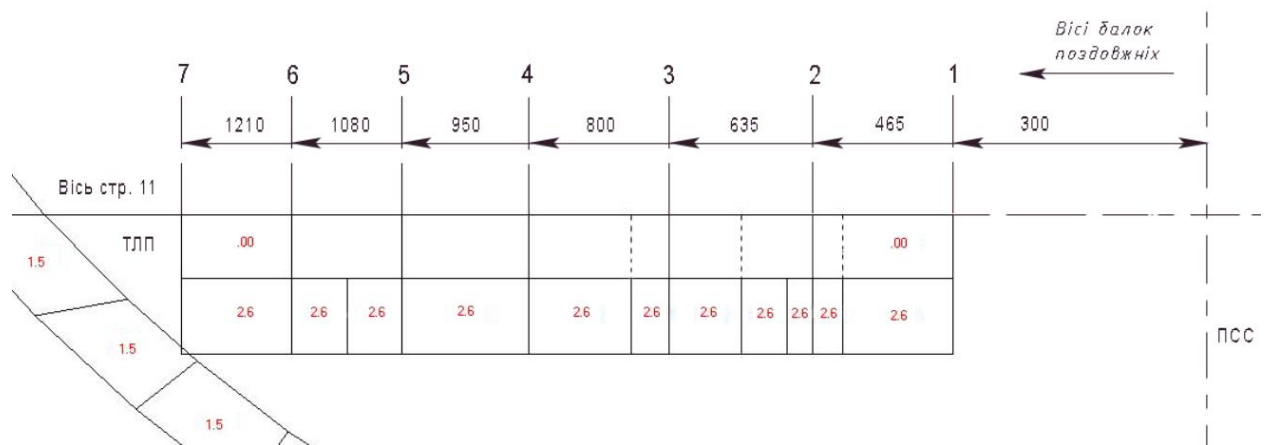


Рис. 4.3 Скінченно-елементна модель балки 18-го шпангоута. Товщини стінок



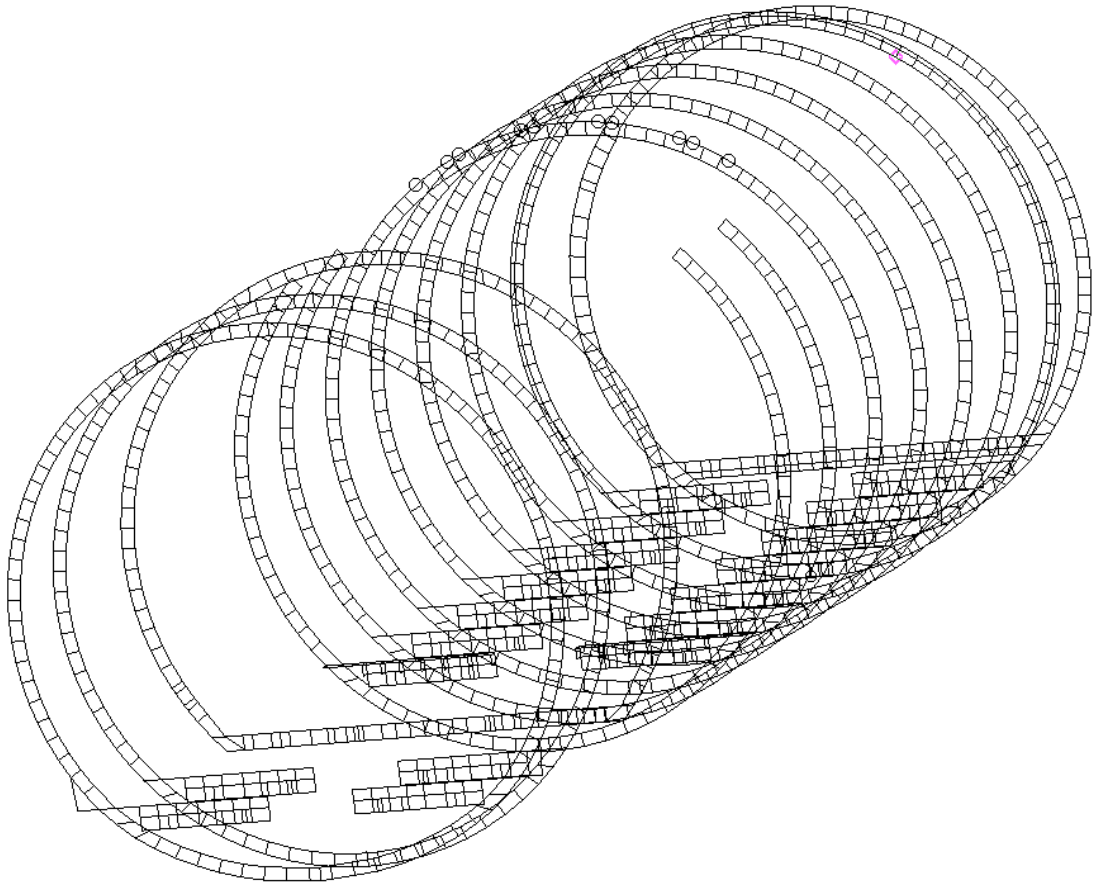


Рис. 4.4 СЕМ шпангоутів

Кінцево-елементна модель балки складається з таких елементів:

- Shear елементи – стінки балок;
- Rod елементи – пояси балок.

Площі поперечних перерізів стрижнів та товщини стінок були обрані на попередніх етапах проектування розподільних балок, що в даній дисертації не розглядаються.

#### **4.2. Розрахунок**

Після створення моделі, починається стадія аналізу. Для цього існують різноманітні розв'язувачі. Користувач сам визначає, яким кодом проводитиметься аналіз, виходячи з характеру самої задачі та бажаних результатів.

З перелічених у пункті 3 розрахункових умов маємо дані у вигляді інерційних перевантажень, кількості та маси вантажу, що транспортується у контейнерах та на піддонах.

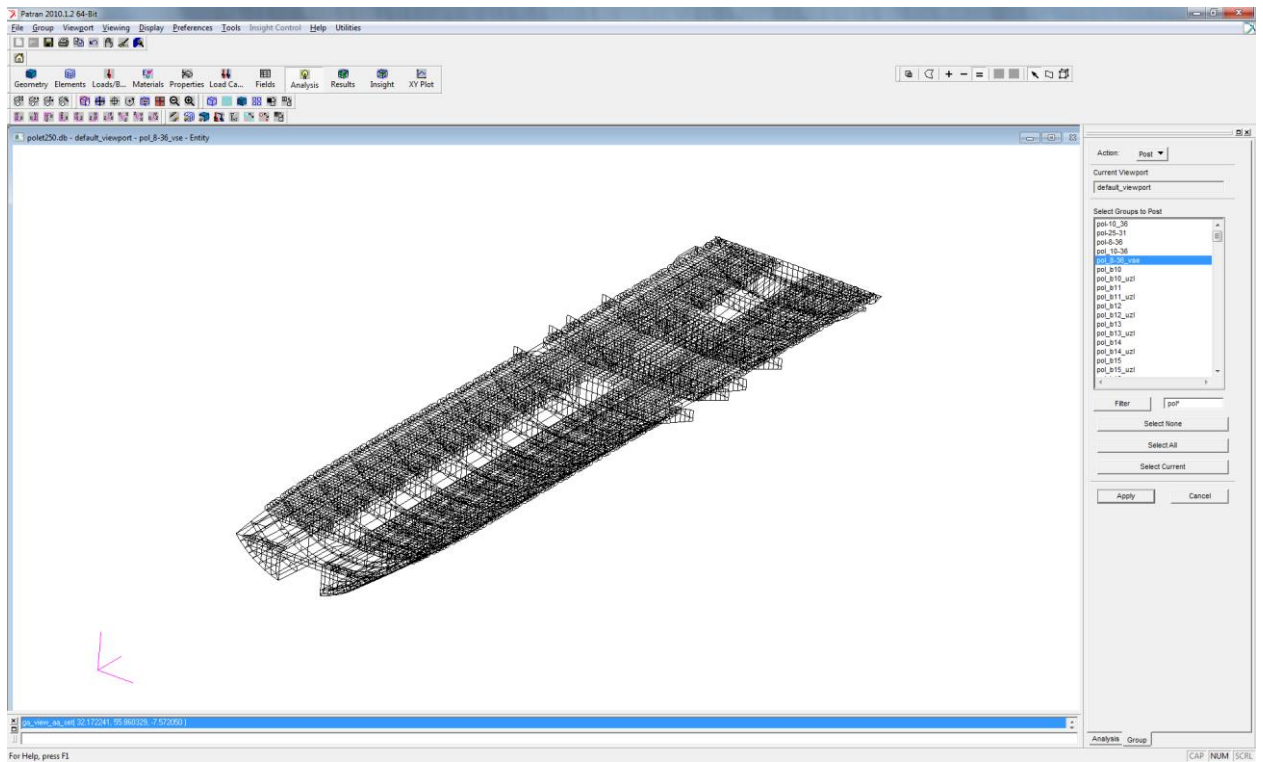


Рис. 4.5 – СЕМ вантажної підлоги

Для проведення аналізу потрібно відобразити модель всієї вантажної підлоги, щоб правильно обчислити навантаження зокрема на розподільні балки підлоги.

Додаток Analysis пов'язує середовище MSC.Patran з програмами для проведення аналізу. У даному випадку - це програмні комплекси MSC. Згідно норм, прописаних у FAR25, про політ у неспокійному повітрі та посадкові випадки та прикладених до підлоги навантажень здійснюємо розрахунок.

Обираємо дію Analyze, об'єкт Entire model, метод Full Run – обчислення відбуватимуться для всієї моделі. У графі Available Jobs обираємо раніше задані нами навантаження для кожного розрахункового випадку.

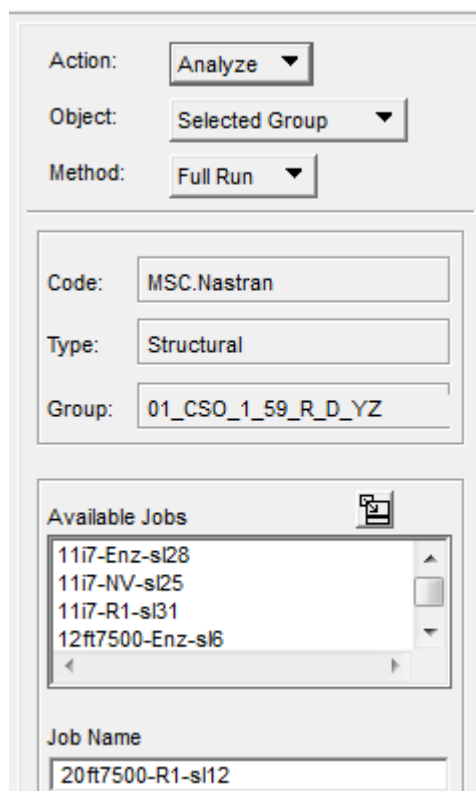


Рис. 4.6 Запуск аналізу

Результати, отримані на етапі аналізу, зазвичай представлені у вигляді чисел, таких як значення переміщень у точці. Але за ними складно отримати уявлення про поведінку моделі. Тому результати аналізу потрібно візуалізувати.

В MSC.Patran є широкий спектр можливостей з відображення, сортування та масштабування результатів. Обираємо елемент літака, деформацію від навантаження на якому хочемо переглянути. Запускаємо процес Results та задаємо такі параметри: Створити deformation, обрати розрахунковий випадок, який би ми хотіли візуалізувати, в графі Select Deformation Result обрати Displacements, translational. На рисунку вказані також налаштування параметрів відображення кольору, символів, масштабування тощо.

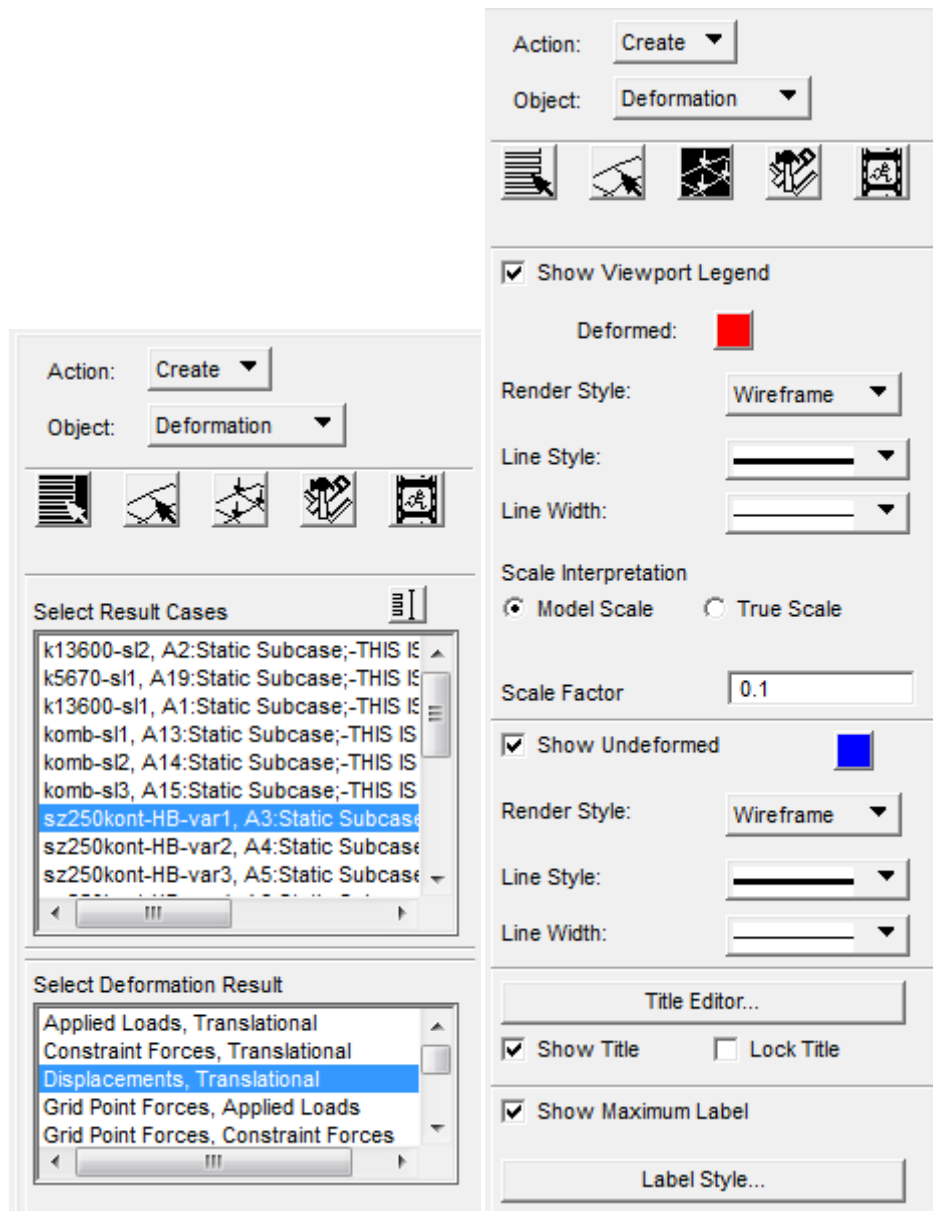


Рис. 4.7 Налаштування параметрів візуалізації розрахунків

Завершивши налаштування, натискаємо Apply.

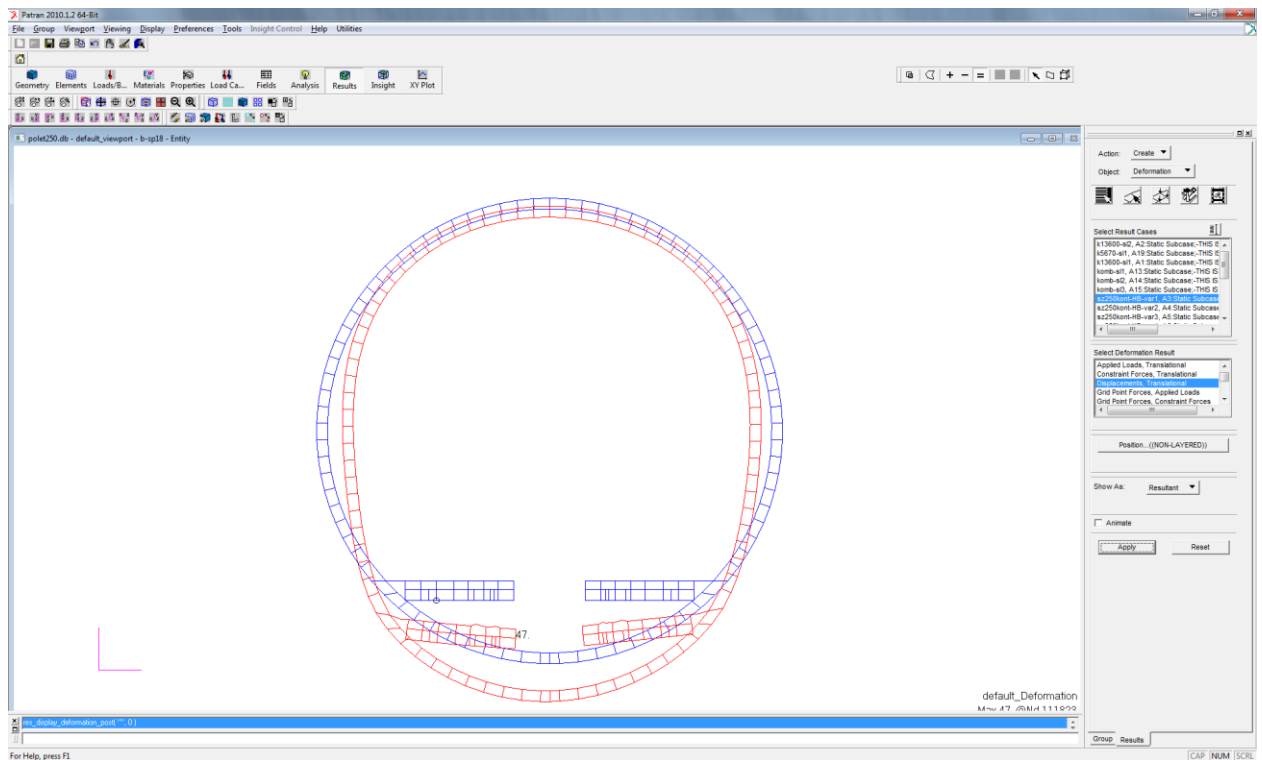


Рис. 4.8 – Деформація шпангоута

Дане графічне відображення деформацій не принесе нам користі у подальших розрахунках, але дозволить перевірити правильність обчислення моментів на наступних етапах розрахунку.

### 4.3. Результати розрахунку

У процесі Results задаємо такі параметри для того, щоб отримати результати аналізу у програмі.

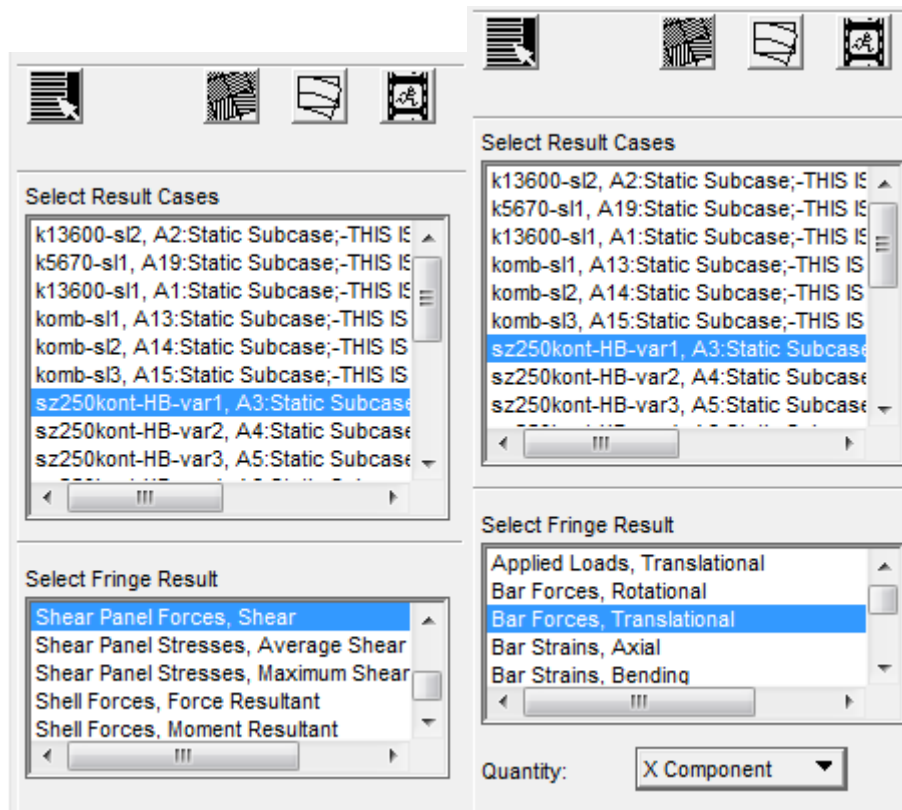


Рис. 4.9 Параметри, що задаються для отримання результатів аналізу

Зазначаємо дію Access Results, приєднати xdb file. У графі Select Result Cases обираємо по черзі кожен розрахунковий випадок. В полі Select Fringe Result обираємо спочатку Shear Panel Forces, Shear та натискаємо Apply. Після повідомлення про створений файл з результатами в останньому полі обираємо Bar Forces, Translational та натискаємо Apply.

Результати розрахунку у програмному забезпеченні Patran ми отримуємо у вигляді зусиль, що діють в елементах скінченно-елементної моделі. Ці дані представлені у вигляді файлів з розширенням .txt. У файлі записані номери скінченних елементів балки та відповідні їм зусилля, що знаходяться у стрижнях та потоків у стінках. Для проведення подальших розрахунків з обчисленням максимальних напружень та мінімальних запасів, що описуються в наступних розділах, заносимо дані з текстових файлів до таблиць Microsoft Excel.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
2			Поперечна балка-розпод.								
3											
4											
5	1		нв(пу=-5,4), конт.G=13600 кг				k13600-s11				
6											
7			Номери елементів КЕМ				Результати сил. розрахунку				
8	Ділянка		верх. п.	нижн. п.	стінка		Nв	Nн	q	l	
9							кг	кг	кг/мм	мм	
10	Б. 6-7		12612	2503457	12512		-2,93551	2,100632	0,032346	130	
11	Б. 5-6		12611	12631	12511		-9,01792	7,354071	0,097096	65	
12	Б. 5-6		12610	12630	12510		-15,3235	13,65968	0,097096	65	
13	Б. 4-5		12609	12629	12509		-21,4846	19,82939	0,040261	150	
14	Б. 3-4		12608	12628	12508		-21,8922	20,39301	-0,04093	120	
15	Б. 3-4		12654	12664	12554		-18,5196	17,02035	-0,0409	45	
16	Б. 2-3		12653	12663	12553		-18,2026	16,90097	0,01884	85	
17	Б. 2-3		12606	12626	12506		-19,5197	18,21805	0,01882	55	
18	Б. 2-3		12652	12662	12552		-20,3189	19,01722	0,01882	30	
19	Б. 1-2		12651	12661	12551		-18,3043	17,29075	-0,11488	35	
20	Б. 1-2		12604	12624	12504		-8,43802	7,641103	-0,11766	130	
21											
22	Б. 1-2		1012604	1012624	1012504		-10,1293	9,510277	-0,14644	130	
23	Б. 1-2		1012651	1012661	1012551		-22,2875	21,5552	-0,14497	35	
24	Б. 2-3		1012652	1012662	1012552		-24,9784	23,99598	0,006263	30	
25	Б. 2-3		1012606	1012626	1012506		-24,7125	23,73005	0,006263	55	
26	Б. 2-3		1012653	1012663	1012553		-24,2734	23,291	0,006288	85	
27	Б. 3-4		1012654	1012664	1012554		-25,3029	24,15266	-0,05021	45	
28	Б. 3-4		1012608	1012628	1012508		-29,4428	28,29257	-0,05023	120	
29	Б. 4-5		1012609	1012629	1012509		-28,1135	26,82918	0,059716	150	
30	Б. 5-6		1012610	1012630	1012510		-20,1999	18,90559	0,106215	65	
31	Б. 5-6		1012611	1012631	1012511		-13,302	12,00777	0,106215	65	
32	Б. 6-7		1012612	3403457	1012512		-4,95068	4,27943	0,065896	130	
33											
34											

Рис. 4.10 Перенесення результатів обчислень до Microsoft Excel

#### 4.4. Висновки по розділу

У четвертому розділі описано процес і результати створення скінченно-елементної моделі розподільної балки підлоги, проведено опис СЕ моделі, та проведений аналіз навантажень з використанням програмного комплексу MSC.Patran. Візуалізовано результати аналізу та отримані файли із значеннями зусиль в скінченних елементах; інтегровано результати аналізу у програмі MSC.Patran до таблиці Microsoft Excel для проведення подальших розрахунків.

## **5. ВИЗНАЧЕННЯ НАПРУЖЕНО-ДЕФОРМОВАНОГО СТАНУ ТА МІНІМАЛЬНИХ КОЕФІЦІЄНТІВ ЗАПАСУ МІЦНОСТІ**

### **5.1. Вибір поперечного перерізу для балки, виготовленої з КМ та металу.**

Щоб спроектувати балку з композитного матеріалу, потрібно враховувати його особливості та дотримуватися низки правил при виборі при укладанні матеріалу.

Правила та рекомендації:

Шари з різною орієнтацією мають бути рівномірно розподілені по товщині пакета. Це основне правило дозволяє створити однорідний за товщиною пакет, у якому зводяться до мінімуму небажані ефекти, включно з розшаруванням вільних кромки.

В основному, застосовують укладання, яке містить як мінімум 10% шарів кожної з чотирьох основних орієнтацій:  $0^\circ$ ,  $+45^\circ$ ,  $-45^\circ$  і  $90^\circ$ . Якщо бажано з технологічних міркувань або жорсткісних вимог застосовувати укладання шарів з іншою орієнтацією, відмінної від стандартної, то в ній має міститись не менше 10% моношарів кожної окремої укладки і таких, що мають максимальний кут з іншими напрямками орієнтації менше або рівний  $45^\circ$ . Деякі деталі, так як болтові з'єднання, можуть мати більш жорсткі вимоги по мінімальному відсотковому вмісту шарів кожної орієнтації.

Необхідно мінімізувати групування моно шарів однієї орієнтації. Моношари, утворені однонапрямленими волокнами (стрічками), послідовно укладаються групами, що містять не більше чотирьох однаково орієнтованих шарів і мають сумарну товщину не більше 0,0030 дюйма (0,762 мм). Крім цього на вільній кромці мають розташовуватися разом не більше двох моношарів, орієнтованих перпендикулярно до кромки. Дана вимога дозволяє зменшити розтріскування матриці всередині пакета. Обмеження по



об'єднанню більше ніж двох моношарів, орієнтованих перпендикулярно до вільної кромки, зводить до мінімуму проблеми розшарування.

Необхідно застосовувати збалансовані та симетричні укладки. Якщо це неможливо через інші вимоги, необхідно розташовувати несиметричні або незбалансовані шари якомога ближче до серединної площини. Симетрична укладка – кожному моношару, розташованому вище серединної площини, відповідає моношар, розташований нижче серединної площини на тій же відстані та ідентичний за матеріалом, товщиною та кутом орієнтації.

Розділення груп, що складаються з моношарів, які мають один і той же кут армування і утворених однонапрямленими волокнами та розташованих по відношенню один до одного під  $90^\circ$ , виготовляються принаймні одним моношаром, розташованим по відношенню до однієї з груп під  $45^\circ$ . Слідуючи даній рекомендації, зменшується розшарування між шарами, орієнтованими під  $90^\circ$  один до одного. Шари, утворені з тканого наповнювача, не підлягають цьому випадку розшарування.

Для вибору поперечного перерізу балки орієнтуватимемося на попередні розрахунки та отриманий з них початковий переріз розподільної балки.

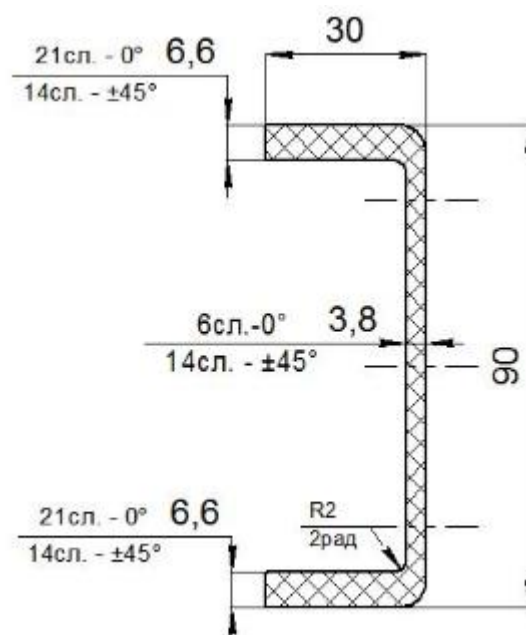


Рис. 5.1 Початковий переріз розподільної балки.

### 5.1.1. Вибір перерізу для балки, виготовленої з УОЛ-300-2А

У зв'язку з особливостями композитних матеріалів, для подальших розрахунків маємо взяти редукований переріз. Він враховує те, що міцність на розтяг шарів композиту, укладених під кутом  $\pm 45^\circ$  складає 15% від міцності на розтяг шарів з кутом укладання  $0^\circ$ .

Формула для розрахунку товщин редукованого перерізу:

$$\delta_{ред} = (n(0^\circ) + 0,15 \cdot n(45^\circ)) \cdot \delta_{миш} , \text{ де}$$

$n(0^\circ)$  – кількість шарів  $0^\circ$ ;

$n(45^\circ)$  – кількість шарів  $\pm 45^\circ$ ;

$\delta_{миш}$  – товщина моношару стрічки УОЛ-300-2А,  $\delta_{миш} = 0,19 \text{ мм}$ .

- Пояси:

$$\delta_{п} = (21 + 0,15 \cdot 14) \cdot 0,19 = 4,39 \text{ мм};$$

- Стінка:

$$\delta_{ст} = (6 + 0,15 \cdot 14) \cdot 0,19 = 1,54 \text{ мм};$$

В поясах балки знаходиться по 21 шару з орієнтацією  $0^\circ$  та по 14 шарів з орієнтацією  $\pm 45^\circ$ . В стінці балки знаходиться 6 шарів з орієнтацією  $0^\circ$  та 14 шарів з орієнтацією  $\pm 45^\circ$ .

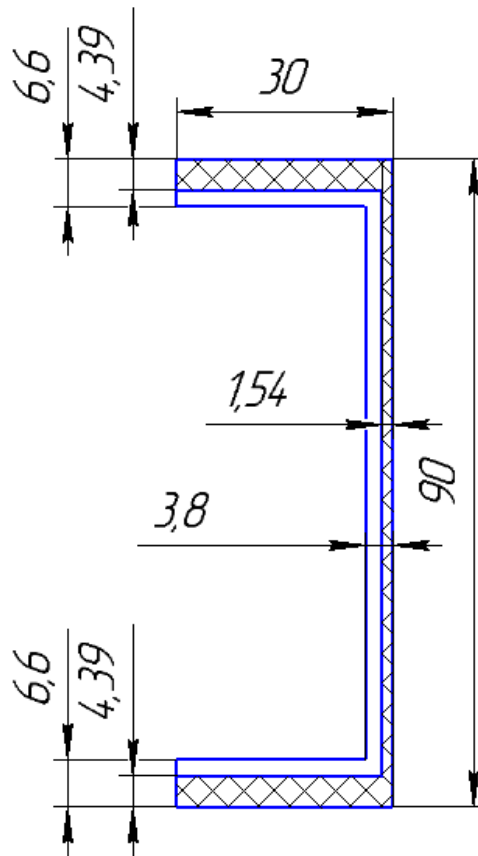


Рис. 5.2 Редукування перерізу балки з УОЛ-300-2А

$$H = 9 \text{ см}$$

$$B = 3 \text{ см}$$

Обчислюємо площу поперечного перерізу балки:

$$F_{\Pi} = B \cdot \delta_{\Pi} = 3 \cdot 0,439 = 1,317 \text{ см}^2$$

$$F_{\text{ст}} = H \cdot \delta_{\text{ст}} = 8,122 \cdot 0,154 = 1,25 \text{ см}^2$$

$$F_{\text{о}} = F_{\text{ст}} + 2 \cdot F_{\Pi} = 1,25 + 2 \cdot 1,317 = 3,88 \text{ см}^2$$

Знаходимо геометричні характеристики:

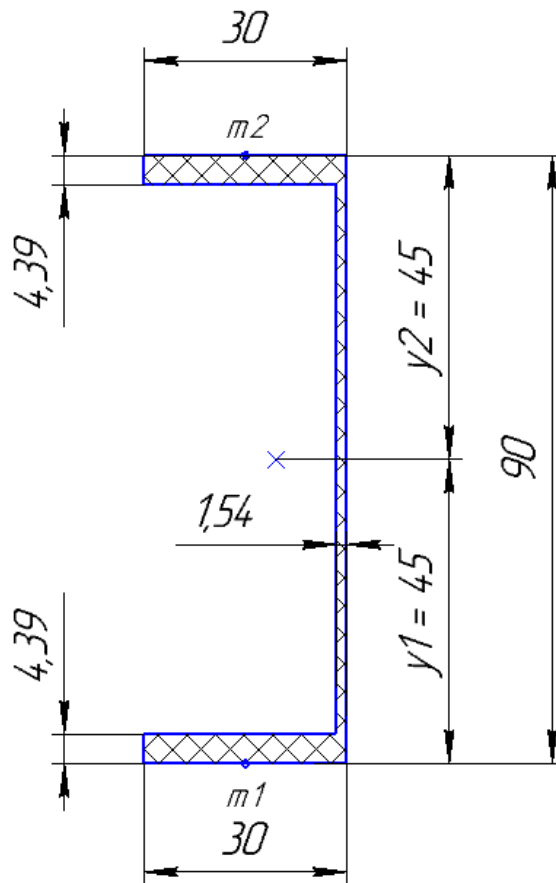


Рис. 5.3 Геометричні характеристики перерізу

### 5.1.2. Вибір перерізу для балки, виготовленої з HexPly M21

Формула для розрахунку товщин редукованого перерізу:

$$\delta_{\text{ред}} = (n(0^0) + 0,15 \cdot n(45^0)) \cdot \delta_{\text{мш}} , \text{ де}$$

$n(0^0)$  – кількість шарів  $0^0$ ;

$n(45^0)$  – кількість шарів  $\pm 45^0$ ;

$\delta_{\text{мш}}$  – товщина моношару стрічки HexPly M21,  $\delta_{\text{мш}} = 0,184 \text{ мм}$ .

- Пояси:

$$\delta_{\text{п}} = (21 + 0,15 \cdot 14) \cdot 0,184 = 4,25 \text{ мм};$$

- Стінка:

$$\delta_{\text{ст}} = (6 + 0,15 \cdot 14) \cdot 0,184 = 1,49 \text{ мм};$$

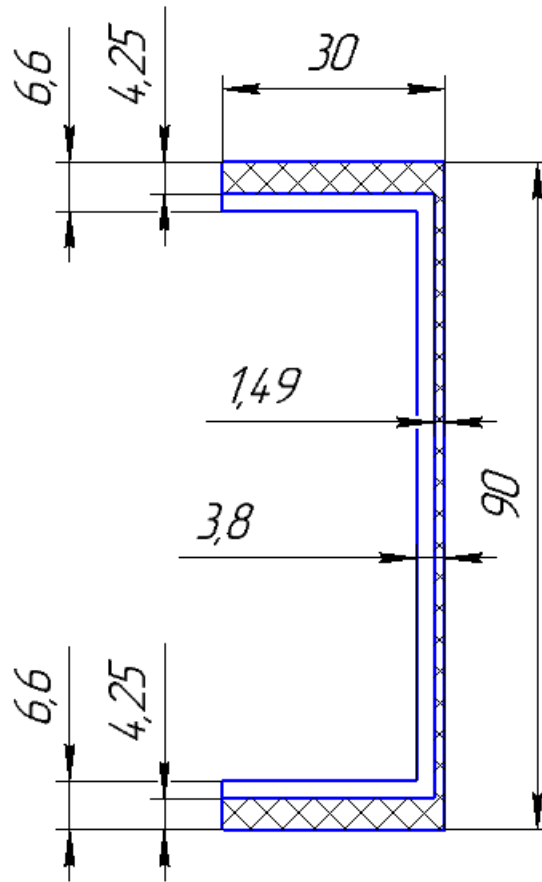


Рис. 5.4 Редукування перерізу балки з HexPly M21

$$H = 9 \text{ см}$$

$$B = 3 \text{ см}$$

Обчислюємо площу поперечного перерізу балки:

$$F_{\text{н}} = B \cdot \delta_{\text{н}} = 3 \cdot 0,425 = 1,275 \text{ см}^2$$

$$F_{\text{ст}} = H \cdot \delta_{\text{ст}} = 8,15 \cdot 0,149 = 1,214 \text{ см}^2$$

$$F_{\text{о}} = F_{\text{ст}} + 2 \cdot F_{\text{н}} = 1,214 + 2 \cdot 1,275 = 3,764 \text{ см}^2$$

Знаходимо геометричні характеристики:

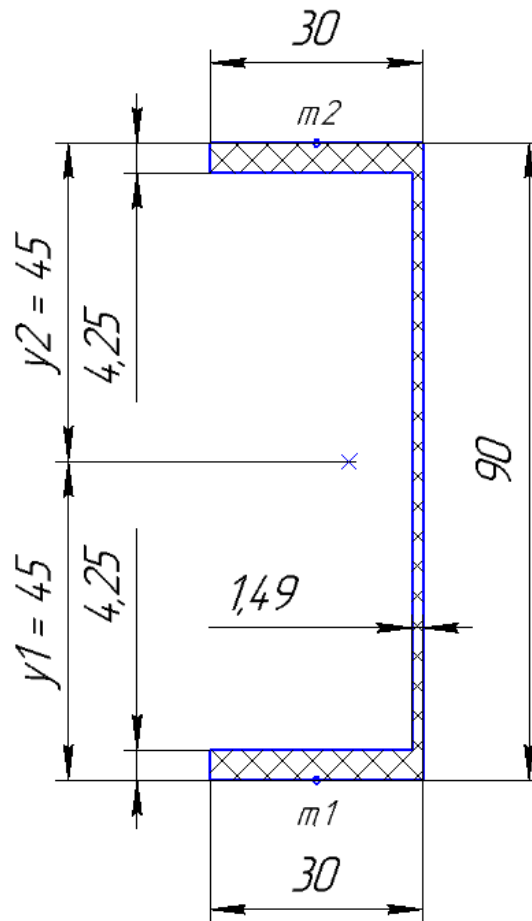


Рис. 5.5 Геометричні характеристики перерізу

$$F = 3,764 \text{ см}^2$$

$$y_{\text{цт}} = 4,5 \text{ см}$$

$$I_x = 53,64 \text{ см}^2$$

$$W_1 = 11,92 \text{ см}^2$$

$$W_2 = 11,90 \text{ см}^2$$

### 5.1.3. Вибір перерізу для балки, виготовленої з Д16Т

Переріз для балки, виготовленої з металу, визначатимемо методом підбору. Для цього використаємо максимальний момент, отриманий з розрахунків у попередніх пунктах розділу.

Створюємо довільний переріз з параметрами висоти та ширини  $H = 9$  см та  $B = 3$  см відповідно.

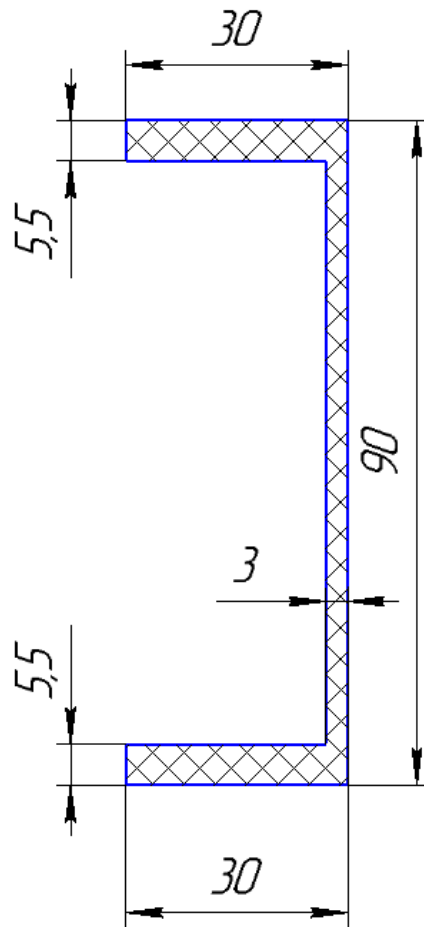


Рис. 5.6 Поперечний переріз балки з Д16Т

Знаходимо геометричні характеристики:

$$F = 5,67 \text{ см}^2$$

$$y_{\text{цт}} = 4,5 \text{ см}$$

$$I_x = 71,32 \text{ см}^2$$

$$W_1 = 15,85 \text{ см}^2$$

$$W_2 = 15,85 \text{ см}^2$$

Знаходимо напруження від максимального моменту в поясах перерізу:

$$\sigma_1 = \frac{Mзг}{W_1}, \sigma_2 = \frac{Mзг}{W_2}$$

$$\sigma_1 = \frac{50549}{15,85} = 3189,21 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2},$$

$$\sigma_2 = -\frac{50549}{15,85} = -3189,21 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$$

Виводимо запас для HexPly M21 за формулами:

$$\eta_1 = \frac{\sigma_{\text{доп}}}{\sigma_1}, \eta_2 = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_2}$$

З довідника знаходимо значення  $\sigma_{\text{доп}}$  для Д16Т.

Для товщини листа  $5 < \delta < 10$   $\sigma_{\text{доп}} = 4300 \frac{\text{кг}}{\text{см}^2}$ .

$\sigma_{\text{кр}}$  знайдемо з графіка залежності  $\sigma_{\text{кр}}$  від відношення ширини пояса до його товщини.

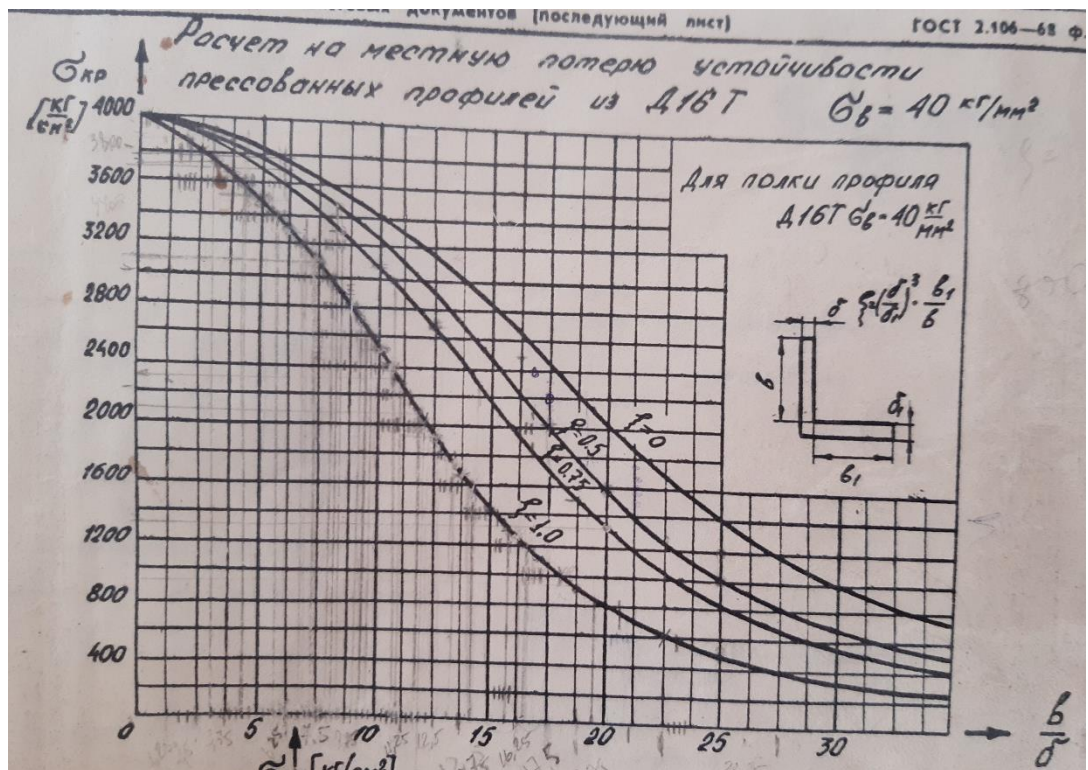


Рис. 5.7 Розрахунок на місцеву втрату стійкості пресованих профілів із Д16Т



$$b/\delta = \frac{30}{5,5} = 5,46$$

$$\sigma_{кр} = 3400 \frac{\text{КГ}}{\text{СМ}^2}$$

Знаходимо величини запасу:

$$\eta_1 = \frac{4300}{3189,21} = 1,35$$

$$\eta_2 = \frac{3400}{3189,21} = 1,07$$

Так як коефіцієнт запасу більше одиниці, даний переріз нас задовольняє.

## **5.2. Визначення моментів у балці.**

Задавши навантаження на скінченно-елементну модель балки у програмі Patran, на виході отримуємо значення потоків, що діють в кожному елементі та зусилля, що проходять у стрижнях. За допомогою цих даних знаходимо зусилля, що діють у вузлах кожного скінченного елемента балки, за такою схемою:

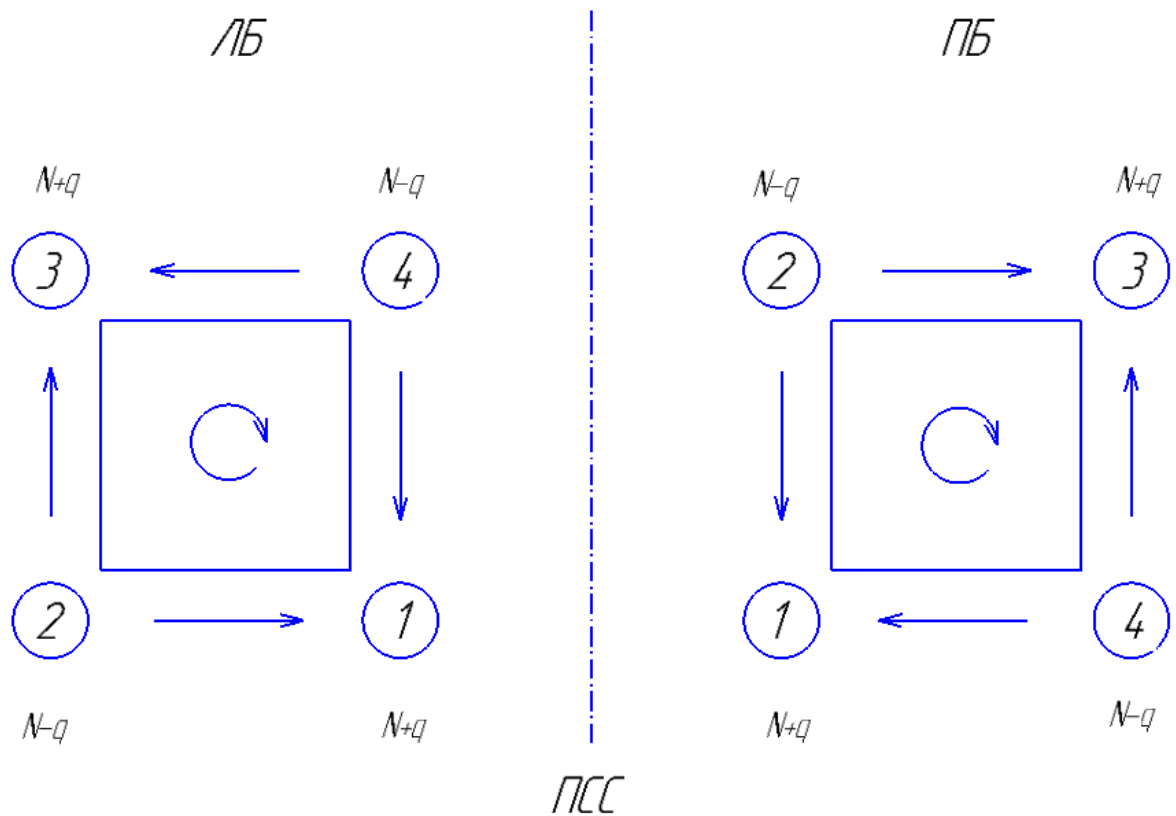


Рис. 5.8 Розрахункова схема для визначення моментів

На рисунку вище зображено два елементи СЕМ, розташованих по різні боки від лінії симетрії літака. На схемі проставлений порядок вузлів в елементі, визначений моделлю у програмі. Були вказані напрямки силових потоків, за допомогою яких нижче виведені формули для визначення зусиль у вузлах елементів. Порядок вузлів та напрямки потоків для елементів моделі балки, що знаходяться далі від лінії симетрії літака, збігаються з порядком та напрямками елемента на схемі відповідного борту літака.

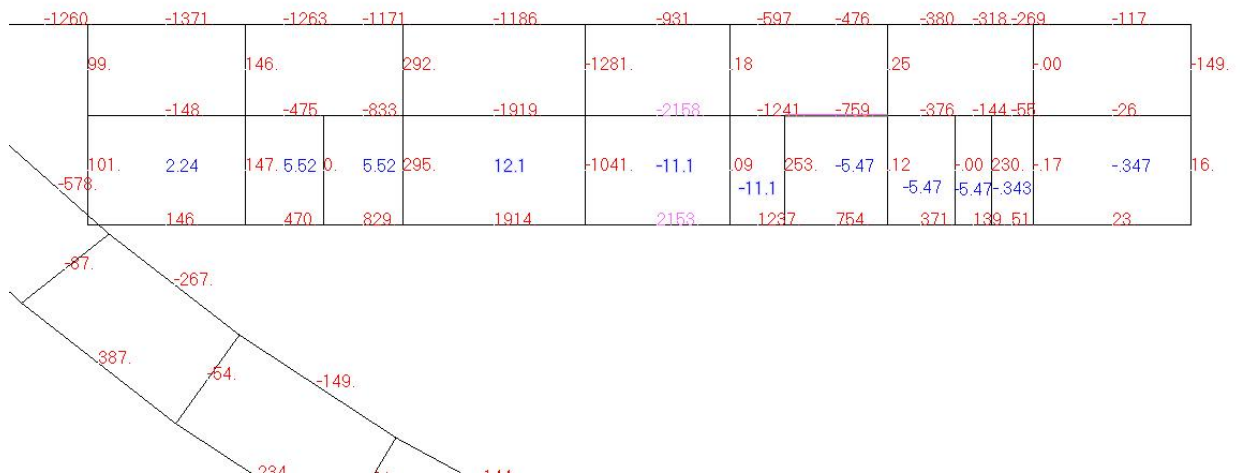
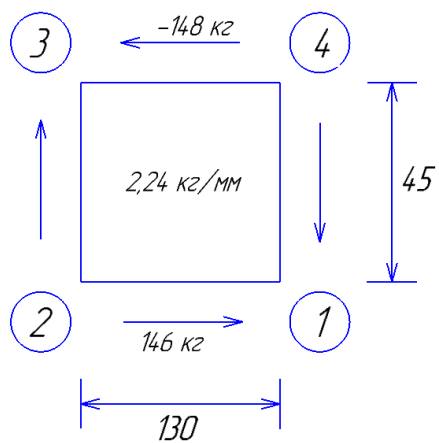


Рис. 5.9 Зусилля, що діють в елементах балки

1.



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 146 + 2,24 \cdot \frac{130}{2} = 291,6 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 146 - 2,24 \cdot \frac{130}{2} = 0,4 ;$$

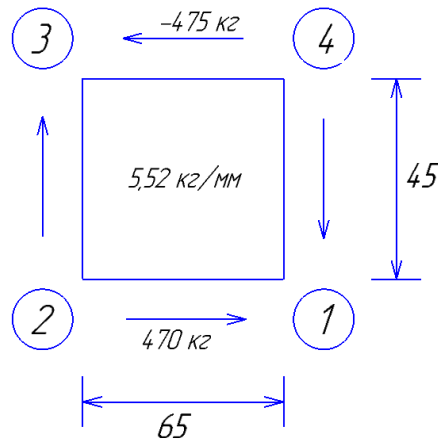
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -148 + 2,24 \cdot \frac{130}{2} = -2,4 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -146 - 2,24 \cdot \frac{130}{2} = -293,6 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = 291,6 \cdot 4,5 - (-293,6) \cdot 4,5 = 2633,4 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{цт} - N_B \cdot y_{цт} = 146 \cdot 4,5 - (-148) \cdot 4,5 = 1323 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{цт} - N_B \cdot y_{цт} = 0,4 \cdot 4,5 - 2,4 \cdot 4,5 = 12,6 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 470 + 5,52 \cdot \frac{65}{2} = 649,4 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 470 - 5,52 \cdot \frac{65}{2} = 290,6 ;$$

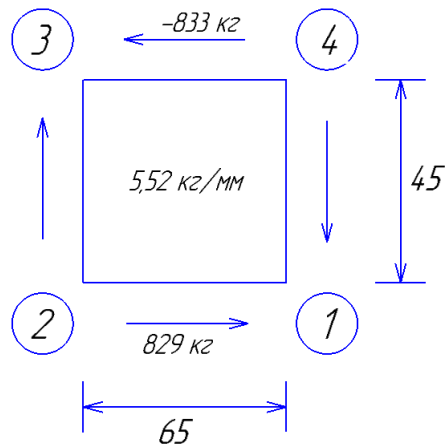
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -475 + 5,52 \cdot \frac{65}{2} = -295,6 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -475 - 5,52 \cdot \frac{65}{2} = -654,4 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{цт} - N_B \cdot y_{цт} = 470 \cdot 4,5 - (-475) \cdot 4,5 = 4252,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{цт} - N_B \cdot y_{цт} = 649,4 \cdot 4,5 - (-654,4) \cdot 4,5 = 5867,1 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{цт} - N_B \cdot y_{цт} = 290,6 \cdot 4,5 - (-295,6 \cdot 4,5) = 2637,9 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 829 + 5,52 \cdot \frac{65}{2} = 1008,4 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 829 - 5,52 \cdot \frac{65}{2} = 649,6 ;$$

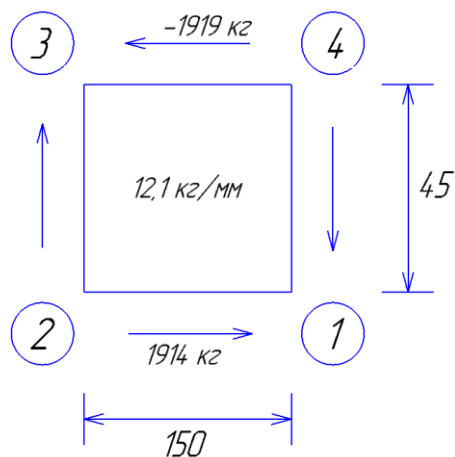
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -833 + 5,52 \cdot \frac{65}{2} = -653,6 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -833 - 5,52 \cdot \frac{65}{2} = -1012,4 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (1008,4 - (-1012,4)) \cdot 4,5 = 9093,6 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (829 - (-833)) \cdot 4,5 = 7479 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (649,6 - (-653,6)) \cdot 4,5 = 5864,4 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 1914 + 12,1 \cdot \frac{150}{2} = 2821,5 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 1914 - 12,1 \cdot \frac{150}{2} = 1006,5 ;$$

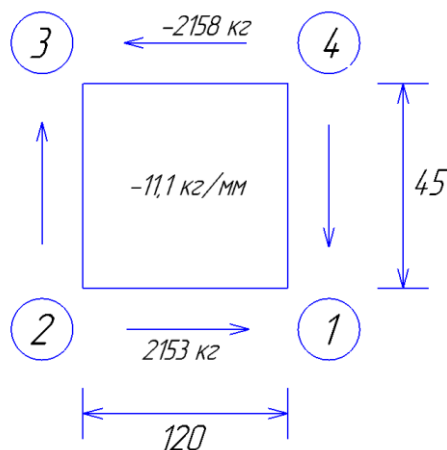
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -1919 + 12,1 \cdot \frac{150}{2} = -1011,5 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -1919 - 12,1 \cdot \frac{150}{2} = -2826,5 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (2821,5 - (-2826,5)) \cdot 4,5 = 2541,6 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (1914 - (-1919)) \cdot 4,5 = 17248,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (1006,5 - (-1011,5)) \cdot 4,5 = 9081 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 2153 - 11,1 \cdot \frac{120}{2} = 1487 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 2153 + 11,1 \cdot \frac{120}{2} = 2819 ;$$

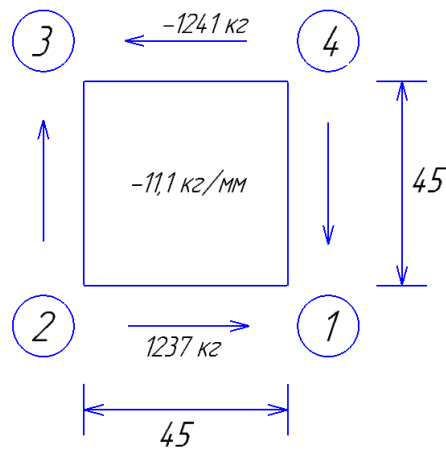
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -2158 - 11,1 \cdot \frac{120}{2} = -2824 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -2158 - 11,1 \cdot \frac{120}{2} = -1492 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (1487 - (-1492)) \cdot 4,5 = 13405,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (2153 - (-2158)) \cdot 4,5 = 19399,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (2819 - (-2824)) \cdot 4,5 = 25393,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 1237 - 11,1 \cdot \frac{45}{2} = 987,25 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 1237 + 11,1 \cdot \frac{45}{2} = 1486,75 ;$$

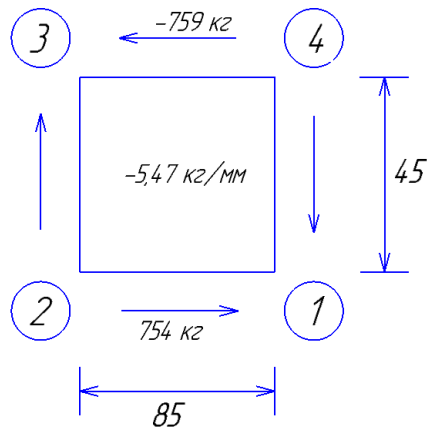
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -1241 - 11,1 \cdot \frac{45}{2} = -1490,75 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -1241 + 11,1 \cdot \frac{45}{2} = -991,25 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (987,25 - (-991,25)) \cdot 4,5 = 8903,3 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (1237 - (-1241)) \cdot 4,5 = 11151 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (1486,75 - 1490,75) \cdot 4,5 = 13398,8 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 754 - 5,47 \cdot \frac{85}{2} = 521,53 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 754 + 5,47 \cdot \frac{85}{2} = 986,475 ;$$

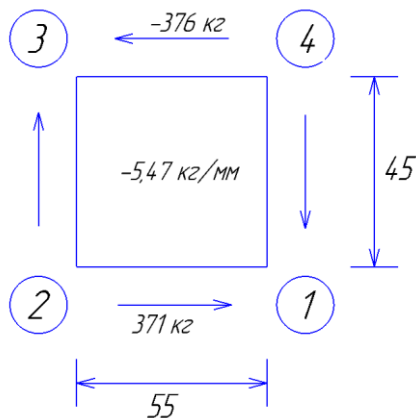
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -759 - 5,47 \cdot \frac{85}{2} = -991,475 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -759 + 5,47 \cdot \frac{85}{2} = -526,525 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (521,53 - (-526,53)) \cdot 4,5 = 4716,3 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (754 - (-759)) \cdot 4,5 = 6808,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (986,475 - 991,475) \cdot 4,5 = 8900,76 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$





$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 371 - 5,47 \cdot \frac{55}{2} = 220,575 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 371 + 5,47 \cdot \frac{55}{2} = 521,425 ;$$

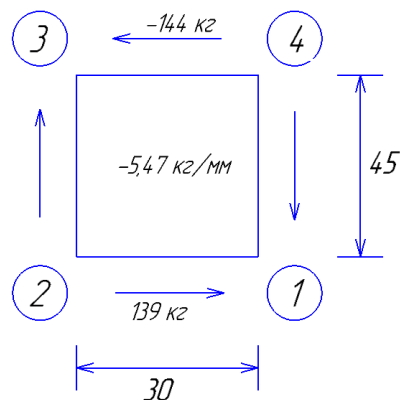
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -376 - 5,47 \cdot \frac{55}{2} = -526,425 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -376 + 5,47 \cdot \frac{55}{2} = -225,575 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (220,58 - (-225,58)) \cdot 4,5 = 2007,7 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (371 - (-376)) \cdot 4,5 = 3730,7 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (521,43 - (-526,43)) \cdot 4,5 = 4715,3 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 139 - 5,47 \cdot \frac{30}{2} = 56,95 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 139 + 5,47 \cdot \frac{30}{2} = 221,05 ;$$

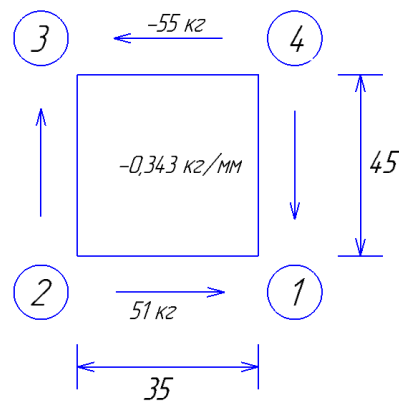
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -144 - 5,47 \cdot \frac{30}{2} = -226,05 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -144 + 5,47 \cdot \frac{30}{2} = -61,95 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (56,95 - (-61,95)) \cdot 4,5 = 535,1 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{ЦТ}} - N_B \cdot y_{\text{ЦТ}} = (139 - (-144)) \cdot 4,5 = 1273,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (221,05 - 226,05) \cdot 4,5 = 2011,95 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 51 - 0,343 \cdot \frac{35}{2} = 44,998$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 51 + 0,343 \cdot \frac{35}{2} = 57 ;$$

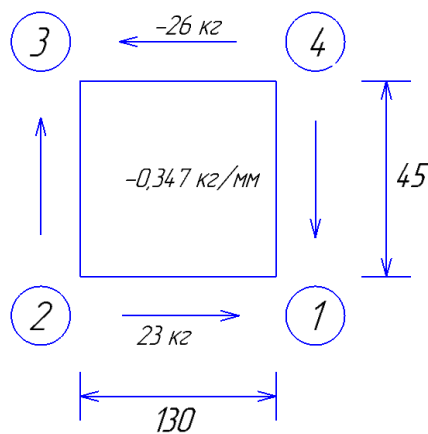
$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -55 - 0,343 \cdot \frac{35}{2} = -61 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -55 + 0,343 \cdot \frac{35}{2} = -48,998 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (44,998 - (-48,998)) \cdot 4,5 = 422,98 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (51 - (-55)) \cdot 4,5 = 477 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (57 - (-61)) \cdot 4,5 = 531 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$



$$F_1 = N + q \cdot \frac{l}{2} = 23 - 0,347 \cdot \frac{70}{2} = 0,445 ;$$

$$F_2 = N - q \cdot \frac{l}{2} = 23 + 0,347 \cdot \frac{70}{2} = 45,555 ;$$

$$F_3 = N + q \cdot \frac{l}{2} = -26 - 0,347 \cdot \frac{70}{2} = -48,555 ;$$

$$F_4 = N - q \cdot \frac{l}{2} = -26 + 0,347 \cdot \frac{70}{2} = -3,445 ;$$

$$M_1 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (0,445 - (-3,445)) \cdot 4,5 = 17,505 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_2 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (23 - (-26)) \cdot 4,5 = 220,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

$$M_3 = N_H \cdot y_{\text{цт}} - N_B \cdot y_{\text{цт}} = (45,555 - (-48,555)) \cdot 4,5 = 423,5 \text{ кг} \cdot \text{см} ;$$

Надалі такі розрахунки для всіх шпангоутів та розрахункових випадків виконуватимуться за допомогою таблиць Excel.

### 5.3. Виведення запасу

#### 5.3.1. Характеристики матеріалу

УОЛ-300-2А:

$$\sigma_{\text{в+}} - \text{напруження на розтяг: } \sigma_{\text{в+}} = 11900 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{\text{в-}} - \text{напруження на стиск: } \sigma_{\text{в-}} = 9400 \text{ кг/см}^2$$

$$\delta_{\text{мш}} - \text{товщина моно шару: } \delta_{\text{мш}} = 0,19 \text{ мм}$$

HexPly M21:

$$\sigma_{\text{в+}} - \text{напруження на розтяг: } \sigma_{\text{в+}} = 17330 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{\text{в-}} - \text{напруження на стиск: } \sigma_{\text{в-}} = 6640 \text{ кг/см}^2$$

$$\delta_{\text{мш}} - \text{товщина моно шару: } \delta_{\text{мш}} = 0,184 \text{ мм}$$

Д16Т:

$$\sigma_{\text{доп}} - \text{допустиме напруження: } \sigma_{\text{в+}} = 4300 \text{ кг/см}^2$$

$$\sigma_{\text{кр}} - \text{критичне напруження: } \sigma_{\text{в-}} = 3400 \text{ кг/см}^2$$

### 5.3.2. Допустимі напруження для КМ

Допустимі напруження для конструктивних елементів, виконаних із композиційних матеріалів визначаються за формулою:

$$\sigma_{\text{доп}} = \sigma \cdot C_{\text{клім}} \cdot C_{\text{конц}} \cdot C_{\text{масш}}$$

$\sigma$  – базові розрахункові значення границі міцності КМ при розтягу або стиску;

$C_{\text{клім}}$  – коефіцієнт, що враховує зниження міцності за рахунок впливу кліматичних факторів, деградації властивостей;  $C_{\text{клім}} = 1$ .

$C_{\text{конц}}$  – коефіцієнт, що враховує зниження міцності за рахунок впливу концентраторів (ударів, розшарувань, отворів та ін.);  $C_{\text{конц}} = 0,83$ .

$C_{\text{масш}}$  – коефіцієнт, що враховує масштабний ефект переходу на великі площі перетину, порівняно зі стандартним зразком:

- для розтягу –  $C_{\text{масш}} = 0,9$  ;

- для стиску –  $C_{\text{масш}} = 0,8$ .

Таким чином:

Для УОЛ-300-2А:

- допустиме напруження на розтяг:

$$\sigma_{\text{доп+}} = \sigma_{\text{в+}} \cdot C_{\text{клім}} \cdot C_{\text{конц}} \cdot C_{\text{масш}} = 11900 \cdot 1 \cdot 0,83 \cdot 0,9 = 8890 \text{ кг/см}^2;$$

- допустиме напруження на стиск:

$$\sigma_{\text{доп-}} = \sigma_{\text{в-}} \cdot C_{\text{клім}} \cdot C_{\text{конц}} \cdot C_{\text{масш}} = 9400 \cdot 1 \cdot 0,83 \cdot 0,8 = 6240 \text{ кг/см}^2.$$

Для HexPly M21:

- допустиме напруження на розтяг:

$$\sigma_{\text{доп+}} = \sigma_{\text{в+}} \cdot C_{\text{клім}} \cdot C_{\text{конц}} \cdot C_{\text{масш}} = 23200 \cdot 1 \cdot 0,83 \cdot 0,9 = 17330 \text{ кг/см}^2;$$

- допустиме напруження на стиск:

$$\sigma_{\text{доп-}} = \sigma_{\text{в-}} \cdot C_{\text{клім}} \cdot C_{\text{конц}} \cdot C_{\text{масш}} = 10000 \cdot 1 \cdot 0,83 \cdot 0,8 = 6640 \text{ кг/см}^2.$$

### 5.3.3. Допустимі напруження для металів

За допустимі напруження металу при розтягу прийняті напруження

$$\sigma_{\text{доп}} = k_0 \cdot \sigma_{\text{в}},$$

де  $\sigma_{\text{в}}$  - границя міцності матеріалу при розтягу;

$k_0$  - коефіцієнт зниження  $\sigma_{\text{в}}$ , що враховує вплив концентраторів напруження на статичну міцність конструкції.

Приймаємо  $k_0 = 1$ .

$$\sigma_{\text{доп}} = 1 \cdot 4300 \text{ кг/см}^2,$$

За допустимі напруження при стиску прийняті напруження втрати стійкості

$$\sigma_{\text{доп}} = \sigma_{\text{кр}},$$

де  $\sigma_{\text{кр}}$  - менше значення критичних напружень загальної втрати стійкості, місцевої втрати стійкості або згинально-крутильної форми втрати стійкості.

$$\sigma_{\text{кр}} = -1400 \text{ кг/см}^2,$$

### 5.4. Розрахунок напружень та запасів

Розглянемо схему балки

Поведінка металу під силою, прикладеною до балки на верхньому та нижньому поясі буде неоднаковою.

Один з поясів під дією навантажень буде стискатись, інший – розтягуватись.

Приймаємо:

Для нижнього пояса:

$$\sigma_1 = \frac{M}{W_1}$$

Для верхнього пояса:

$$\sigma_2 = \frac{M}{W_2}$$

Для визначення запасу, якщо  $\sigma_x > 0$ , коефіцієнт запасу знаходимо за формулою:

$$\eta_x = \frac{\sigma_{\text{доп}}}{\sigma_x}$$

Якщо  $\sigma_x < 0$ , використовуємо формулу:

$$\eta_x = \frac{\sigma_{\text{кр}}}{\sigma_x}$$

Всі вищенаведені формули вводимо у таблицю для обчислення напружень та запасу міцності для всіх розрахункових випадків.

## 5.5. Висновки по розділу

У п'ятому розділі на основі проведених розрахунково-аналітичних досліджень для кожного з розглянутих матеріалів обрано поперечний переріз, що задовольняє поставлені вимоги з міцності для розподільної балки. Проведено розрахунок згинальних моментів для всіх шпангоутів та розрахункових випадків розрахункової балки. В останньому пункті розраховано максимальні напруження та мінімальні коефіцієнти запасу міцності розподільної балки.

## 6. ВИЗНАЧЕННЯ НАЙВИГІДНІШОГО ВАРІАНТУ ВИКОРИСТАННЯ МАТЕРІАЛУ І ВПРОВАДЖЕННЯ ЙОГО У КОНСТРУКЦІЮ

### 6.1. Порівняння результатів розрахунків

Для початку для візуалізації результатів побудуємо епюри максимальних моментів за даними, розрахованими у п'ятому розділі дисертації.

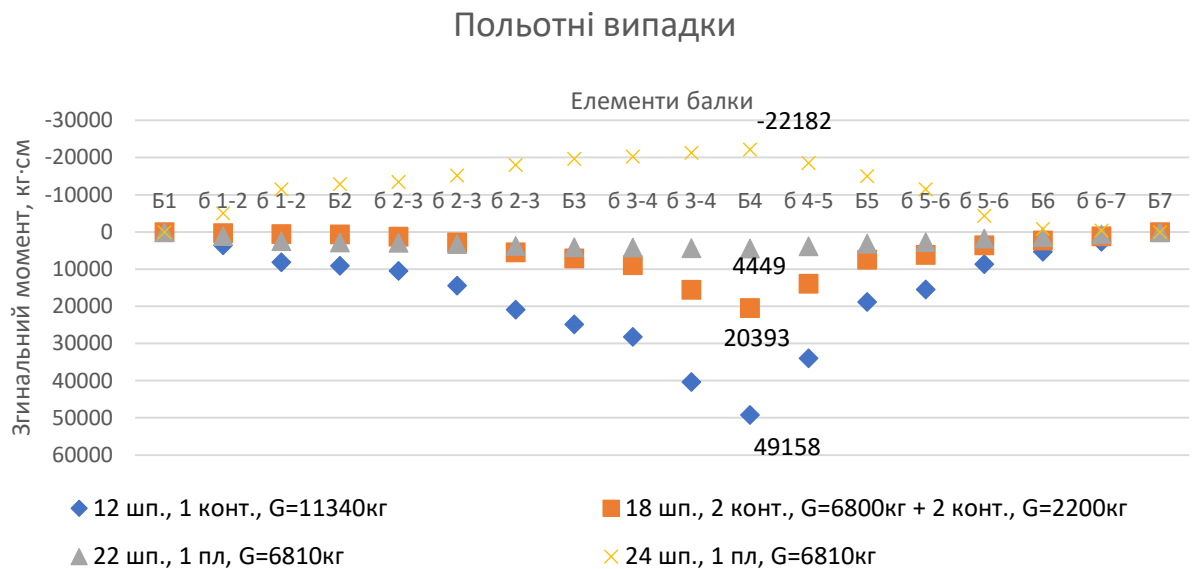


Рис.6.1 – Епюра згинальних моментів для польотних випадків

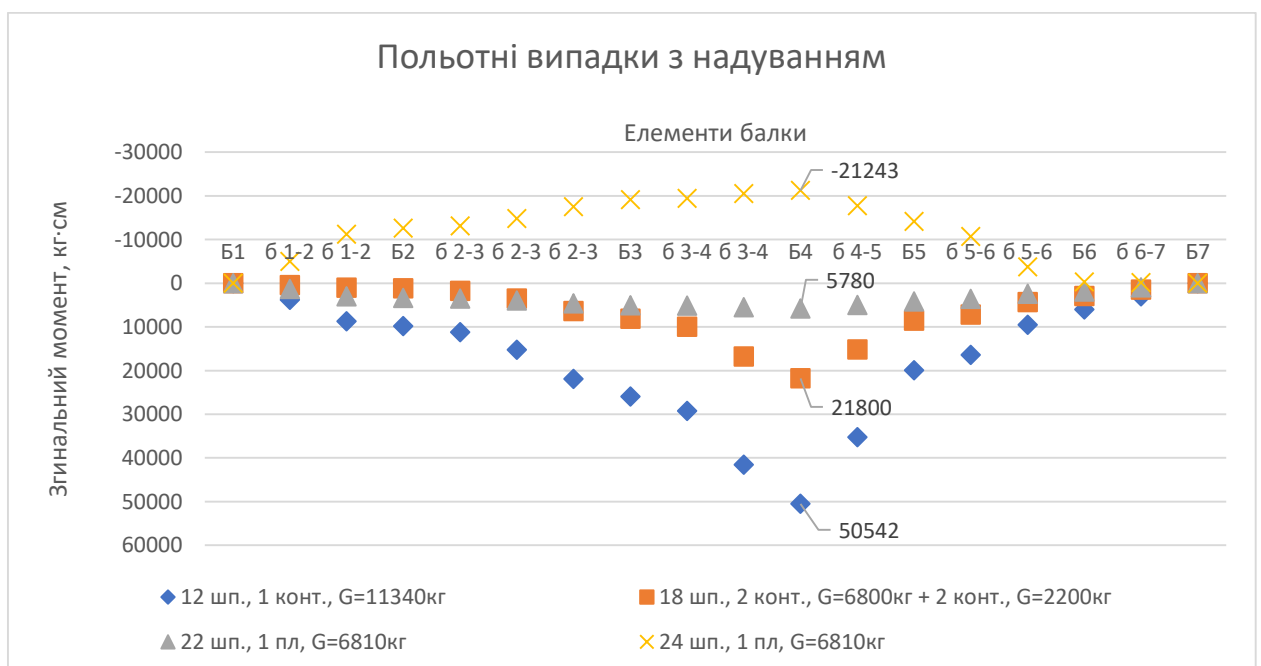


Рис.6.2 – Епюра згинальних моментів для польотних випадків з наддуванням

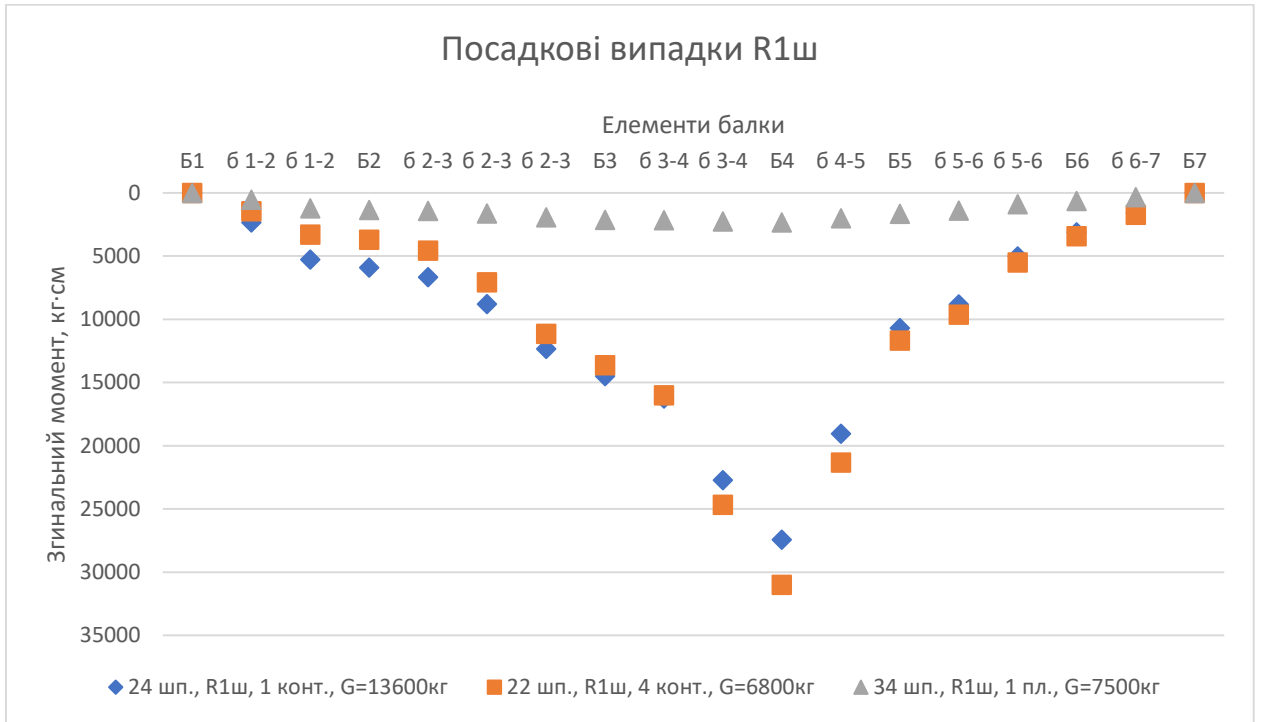


Рис.6.3 – Епюра згинальних моментів для посадкових випадків R1ш

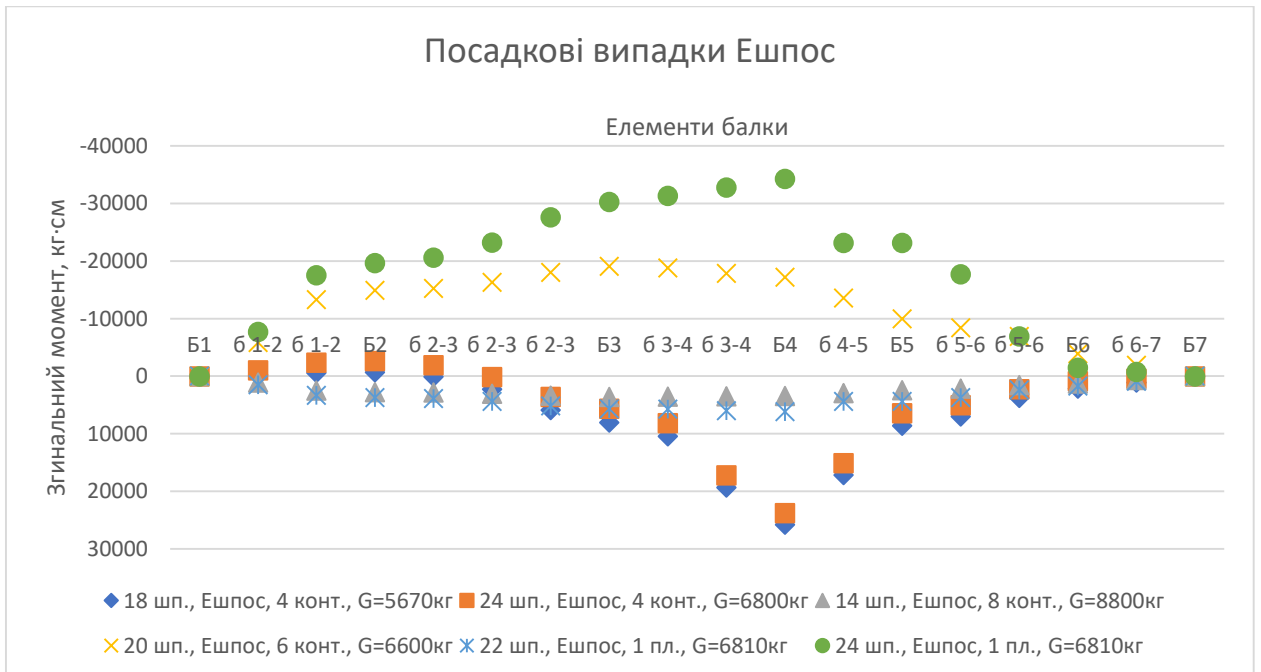


Рис.6.4 – Епюра згинальних моментів для посадкових випадків Ешпос



Звідси ми бачимо, що в усіх: посадкових та польотних випадках, найбільші навантаження припадають на місця встановлення роликів доріжок, тобто там, де проходить 1 та 4 поздовжні балки (рейки). Надалі напруження та запаси міцності саме в цих точках цікавитимуть нас найбільше.

Сформуємо порівняльні таблиці з підсумками всіх проведених розрахунків, а саме: максимальних напружень та мінімальних коефіцієнтів запасу для польотних випадків (НВ), польотних випадків з наддуванням (НВ+dp) та для посадкових випадків (R1ш, Ешпос) для кожного з трьох матеріалів.

## Польотні випадки

Польотні випадки		НВ			НВ+dp		
Балка шп.		12	12	12	12	12	12
С.з. КВ-9 (№)		250	250	250	250	250	250
Розр. вип.		10	10	10	10	10	10
пур		-5,4	-5,4	-5,4	-5,4	-5,4	-5,4

### Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,88	3,76	5,67	3,88	3,76	5,67
W1	см <sup>3</sup>	12,26	11,92	15,85	12,26	11,92	15,85
W2	см <sup>3</sup>	12,26	11,92	15,85	12,26	11,92	15,85

### Максимальний Мзг:

М зг.	кг-см	49165	49165	49165	50549	50549	50549
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

### Напруження у поясах:

#### Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-4010	-4125	-3102	-4123	-4241	-3189
$\sigma$ -в доп	кг/см <sup>2</sup>	-6240	-6640	-3400	-6240	-6640	-3400
$\eta_2 = \sigma$ в доп/ $\sigma_2$		1,56	1,61	1,10	1,51	1,57	1,07

#### Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	4010	4125	3102	4123	4241	3189
$\sigma$ -в доп	кг/см <sup>2</sup>	8890	17330	4200	8890	17330	4200
$\eta_1 = \sigma$ в доп/ $\sigma_1$		2,22	4,20	1,35	2,16	4,09	1,32

Рис.6.5 – Виведення мінімальних запасів, польотні випадки

## Посадкові випадки

	R1			Еш пос					
	22	22	22	18	18	18	24	24	24
Балка шп.	522	522	522	250	250	250	744	744	744
С.з. КВ-9 (№)	9	9	9	19	19	19	5	5	5
Розр. вип.	-3,1÷-3,5	-3,1÷-3,5	-3,1÷-3,5	R1ш	R1ш	R1ш	-3,5	-3,5	-3,5
пур									

Геометричні характеристики перерізу:

F	3,88	3,76	5,67	3,88	3,76	5,67	3,88	3,88	5,67
W1	12,26	11,92	15,85	12,26	11,92	15,85	12,26	12,26	15,85
W2	12,26	11,92	15,85	12,26	11,92	15,85	12,26	12,26	15,85

Максимальний Мзг:

М зг.	30993	30993	30993	25769	25769	25769	-34264	-34264	-34264
-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	--------	--------	--------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	-2528	-2600	-1955	-2102	-2162	-1626	2795	2795	2162
$\sigma + \text{в доп}$	-6240	-6640	-3400	-6240	-6640	-3400	8890	17330	4200
$\eta_2 = \sigma \text{ в доп} / \sigma_2$	2,47	2,55	1,74	2,97	3,07	2,09	3,18	6,20	1,94

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	2528	2600	1955	2102	2162	1626	-2795	-2795	-2162
$\sigma - \text{в доп}$	8890	17330	4200	8890	17330	4200	-6240	-6640	-3400
$\eta_1 = \sigma \text{ в доп} / \sigma_1$	3,52	6,67	2,15	4,23	8,02	2,58	2,23	2,38	1,57

Рис.6.6 – Виведення мінімальних запасів, посадкові випадки

Як ми можемо побачити з цих таблиць, всі балки, зроблені з різних матеріалів, витримують задані навантаження, отже, міцність для кожної розподільної балки забезпечена, поперечні перерізи балок підбрано правильно.

### 6.2. Вибір матеріалу для розподільної балки

При виборі матеріалу конструкції необхідно враховувати цілий ряд факторів: вартість матеріалу, можливість застосування високопродуктивних процесів обробки, однорідність, незмінність механічних властивостей в усьому можливому при експлуатації діапазоні температур, довговічність.

Проте, найбільше уваги при виборі матеріалу має приділятися забезпеченню необхідної міцності та жорсткості конструкції при найменшій масі.

Маса деталі, що має площу поперечного перерізу  $F$ , довжину  $l$  і виконаної з матеріалу з густиною  $\rho$ , буде дорівнювати:

$$m = F \cdot l \cdot \rho$$

Тоді для балки, виконаної з металу Д16Т, маса складатиме:

$$m = 5,67 \cdot 91 \cdot 2,7 = 1393,119 \text{ г}$$

Для балки, зробленої з УОЛ-300-2А:

$$m = 6,62 \cdot 91 \cdot 1,8 = 1084,36 \text{ г}$$

Для балки, зробленої з HexPly M21:

$$m = 6,62 \cdot 91 \cdot 1,58 = 951,31 \text{ г}$$

Аналізуючи отримані показники маси балки, виготовленої з різних матеріалів бачимо, що при майже однакових геометричних характеристиках поперечного перерізу, балка, що була виготовлена з Д16Т, виявилася суттєво важчою, ніж ті, що були виготовлені з композитних матеріалів. Надлишкова вага тільки однієї такої металеві балки складає близько 300 г, що майже на 30% перевищує масу композитної балки. Надлишкова вага усієї конструкції установки розподільних балок складає майже 5,5 кілограмів. Так як ми маємо прагнути до зменшення маси деталей літака, де це можливо, варіант з використанням металеві балки ми повинні відкинути.

Перейдемо до порівняння балок, виготовлених з композитних матеріалів: УОЛ-300-2А та HexPly M21. УОЛ-300 – матеріал, що використовувався у виготовленні деталей та агрегатів літаків раніше. Зараз він підлягає імпортозаміщенню, тому у даній магістерській дисертації стояло завдання перевірити, чи задовольняє нас новий матеріал американської фірми Hexcel своїми характеристиками. Як вже було зазначено вище, міцність

розподільних балок з кожного матеріалу забезпечена. У порівнянні з російським УОЛ-300, балка з матеріалу HexPly вийшла навіть трохи легша при більшому запасі міцності. Тому, навіть без потреби у заміні старого матеріалу, більш доцільно буде обрати матеріал HexPly.

### **6.3. Висновки по розділу**

На основі проведених розрахунково-аналітичних досліджень з використанням скінченно-елементної моделі розподільної балки обґрунтовано рекомендації стосовно вибору конструкційного матеріалу.

## 7. РОЗРОБКА СТАРТАП-ПРОЄКТУ

У даному розділі буде проведений маркетинговий аналіз стартап-проєкту задля визначення принципової можливості його ринкового упровадження та можливих напрямів реалізації цього впровадження. За стартап-проєкт було обрано створення компанії, що надаватиме послуги з пошуку закордонних аналогів, що стануть заміною радянським та російським матеріалам і комплектуючим. Ідея стартапу тісно пов'язана з темою самої магістерської дисертації, в якій проводилися розрахунки з урахуванням різних матеріалів.

### 7.1. Опис ідеї проєкту

У даному пункті аналізується зміст ідеї, розглядаються основні напрямки застосування та вигоди, що отримає клієнт компанії унаслідок її реалізації.

Таблиця 7.1. Опис ідеї стартап-проєкту

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Послуги з пошуку ідентичних за характеристиками радянським/російським аналогам матеріалів, деталей, комплектуючих, що задовольнятимуть потреби клієнта. Проведення міцнісних, втомних та інших видів	1. Пошук відповідних аналогів, консультування з фірмою-виробником щодо характеристик матеріалу.	1. Економія часу, ресурсів для пошуку.
	2. Проведення міцнісних, втомних та інших типів розрахунків для визначення відповідності	2. Отримання оптимальних варіантів аналогів, можливості порівняти їх характеристики.

розрахунків за допомогою різних пз.	характеристик матеріалу/деталей вимогам замовника	
-------------------------------------	---	--

Проблема імпортозаміщення радянських та російських комплектуючих, матеріалів та деталей знайома зараз багатьом компаніям у авіаційній та не тільки галузях. Тому ідея створення компанії, що надаватиме послуги з пошуку закордонних аналогів досить актуальна. Попри вузьку спеціалізацію даної компанії, особливо за майже повної відсутності конкурентів, такі послуги користуватимуться значним попитом.

Для визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проєкту та проведення порівняльного аналізу, були підібрані потенційні компанії та установи-конкуренти: Інститут матеріалознавства на базі Київського Політехнічного Інституту, державне підприємство «Антонов», та умовна «приватна особа». В таблиці вживаються такі позначення: N - нейтральне значення, W - слабка сторона, S - сильна сторона.

Таблиця 7.2. Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проєкту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів			
		Мій проєкт	Інститут матеріалознавства КПІ	ДП «Антонов»	Приватна особа
1	Ціна послуг	N	W	W	S
2	Довіра до результатів	N	S	S	W

3	Комплексний аналіз проблеми	S	S	S	N
4	Матеріально-технічна база для проведення випробувань	W	S	S	W
5	Підтримка взаємозв'язку із замовником	S	N	N	N
6	Рівень завантаженості іншими завданнями, час виконання роботи	S	W	W	N

На основі даного аналізу можна робити висновки про конкурентоспроможність стартап-проєкту.

## 7.2. Технологічний аудит проєкту

У цьому пункті проводиться аудит технології, що допоможе реалізувати ідею проєкту. Для цього варто проаналізувати такі складові: технологія, за якою надаватиметься послуга, чи на даний момент вона існує, та чи доступна вона для реалізації.

Таблиця 7.3. Технологічна здійсненність ідеї проєкту

№ п/п	Ідея проєкту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Створення бази даних компаній-	Базовий пк, стандартні	Існує	Купівля пк та пз, якщо такого



	виробників матеріалів, деталей	програми/ спеціальне пз		немає (доступно)
2	Комунікація з виробниками та замовниками, пошук товару	Базовий пк, підключення до інтернету	Існує	Купівля пк, якщо такого немає (доступно)
3	Проведення розрахунків	Спеціальне програмне забезпечення	Існує	Купівля пз/використання безкоштовних програм (доступно)
4	Перевірка результатів розрахунків випробуваннями	Спеціальне обладнання, прилади, приміщення	Існує	Випробування можливо провести лише на базі замовника. Якщо такої немає, технологія недоступна.

Проаналізувавши технології, необхідні для реалізації цього стартап-проєкту, було зроблено висновок, що реалізація можлива власними силами та ресурсами. Серед розглянутих технологій доступними на етапі створення стартапу є використання у роботі пк, спеціального програмного забезпечення, користування інтернетом, стандартними програмами. Можливе укладання договорів із третіми сторонами (розробниками пз, власниками матеріально-технічних баз) для використання їх можливостей, щоб мати змогу виконувати

роботу на більш модернізованому та інноваційному обладнанні, програмному забезпеченні тощо.

### 7.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проєкту

Цей пункт покликаний визначити ринкові можливості та загрози, що дасть змогу спланувати напрями розвитку проєкту з урахуванням стану ринку, потреб потенційних клієнтів та пропозицій конкурентів.

Таблиця 7.4. Попередня характеристика потенційного ринку

№ п/п	Показники стану ринку	Характеристика
1	Кількість головних гравців, од	4
2	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	Варіюється
3	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
4	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Дороге прикладне програмне забезпечення, мт-база
5	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Є
6	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	18

За результатами характеристики ринку можна стверджувати, що він є привабливим для входження за попередньою оцінкою. Попит на послуги у сфері матеріалів тільки зростає і, хоча поки обсяг ринку є досить малим, але потенційно висока рентабельність дозволить це компенсувати.

Надалі визначаємо потенційні групи клієнтів, їх поведінку та вимоги, що вони висувають до послуг. Визначення цільової аудиторії допоможе точніше створити клієнтську базу і визначити основні маркетингові стратегії компанії.

Таблиця 7.5. Характеристика потенційних клієнтів стартап-проекту

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
	Послуги з пошуку ідентичних за характеристиками радянським/російським аналогам матеріалів, деталей, комплектуючих, що задовольнятимуть потреби клієнта. Проведення міцнісних, втомних та інших видів розрахунків за допомогою різних пз.	Дрібні конструкторські бюро	-	Рекомендації щодо пере-проектування виробів, пошук схожих за характеристиками аналогів матеріалів, деталей, розрахунки, що підтверджуватимуть успішність заміни деталей/матеріалів.

Визначивши потенційні групи клієнтів, проводимо аналіз ринкового середовища, переходимо до складання таблиць факторів, що сприяють та перешкоджають реалізації проекту на ринку.

Таблиця 7.6. Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Відсутність замовлень	Відсутня зацікавленість у новій компанії	Створення вигідніших, ніж у конкурентів умов на перших етапах, рекламація
2	Великі витрати	Витрати вийшли за межі запланованого	Пошук інвесторів

До факторів загроз даного проєкту на ринку можемо включити відсутність замовлень, спричинену малою кількістю інформації про нову компанію, та завеликі витрати для того, щоб розпочати роботу у галузі.

Таблиця 7.7. Фактори можливостей

№ п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
1	Вихід компанії на міжнародний ринок	Замовленні від компаній та підприємств за кордоном	Збільшення прибутку компанії, розширення компанії
2	Розширення сфери послуг	За появи перших прибутків компанії, можна надавати ширший спектр послуг, наприклад створювати базу для випробувань	Залучення більшої кількості клієнтів, а, отже, і прибутку.

До факторів можливостей включаємо такі як розширення сфери послуг, створення матеріально-технічної бази для виконання випробувань матеріалів і деталей, які пропонуємо споживачам. Можливим є і вихід компанії на

міжнародний ринок, адже іншим країнам також важливо зменшувати залежність від російських запчастин, деталей, матеріалів.

Проведемо детальний аналіз умов конкуренції у галузі за моделлю 5 сил Портера.

Таблиця 7.8. Аналіз конкуренції в галузі за М. Портером

Складові аналізу	Прямі конкуренти	Потенційні конкуренти	Постачальники	Клієнти
	Великі компанії, дослідні інститути, що мають базу для випробувань	Нові компанії, що пропонують подібні послуги	Компанії надають ліцензійне програмне забезпечення	Дрібні конструкторські бюро
Висновки	Середня конкурентна боротьба	Можливості виходу на ринок є, потенційних конкурентів не спостерігається	Ціноутворення на програми, необхідні для надання послуг	Термін виконання послуг.

За отриманими результатами з таблиці можемо зробити висновок, що конкуренція на обраному ринку послуг досить низька, вихід на ринок не створюватиме значних проблем. Щоб таки уникнути конкуренції з іншими постачальниками таких послуг, якщо такі будуть, справедлива ціна на наші

послуги та термін виконання мають стати суттєвими перевагами нашої компанії.

Визначимо основні фактори конкурентоспроможності компанії на ринку:

Таблиця 7.9. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування
1	Довіра до результатів	Клієнти менш охоче погодяться на співпрацю з фірмою, якій не довіряють
2	Ціна	Нижча ціна на послуги сприятиме збільшенню кількості клієнтів
3	Матеріально-технічна база	Можливість якісніше проводити аналіз існуючих аналогів
4	Зв'язок з клієнтом	Підтримка зв'язку з клієнтом дає змогу урахувати всі побажання замовника на різних етапах роботи
5	Термін виконання	Менші витрати часу приваблюють клієнтів
6	Сучасність підходів та якість виконання	При використанні застарілих підходів у розрахунках

У таблиці №9 були обґрунтовані фактори, що дозволяють отримати перевагу на ринку послуг. Нижче, на основі цих факторів, можемо здійснити порівняльний аналіз сильних та слабких сторін обраного проєкту.

Таблиця 7.10. Порівняльний аналіз сильних та слабких сторін стартапу

№ п/п	Фактор	Бали 1-20	Рейтинг послуг-конкурентів у порівнянні з даним проєктом
-------	--------	-----------	--

	конкуренто-спроможності		-3	-2	-1	0	+1	+2	+3
1	Довіра до результатів	18				+			
2	Ціна	16						+	
3	Матеріально-технічна база	0							+
4	Зв'язок з клієнтом	17			+				
5	Термін виконання	18		+					
6	Сучасність підходів та якість виконання	14			+				

Фінальним етапом аналізу можливостей реалізації проекту у життя є складання SWOT-аналізу – матриці аналізу сильних (S), та слабких (W) сторін, загроз (T) та можливостей (O), де за основу взяті раніше визначені ринкові загрози та можливості, сильні і слабкі сторони.

Таблиця 7.11. SWOT-аналіз проекту

Сильні сторони: комплексний аналіз проблеми, спілкування із замовником, послуги виконуються швидко	Слабкі сторони: відсутність матеріально-технічно бази для проведення випробувань
Можливості: вихід на міжнародний ринок, розширення сфери послуг	Загрози: відсутність замовлень, великі витрати

#### 7.4. Розробка ринкової стратегії проєкту

Визначимо стратегію охоплення ринку. Для цього здійснимо опис цільових груп потенційних споживачів.

Таблиця 7.12. Вибір цільових груп потенційних споживачів

№ п/п	Опис профілю цільової групи потенційних клієнтів	Готовність споживачі в прийняти продукт	Орієнтовний попит в межах цільової групи	Інтенсивність конкуренції	Простота входу в сегмент
1	Авіа-ракетобудівні компанії	Висока	Високий	Низька	Низька
2	Компанії інших галузей, що потребують послуг імпортозаміщення	Середня	Середній	Низька	Середня

За результатами аналізу потенційних груп споживачів було обрано авіа- та ракетобудівні компанії як окремий сегмент, у зв'язку з набутим досвідом розрахунків саме у цій галузі. Отже, така стратегія є концентрованою стратегією маркетингу.

Далі обираємо стратегію конкурентної поведінки.

Таблиця 7.13. Визначення базової стратегії конкурентної поведінки

№ п/п	Чи є проєкт першопрохідцем	Пошук нових	Чи буде компанія	Стратегія конкурентної
-------	----------------------------	-------------	------------------	------------------------



	на ринку	споживачів, або забирати існуючих у конкурента	копіювати основні характеристики послуги конкурента	поведінки
1	Так	Пошук нових споживачів	Ні	Стратегія заняття конкурентної ніші

Так як конкурентів на ринку небагато, варіантів стратегій конкурентної поведінки теж небагато. Тому було обрано стратегію заняття конкурентної ніші, тобто, у якості цільового ринку було обрано один або декілька ринкових сегментів.

### 7.5. Розробка маркетингової програми стартап-проєкту

Сформуємо маркетингову концепцію послуги, що отримуватиме клієнт. У наступній таблиці проводимо підсумки результатів вищепроведеного аналізу конкурентоспроможності товару.

Таблиця 7.14. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує послуга	Ключові переваги перед конкурентами
1	Послуги з пошуку ідентичних за характеристиками радянським/російським аналогам матеріалів, деталей, комплектуючих, що	Полегшує процедуру актуальної нині програми з імпортозаміщення	Швидкість, значна кількість запропонованих аналогів

	задовольнятимуть потреби клієнта.		
2	Проведення розрахунків на міцність, втому та ін. за допомогою спеціального пз.	Розрахунок всіх необхідних замовнику характеристик для порівняння продуктів	Швидкість, якість, інноваційність методів

Наступним кроком є визначення цінових меж, що використовуватимуться при ціноутворенні на послуги, що надає компанія. Цей етап передбачає аналіз ціни на товари аналоги та замітники, досліджується рівень доходів цільової групи споживачів.

Таблиця 7.15. Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на послугу
1	300+\$	250+\$	Цільова група – дрібні конструкторські бюро, що не мають великих доходів.	В залежності від обсягу послуги ціна може варіюватися від 100 до 1000 доларів.

Як можна побачити з Таблиці №14 ціни на послуги конкурентів є дещо вищими, ніж запропоновані нами, тому вибір цільової групи, імовірно припадатиме на нашу компанію.

## **7.6. Висновки по розділу**

Під час роботи над стартап-проектом було проведено аналіз ідеї створення компанії, що надає послуги з пошуку закордонних аналогів, що стануть заміною радянським та російським комплектуючим і матеріалам.

Проведений аналіз стартап-проекту дав розуміння того, що є можливість ринкової комерціалізації проекту, так як існує великий попит на послуги такого типу, який надалі тільки зростатиме. Так як питання імпортозаміщення російських товарів постало відносно нещодавно, на ринку майже немає компаній, які б надавали послуги, подібні до тих, що пропонуються у цьому проекті, а попит на них тільки починає зростати.

Для початку роботи такої компанії не потрібен великий стартовий капітал, тому бар'єрів для входження у ринок майже не виникатиме. Були проаналізовані сильні та слабкі сторони реалізації даної ідеї, розглянуто варіанти усунення слабких сторін. Для проекту була обрана стратегія зайняття конкурентної ніші.

## ВИСНОВОК

За тему магістерської дисертації було обрано аналіз напружено-деформованого стану та вагову оптимізацію розподільної балки підлоги транспортного літака. Було проведено огляд літератури на тему стану сучасних матеріалів, що використовуються у конструкціях вантажної підлоги. Були проаналізовані основні вимоги до матеріалів вантажної підлоги, розглянуті типи матеріалів, що доцільно використовувати у таких конструкціях, визначено їх основні переваги та недоліки. Здійснено аналіз розрахункових умов навантаження розподільної балки, опис її конструкції та розташування відносно інших елементів силового набору підлоги.

У третьому розділі було зроблено вибір та наведене обґрунтування методики розрахунку розподільної балки, висвітлено ключові моменти розрахунку. У ході розрахунку було створено скінченно-елементну модель балки, здійснено її опис та проведені розрахунки з її використанням у програмному забезпеченні MSC.Patran. Були проведені розрахунки з визначення напружено-деформованого стану, підібрано поперечний переріз для варіантів виготовлення балки з різних матеріалів: Д16Т, УОЛ-300-2А, HexPly M21; проведено розрахунок моментів для всіх шпангоутів та розрахункових випадків, обчислено максимальні напруження та мінімальні коефіцієнти запасу міцності.

В передостанньому пункті було проаналізовано максимальні навантаження на балку, визначено найбільш навантажені місця балки, обчислено масу балок з різних матеріалів. В результаті аналізу для виробництва балки було обрано матеріал американської фірми HexPly M21, так як він мав найменшу вагу та кращі характеристики.

В останньому сьомому розділі було розроблено ідею стартап-проєкту із надання послуг з пошуку закордонних аналогів, що стануть заміною радянським та російським комплектуючим (імпортозаміщення).

## СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Campbell F. C. Structural Composite Materials / F. C. Campbell., 2010. – 612 с.
2. Baker A. Composite Materials for Aircraft Structures. Second Edition / A. Baker, S. Dutton., 2004. – 597 с.
3. Airbus Composite fuselage Innovation – Current and future perspectives. // International Conference and forum. – 2011. – Seico 13 – Sampe Europe 34th. – С. 482.
4. Яхно Б. О. MSC.PATRAN і інженерних задачах / Б. О. Яхно, М. Н. Гладський. – Київ: КПІ.
5. Житомирський Г. И. Конструкция самолётов / Г. И. Житомирський., 1995. – 415 с.
6. Шульженко М. Н. Конструкция самолётов / М. Н. Шульженко., 1971. – 410 с.
7. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолётов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков., 1978. – 547 с.
8. Гребеньков О. А. Конструкция самолётов / О. А. Гребеньков., 1984. – 237 с.
9. Расчёт конструкции в MSC/NASTRAN for Windows, 2001. – 448 с.
10. Орлов П. И. Основы конструирования / П.И. Орлов., 1998. – 500 с. – (1).
11. Инженерные расчёты механических конструкций в системе MSC.PATR54-NASTRAN – Москва, 2003. – 129 с.
12. Yadav S. Design and Static Structural Analysis of Aircraft Floor Beam / S. Yadav., 2019.
13. Глаголев А. Н. Конструкция самолетов / А. Н. Глаголев, М. Я. Гольдинов, С. М. Григоренко., 1975. – 480 с.
14. Federal Aviation Regulations Part 25, 1965.
15. ЕНЛГ-С, 1985. – 439 с.
16. Hornburg R. C. Transport Cargo Aircraft Concepts / R. C. Hornburg., 1973.

17. Руководство пользователя по MSC/Patran.
18. ПЛАНЕРИ «АН» [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://www.antonov.com/airplanes-history>.
19. Ан-178 [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:  
<https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%90%D0%BD-178>.
20. Яка технічна родзинка робить Ан-178 унікальним [Електронний ресурс] – Режим доступу до ресурсу: 20.  
<https://armyinform.com.ua/2021/04/03/yaka-tehniczna-rodzynka-robyt-an-178-unikalnym/>.
21. Повітряний кодекс України.
22. Лось А. В. Создание среднего военно-транспортного самолета АН 178 на базе пассажирского варианта АН-148 путем реализации глубоких модификационных изменений. / А. В. Лось. // Вісник КрНУ імені Михайла Остроградського. – 2019. – №6. – С. 145.
23. Шимкович Д. Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows / Д. Г. Шимкович., 2003. – 448 с.

## ДОДАТКИ

### ДОДАТОК А

Таблиця А.1 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при польотних випадках»

	Розрахунковий випадок														
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Мзг мін	-2958	-3643	-2560	-3533	-2653	-16	-107	-3	-87	-13	-49	-1425	-1804	-1727	-1499
Мзг макс	11975	11965	11886	12826	12839	20389	31076	18462	35675	49165	29523	36099	12611	12292	11526

мін	-3643
макс	49165

Таблиця А.2 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при польотних випадках з наддуванням»

	Розрахунковий випадок														
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Мзг мін	-2448	-3104	-2004	-2994	-2098	-5	-6	-5	-10	-15	-10	-870	-1295	-1219	-1049
Мзг макс	13387	13358	13217	14218	14231	21777	32460	19846	36615	50549	30907	37039	14004	13684	12857

мін	-3104
макс	50549

Таблиця А.3 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при посадкових випадках»

	Розрахунковий випадок			
	16	17	18	19
Мзг мін	-1449	-665	-7480	-8469
Мзг макс	26327	15771	27422	25769

мін	-8469
макс	27422

Таблиця А.4 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при польотних випадках»

	Розрахунковий випадок													
	1	2	3	4	5	6	7	11	12	13	14	23	24	25
Мзг мін	-6079	-3909	-3062	-6282	-6209	-4131	-4636	-2979	-2646	-2918	-3083	-2290	-1828	-2752
Мзг макс	19842	18850	18862	17623	19561	15288	19594	19004	19777	20154	13808	14163	16899	4391

мін	-6282
макс	20154



Таблиця А.5 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при польотних випадках з наддуванням»

	Розрахунковий випадок													
	1	2	3	4	5	6	7	11	12	13	14	23	24	25
Мзг мін	-5540	-3399	-2735	-5743	-5670	-3621	-4097	-2469	-2136	-2352	-2517	-1751	-1289	-2213
Мзг макс	21249	21147	21159	18551	21144	16695	21001	20416	21189	21567	15190	17089	18280	5518

мін	-5743
макс	21567

Таблиця А.6 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при посадкових випадках»

	Розрахунковий випадок																
	8	9	10	15	16	17	18	19	20	21	22	26	27	28	29	30	31
Мзг мін	-5027	-4431	-3239	-3389	-3169	-3250	-3585	-4266	-4178	-3666	-3166	-2147	-1691	-2602	-3580	-2702	-4446
Мзг макс	10616	18367	7548	9921	10154	10162	10122	14469	14330	13489	12627	4414	4238	5405	12934	14723	15676

мін	-5027
макс	18367

Таблиця А.7 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при посадкових випадках»

	Розрахунковий випадок									
	1+6_1	1+7_1	2+8_1	2+9_1	3+10	3+11	4+12	4+13	5+14	5+15
Мзг мін	-7835	-7832	-7759	-7760	-16576	-12718	-15588	-12227	-19081	-14253
Мзг макс	98	34	1182	1185	3584	2772	3363	2633	2719	2116

мін	-19081
макс	3584

Таблиця А.8 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при польотних випадках»

	Розрахунковий випадок			
	1	2	3	4
Мзг мін	-22184	-13852	-6923	-5640
Мзг макс	4450	3101	856	1854

мін	-22184
макс	4450

Таблиця А.9 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при польотних випадках з наддуванням»

	Розрахунковий випадок			
	1	2	3	4
Мзг мін	-21244	-12911	-5983	-4700
Мзг макс	5782	4433	3439	4022

мін	-21244
макс	5782

Таблиця А.10 «Виведення максимальних та мінімальних згинальних моментів при посадкових випадках»

	Розрахунковий випадок							
	5	6	7	8	9	10	11	12
Мзг мін	-34264	-16192	-5018	-7156	-627	-1331	-5720	-8676
Мзг макс	6150	3248	824	1093	500	1433	1379	2344

мін	-34264
макс	6150

## ДОДАТОК Б

Таблиця Б.1 «Виведення мінімальних запасів для балки з Д16Т при польоті в неспокійному повітрі»

Балка шп.		12	18	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744	744
Розр. вип.		10	1	1	1
пур		-5,4	-5,0÷-5,8	-5,4	-5,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	5,67	5,67	5,67	5,67
W1	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85	15,85
W2	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85	15,85

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	49165	20393	4450	-22184
-------	-------	-------	-------	------	--------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-3102	-1287	-281	1400
$\sigma$ +в доп	кг/см <sup>2</sup>	-3400	-3400	-3400	4200
$\eta_2 = \sigma_{в доп}/\sigma_2$		1,10	2,64	12,11	3,00

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	3102	1287	281	-1400
$\sigma$ -в доп	кг/см <sup>2</sup>	4200	4200	4200	-3400
$\eta_1 = \sigma_{в доп}/\sigma_1$		1,35	3,26	14,96	2,43

Таблиця Б.2 «Виведення мінімальних запасів для балки з Д16Т при польоті в неспокійному повітрі з наддуванням»

Балка шп.		12	18	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744	744
Розр. вип.		10	1	1	1
пур		-5,4	-5,0÷-5,8	-5,4	-5,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	5,67	5,67	5,67	5,67
W1	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85	15,85
W2	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85	15,85

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	50549	21800	5782	-21244
-------	-------	-------	-------	------	--------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-3189	-1375	-365	1340
$\sigma^+$ в доп	кг/см <sup>2</sup>	-3400	-3400	-3400	4200
$\eta_2 = \sigma^+ \text{ доп} / \sigma_2$		1,07	2,47	9,32	3,13

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	3189	1375	365	-1340
$\sigma^-$ в доп	кг/см <sup>2</sup>	4200	4200	4200	-3400
$\eta_1 = \sigma^- \text{ доп} / \sigma_1$		1,32	3,05	11,51	2,54

Таблиця Б.3 «Виведення мінімальних запасів для балки з Д16Т при посадці R1ш»

Балка шп.		24	22	34
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744
Розр. вип.		18	9	12
пур		R1ш	-3,1÷-3,5	-3,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	5,67	5,67	5,67
W1	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85
W2	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	27422	30993	2344
-------	-------	-------	-------	------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-1730	-1955	-148
$\sigma^+_{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	-3400	-3400	-3400
$\eta_2 = \sigma_{в доп}/\sigma_2$		1,97	1,74	22,99

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	1730	1955	148
$\sigma^-_{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	4200	4200	4200
$\eta_1 = \sigma_{в доп}/\sigma_1$		2,43	2,15	28,40

Таблиця Б.4 «Виведення мінімальних запасів для балки з Д16Т при посадці Ешпос»

Балка шп.		18	24	14	20	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	694(004)	694(004)	744	744
Розр. вип.		19	8	3+10	5+14	5	5
пур		R1ш	-2,1...- 4,5	-2,3	-3	-3,5	-3,5

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	5,67	5,67	5,67	5,67	5,67	5,67
W1	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85	15,85	15,85	15,85
W2	см <sup>3</sup>	15,85	15,85	15,85	15,85	15,85	15,85

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	25769	23797	3584	-19081	6150	-34264
-------	-------	-------	-------	------	--------	------	--------

Напруження у поясах:

Верхній  
пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-1626	-1501	-226	1204	-388	2162
$\sigma + \text{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	-3400	-3400	-3400	4200	-3400	4200
$\eta_2 = \sigma$ доп/ $\sigma_2$		2,09	2,26	15,04	3,49	8,76	1,94

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	1626	1501	226	-1204	388	-2162
$\sigma - \text{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	4200	4200	4200	-3400	4200	-3400
$\eta_1 = \sigma$ доп/ $\sigma_1$		2,58	2,80	18,57	2,82	10,82	1,57

Таблиця Б.5 «Виведення мінімальних запасів для балки з УОЛ-300-2А при польоті в неспокійному повітрі»

Балка шп.		12	18	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744	744
Розр. вип.		10	1	1	1
пур		-5,4	-5,0÷-5,8	-5,4	-5,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,88	3,88	3,88	3,88
W1	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26	12,26
W2	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26	12,26

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	49165	20393	4450	-22184
-------	-------	-------	-------	------	--------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-4010	-1663	-363	1809
$\sigma^+$ в доп	кг/см <sup>2</sup>	-6240	-6240	-6240	8890
$\eta_2 = \sigma^+ \text{ доп} / \sigma_2$		1,56	3,75	17,19	4,91

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	4010	1663	363	-1809
$\sigma^-$ в доп	кг/см <sup>2</sup>	8890	8890	8890	-6240
$\eta_1 = \sigma^- \text{ доп} / \sigma_1$		2,22	5,34	24,49	3,45



Таблиця Б.6 «Виведення мінімальних запасів для балки з УОЛ-300-2А при польоті в неспокійному повітрі з наддуванням»

Балка шп.		12	18	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744	744
Розр. вип.		10	1	1	1
пур		-5,4	-5,0÷-5,8	-5,4	-5,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,88	3,88	3,88	3,88
W1	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26	12,26
W2	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26	12,26

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	50549	21800	5782	-21244
-------	-------	-------	-------	------	--------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-4123	-1778	-472	1733
$\sigma^+_{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	-6240	-6240	-6240	8890
$\eta_2 = \sigma_{в доп}/\sigma_2$		1,51	3,51	13,23	5,13

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	4123	1778	472	-1733
$\sigma^-_{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	8890	8890	8890	-6240
$\eta_1 = \sigma_{в доп}/\sigma_1$		2,16	5,00	18,85	3,60

Таблиця Б.7 «Виведення мінімальних запасів для балки з УОЛ-300-2А при посадці R1ш»

Балка шп.		24	22	34
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744
Розр. вип.		18	9	12
пур		R1ш	-3,1÷-3,5	-3,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,88	3,88	3,88
W1	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26
W2	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	27422	30993	2344
-------	-------	-------	-------	------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-2237	-2528	-191
$\sigma^+_{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	-6240	-6240	-6240
$\eta_2 = \sigma_{в доп}/\sigma_2$		2,79	2,47	32,64

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	2237	2528	191
$\sigma^-_{в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	8890	8890	8890
$\eta_1 = \sigma_{в доп}/\sigma_1$		3,97	3,52	46,50

Таблиця Б.8 «Виведення мінімальних запасів для балки з УОЛ-300-2А при посадці Ешпос»

Балка шп.		18	24	14	20	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	694(004)	694(004)	744	744
Розр. вип.		19	8	3+10	5+14	5	5
пур	R1ш		- 2,1...- 4,5	-2,3	-3	-3,5	-3,5

Геометричні характеристики  
перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,88	3,88	3,88	3,88	3,88	3,88
W1	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26	12,26	12,26	12,26
W2	см <sup>3</sup>	12,26	12,26	12,26	12,26	12,26	12,26

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	25769	23797	3584	-19081	6150	- 34264
-------	-------	-------	-------	------	--------	------	------------

Напруження у  
поясах:

Верхній  
пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-2102	-1941	-292	1556	-502	2795
$\sigma$ +в доп	кг/см <sup>2</sup>	-6240	-6240	-6240	8890	-6240	8890
$\eta_2 = \sigma$ доп/ $\sigma_2$		2,97	3,21	21,35	5,71	12,44	3,18

Нижній  
пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	2102	1941	292	-1556	502	-2795
$\sigma$ -в доп	кг/см <sup>2</sup>	8890	8890	8890	-6240	8890	-6240
$\eta_1 = \sigma$ доп/ $\sigma_1$		4,23	4,58	30,41	4,01	17,72	2,23

Таблиця Б.9 «Виведення мінімальних запасів для балки з HexPly M21 при польоті в неспокійному повітрі»

Балка шп.		12	18	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744	744
Розр. вип.		10	1	1	1
пур		-5,4	-5,0÷-5,8	-5,4	-5,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,76	3,76	3,76	3,76
W1	см <sup>3</sup>	11,92	11,92	11,92	11,92
W2	см <sup>3</sup>	11,92	11,92	11,92	11,92

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	49165	20393	4450	-22184
-------	-------	-------	-------	------	--------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-4125	-1711	-373	1861
$\sigma_{+в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	-6640	-6640	-6640	17330
$\eta_2 = \sigma_{+в доп}/\sigma_2$		1,61	3,88	17,79	9,31

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	4125	1711	373	-1861
$\sigma_{-в доп}$	кг/см <sup>2</sup>	17330	17330	17330	-6640
$\eta_1 = \sigma_{-в доп}/\sigma_1$		4,20	10,13	46,42	3,57

Таблиця Б.10 «Виведення мінімальних запасів для балки з HexPly M21 при польоті в неспокійному повітрі з наддуванням»

Балка шп.		12	18	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	744	744
Розр. вип.		10	1	1	1
пур		-5,4	-5,0÷-5,8	-5,4	-5,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,76	3,76	3,76	3,76
W1	см <sup>3</sup>	11,92	11,92	11,92	11,92
W2	см <sup>3</sup>	11,92	11,92	11,92	11,92

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	50549	21800	5782	-21244
-------	-------	-------	-------	------	--------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-4241	-1829	-485	1782
$\sigma^+_{\text{в доп}}$	кг/см <sup>2</sup>	-6640	-6640	-6640	17330
$\eta_2 = \sigma_{\text{в доп}}/\sigma_2$		1,57	3,63	13,69	9,72

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	4241	1829	485	-1782
$\sigma^-_{\text{в доп}}$	кг/см <sup>2</sup>	17330	17330	17330	-6640
$\eta_1 = \sigma_{\text{в доп}}/\sigma_1$		4,09	9,48	35,73	3,73

Таблиця Б.11 «Виведення мінімальних запасів для балки з HexPly M21 при посадці R1ш»

Балка шп.		24	22	34
С.з. KB-9 (№)		250	522	744
Розр. вип.		18	9	12
пур		R1ш	-3,1÷-3,5	-3,4

Геометричні характеристики перерізу:

F	3,76	3,76	3,76	3,76
W1	11,92	11,92	11,92	11,92
W2	11,92	11,92	11,92	11,92

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	27422	30993	2344
-------	-------	-------	-------	------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-2301	-2600	-197
$\sigma^+$ в доп	кг/см <sup>2</sup>	-6640	-6640	-6640
$\eta_2 = \sigma^+ \text{ доп} / \sigma_2$		2,89	2,55	33,77

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	2301	2600	197
$\sigma^-$ в доп	кг/см <sup>2</sup>	17330	17330	17330
$\eta_1 = \sigma^- \text{ доп} / \sigma_1$		7,53	6,67	88,13

Таблиця Б.12 «Виведення мінімальних запасів для балки з HexPly M21 при посадці Ешпос»

Балка шп.		18	24	14	20	22	24
С.з. КВ-9 (№)		250	522	694(004)	694(004)	744	744
Розр. вип.		19	8	3+10	5+14	5	5
пур	R1ш		- 2,1...- 4,5	-2,3	-3	-3,5	-3,5

Геометричні характеристики перерізу:

F	см <sup>2</sup>	3,76	3,76	3,76	3,76	3,88	3,88
W1	см <sup>3</sup>	11,92	11,92	11,92	11,92	12,26	12,26
W2	см <sup>3</sup>	11,92	11,92	11,92	11,92	12,26	12,26

Максимальний Мзг:

М зг.	кг·см	25769	23797	3584	-19081	6150	- 34264
-------	-------	-------	-------	------	--------	------	------------

Напруження у поясах:

Верхній пояс:

$\sigma_2 = -M/W_2$	кг/см <sup>2</sup>	-2162	-1996	-301	1601	-502	2795
$\sigma$ +в доп	кг/см <sup>2</sup>	-6640	-6640	-6640	17330	-6640	17330
$\eta_2 = \sigma$ доп/ $\sigma_2$		3,07	3,33	22,08	10,83	13,24	6,20

Нижній пояс:

$\sigma_1 = M/W_1$	кг/см <sup>2</sup>	2162	1996	301	-1601	502	-2795
$\sigma$ -в доп	кг/см <sup>2</sup>	17330	17330	17330	-6640	17330	-6640
$\eta_1 = \sigma$ доп/ $\sigma_1$		8,02	8,68	57,64	4,15	34,55	2,38