

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

**Інститут аерокосмічних технологій  
Кафедра авіа- та ракетобудування**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Володимир КАБАНЯЧИЙ

«\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**Дипломний проєкт**

**на здобуття ступеня бакалавра**

**за освітньо-професійною програмою «Літаки та вертольоти»**

**спеціальності 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»**

**на тему: «Рама навчальної аеродинамічної труби»**

Виконав:

студент ІV курсу, групи ВЛ-72

Трохименко Олексій

Володимирович \_\_\_\_\_

Керівник:

Старший викладач кафедри АРБ., к.т.н.

Борисов Віктор Васильович \_\_\_\_\_

Рецензент:

Асистент кафедри СКЛА

Предаченко Костянтин

Олегович \_\_\_\_\_

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

Студент \_\_\_\_\_



4.7 Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану.

4.8. Розробка конструкції вхідної частини.

4.9. Вибір технології виготовлення рами.

5. Перелік ілюстративного матеріалу (із зазначенням плакатів, презентацій тощо)

5.1. Аналіз аналогів. Конструктивно-силова схема.

5.2. Конструкція рами АДТ.

5.3. Аналіз напружень методом СЕМ.

5.4. Технологія виготовлення рами.

6. Дата видачі завдання « 01 » 03 2021 р.

#### Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1	Оформлення технічного завдання.	01.03.2021 р.	
2	Підбір та аналіз літератури.	до 15.03.2021 р.	
3	Аналіз основних параметрів прототипів.	до 30.03.2021 р.	
4	Вибір конструктивно-силової схеми рами.	до 05.04.2021 р.	
5	Розрахунок статичного навантажень на вузли кріплення АДТ та поворотного круга.	до 12.04.2021 р.	
6	Формування скінченно-елементної моделі.	до 17.04.2021 р.	
7	Аналіз напружено-деформованого стану моделі.	до 20.04.2021 р.	
8	Розробка технічної документації	до 30.05.2021 р.	
9	Оформлення пояснювальної записки, затвердження	до 10.06.2021 р.	

Студент

\_\_\_\_\_ (підпис)

**Олексій ТРОХИМЕНКО**

\_\_\_\_\_ (ініціали, прізвище)

Керівник роботи

\_\_\_\_\_ (підпис)

**Віктор БОРИСОВ**

\_\_\_\_\_ (ініціали, прізвище)

## АНОТАЦІЯ

Темою мого дипломного проекту є «Рама навчальної аеродинамічної труби». В дипломному проекті необхідно було виконати основні завдання згідно з ТЗ.

Даний звіт містить 18 рисунків, 9 використаних джерел та 2 таблиці.

Метою дипломного проекту закріплення та демонстрація набутих теоретичних знань та практичних навичок, які необхідні для вирішення практичних завдань, а також використання набутих знань в реальних задачах.

Було проведено детальний аналіз дозвукових закритих та відкритих аеродинамічних труб та визначено їх основні відмінності.

Виконано креслення навчальної аеродинамічної труби та рами в трьох видах. Проведений аналіз конструкції прототипів. Виконані необхідні розрахунки навантажень та розроблені конструкції вузлів кріплення АДТ. Використовуючи результати проекту буде проводитися проектування рами навчальної аеродинамічної труби.

У першому розділі були проведені: огляд аеродинамічної труби в цілому та аналіз конструкцій зварних рам.

У другому розділі досліджено можливі варіанти конструктивно-силової схеми та методом аналізу обрану найвигіднішу.

У третьому розділі проведений розрахунок навантажень на вузли кріплення.

У четвертому проведена розробка конструкцій вузлів з'єднання опор рами з вузлами навіски АДТ.

У п'ятому розділі було визначено конструкцію вузлу опори поворотного круга.

У шостому створено скінчено – елементну модель силової конструкції, розглянуто її структуру та параметри.

У сьомому проведений аналіз результатів розрахунку напружено–деформованого стану.

У восьмому проведена розробка конструкції вхідної частини.

У дев'ятому зроблено вибір технології виготовлення рами АДТ.

Ключові слова: аеродинамічна труба, сопло, форкамера, робоча частина, контур, дифузор, метод скінчених елементів, скінчено-елементна модель, скінчений елемент, напружено-деформований стан.

## ANNOTATION

The topic of my diploma project is "Frame of the wind tunnel". In the diploma project it was necessary to perform the main tasks in accordance with the WT.

This report contains 18 figures, 9 sources used and 2 tables.

The purpose of the diploma project is to consolidate and demonstrate the acquired theoretical knowledge and practical skills that are needed to solve practical problems, as well as the use of acquired knowledge in real problems.

A detailed analysis of subsonic closed and open wind tunnels was performed and their main differences were identified.

Drawings of the wind tunnel and frame in three types were made. The analysis of prototype design is carried out. Necessary calculations of loadings are executed and designs of knots of fastening of WT are developed. Using the results of the project, the frame of the training wind tunnel will be designed.

In the first section the inspection of a wind tunnel as a whole and the analysis of designs of welded frames were done.

In the second section the possible variants of the constructive-power scheme are investigated and the most advantageous one is chosen by the method of analysis.

In the third section the calculation of loads on fastening knots is carried out.

In the fourth, the design of the nodes connecting the frame supports with the nodes of the ADT hitch.

In the fifth section, the design of the pivot support assembly was determined.

In the sixth, a finite element model of the power structure is created, its structure and parameters are considered.

In the seventh the analysis of results of calculation of a stress-strain state is carried out.

In the eighth development of a design of an entrance part.

In the ninth, the choice of technology for the manufacture of WT frame.

Keywords: wind tunnel, nozzle, prechamber, working part, contour, diffuser, finite element method, finite element model, finite element, stress-strain state.



**Пояснювальна записка**  
**до дипломного проекту**  
**на тему: «Рама навчальної аеродинамічної труби»**

Київ – 2021 року

# Зміст

	Перелік умовних скорочень/позначень .....	7
	Вступ .....	8
1.	Аналіз конструкцій прототипів та зварних рам .....	10
1.1.	Загальна будова аеродинамічних труб .....	10
1.1.1.	Класифікація аеродинамічних труб .....	10
1.1.2.	Конструкція аеродинамічних труб .....	12
1.1.3.	Класифікація аеродинамічних труб дозвукових швидкостей .....	14
1.1.4.	Класифікація по типу робочої частини .....	15
1.1.5.	Замкнений та незамкнений контур .....	15
1.2.	Аеродинамічні ваги .....	18
1.2.1.	Вимірювання в примежовому шарі .....	18
1.2.2.	Аеродинамічні ваги .....	20
1.3.	Аналіз конструкцій зварних рам .....	23
1.3.1.	Балкові і ґратчасті конструкції .....	23
1.3.2.	Технологія виготовлення зварних конструкцій .....	25
1.3.3.	Зварні з'єднання, виконані дуговим зварюванням .....	25
1.3.4.	Зварні з'єднання, виконані контактним зварюванням .....	30
	Висновок до першого розділу .....	32
2.	Розрахунок геометричних параметрів рами та вибір конструктивно-силової схеми .....	33
2.1.	Розрахунок швеллерної конструкції на згин .....	34
2.2.	Розрахунок швеллерної конструкції на стиск .....	34
2.3.	Вибір конструктивно-силової схеми .....	35
	Висновок до другого розділу .....	37
3.	Розрахунок навантажень на вузли кріплення .....	38
3.1.	Визначення конструкції вузлів кріплення рами .....	38
3.2.	Розрахунок різьбових з'єднань .....	39
	Висновок до третього розділу .....	40

					<i>ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ</i>			
<i>Зм.</i>	<i>Лист</i>	<i>№ докум.</i>	<i>Підпис</i>	<i>Дата</i>				
<i>Разраб.</i>		<i>Трохименко О.В.</i>			<i>Пояснювальна Записка</i>	<i>Лім.</i>	<i>Лист</i>	<i>Листів</i>
<i>Перевірів</i>		<i>Борисов В.В.</i>					5	39
<i>Реценз.</i>						<i>КПІ ім. Сікорського</i>		
<i>Н. контр.</i>		<i>Поваров С.А.</i>				<i>Каф. АРБ гр.ВЛ-72</i>		
<i>Затверд</i>		<i>Кабанячий В.В.</i>						



4.	Визначення конструкції вузлів з'єднання опор рами з вузлами навіски АДТ.....	41
	Висновок до четвертого розділу.....	42
5.	Визначення конструкції вузлу опори поворотного круга.....	43
	Висновок до п'ятого розділу.....	43
6.	Структура і параметри скінчено-елементної моделі силової конструкції.....	44
6.1.	Послідовність формування СЕМ.....	44
6.2.	Структура скінчено-елементної моделі швеллерної рами.....	44
6.3.	Параметри кінцевих елементів.....	46
6.4.	Умови закріплення моделі.....	46
6.5.	Умови навантаження.....	47
	Висновок до шостого розділу.....	48
7.	Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану.....	49
7.1.	Аналіз напружень у колонах та платформах рами.....	49
	Висновок до сьомого розділу.....	50
8.	Розробка конструкції вхідної частини.....	51
9.	Вибір технології виготовлення рами.....	52
	Висновок.....	53
	Список використаних джерел.....	54

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата



## Вступ

На даний момент, у сучасному світі, авіація розвивається шаленими темпами у зв'язку з попитом великих масштабів, оскільки вона починає наближатись до лідируючих позицій в транспортній інфраструктурі. Велику частину авіаційних розробок та винаходів присвячено темі безпілотних ЛА та транспортному повітряному сполученню. Також великого поширення набирає сфера легкої авіації (багатомісні планери, літаки бізнес класу, багатоцільові літальні апарати тощо). Винахідники стараються удосконалити практично всі характеристики при збереженні необхідних параметрів. Щоб цього досягти, без втрати великих коштів, необхідно проводити величезну кількість експериментальних дослідів на моделях менших масштабів.

Наявність якісної та технологічної аеродинамічної труби дозволяє відтворити необхідні природні умови, з якими ЛА стикаються під час експлуатації та реалізувати практично всі види експерименту.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
						8
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		



# 1. Аналіз конструкцій прототипів

## 1.1. Загальна будова аеродинамічних труб

### 1.1.1. Класифікація аеродинамічних труб

Дослідження силового взаємодії потоку і літального апарату (ЛА) представляє єдину одну з важливих задач аеродинаміки, котра вирішується за допомогою експерименту в аеродинамічних трубах. При цьому у більшості використовується принцип зворотного руху, коли модель ЛА закріплюється в трубі, а газовий потік набігає на неї з заданою швидкістю. Даний принцип, відповідно до загальних принципів відношення класичної механіки, застосовується у випадку рівномірного прямолінійного поступального руху.

В основному всі труби, які використовуються в нашому часі можна розділити за конструктивними ознаками на труби замкнутого і незамкнутого типу. У трубі першого типу безперервно циркулює одна і та маса газу. У незамкнених трубах газ, потрапивши в робочу частину через сопло, потім викидається з труби. Витрата енергії в такій трубі вище, ніж в замкнутій установці, де необхідно лише підтримувати рух циркулюючого газу, проте вартість незамкненою труби виявляється менше.

Залежно від швидкості потоку в робочій частині аеродинамічні труби можна поділити на дозвукові ( $0 < M < 0,8$ ), звукові ( $0,8 < M < 1,2$ ), надзвукові ( $1,2 < M < 5$ ) і гіперзвукові ( $M > 5$ ). Дозвукові труби додатково ділять на труби малих ( $0 < M < 0,2$ ) і великих ( $0,2 < M < 0,8$ ) дозвукових швидкостей. Перші три види труб можуть бути виконані як по замкнутій, так і незамкненою схемами. Гіперзвукові труби будуються зазвичай незамкнутими і з обов'язковим підігрівом робочого газу.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 10
-----	-----	----------	-------	------	-----------------------	------------



## 1.1.2. Конструкція аеродинамічних труб

Аеродинамічні труби, що застосовуються в даний час для визначення характеристик ЛА, складаються з наступних основних елементів: форкамери, сопла, робочої частини, дифузора і приводу (джерела енергії). Всі ці елементи притаманні різним видам труб, як дозвуковим, так і надзвуковим. Однак в залежності від швидкості потоку можуть змінюватися форма і розміри різних вузлів і деталей, характер їх розташування.

Розглянемо ці вузли, на прикладі надзвукової аеродинамічної труби (рис.1)

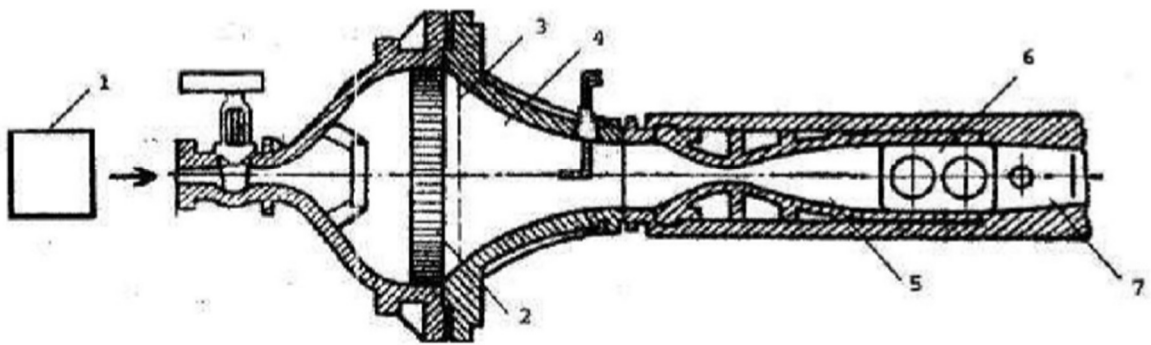


Рис. 1. Основні елементи надзвукової аеродинамічної труби:

1 - привід (компресор); 2 - хонейкомб; 3 - детурбулізуюча сітка; 4 - форкамера; 5 - сопло; 6 - робоча частина; 7 - дифузор

Інв. № подл	Підп. і дата	Взам. інв. №	Інв. № дубл.	Підп. і дата
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

В форкамері розміщуються приймач повного тиску, прилади для вимірювання температури і різні пристрої для впорядкування руху потоку газу перед входом його в сопло. До таких пристроїв відносяться хонейкомб, що представляє собою сотоподібні ґрати, набрані з тонких металевих пластин, і детурбулізуючої сітки. Хонейкомб руйнує великі вихори і вирівнює скоси, а сітка сприяє створенню рівномірного поля швидкостей по поперечному перерізі форкамери і зменшення початкової турбулентності потоку. Чим більше розміри форкамери, тим рівномірніший потік перед входом в сопло, а отже, і в робочій частині аеродинамічної труби.

Сопло труби являє собою канал, що має певну конфігурацію, яка забезпечує отримання заданої швидкості однорідного газового потоку. Форма поперечного перерізу сопла визначається завданнями дослідження і можливістю виготовлення.

Робоча частина є тією частиною труби, де встановлюються експерименті моделі ЛА або окремі їх елементи. Газовий потік тут повинен мати рівномірний поле швидкостей, температур і тисків. Робочі частини дозвукових аеродинамічних труб, як правило, виконуються відкритими. Робочі частини надзвукових зазвичай виконуються закритими або у вигляді герметичної камери.

Дифузор розташовується відразу за робочою частиною труби і являє собою спеціальним чином спрофільований канал, який служить для зменшення швидкості потоку газу з метою найбільш ефективного перетворення його кінетичної енергії в енергію тиску.

Привід аеродинамічної труби являє собою пристрій, що надає потоку газу необхідну енергію, при якій його швидкість в робочій частині досягає заданого значення.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 13





### 1.1.4. Класифікація по типу робочої частини

Досліджувана модель поміщається в робочій частині. Робоча частина може мати або не мати стінок. У першому випадку її називають закритою, у другому - відкритою. Можливий і такий варіант відкрита робоча частина, оточена герметичною камерою, званої камерою Ейфеля. Бувають закриті робочі частини зі щілинами.

### 1.1.5. Замкнений та незамкнений контур

По конструкції розрізняють два основних типи аеродинамічних труб залежно від способу подачі повітря: незамкнута або відкрита і замкнута. Принципові схеми цих конструкцій наведені на рис. 2.

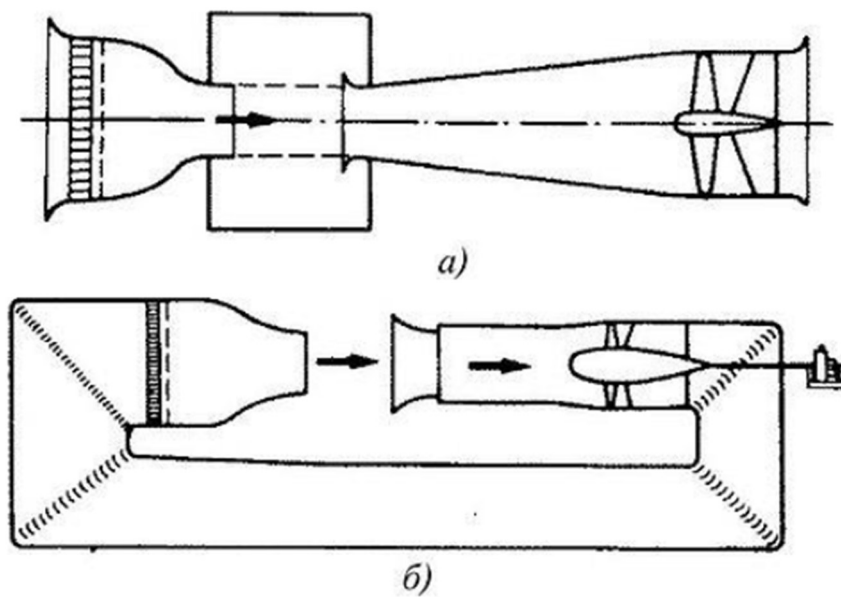


Рис. 2. Аеродинамічні труби незамкнутого і замкнутого типів: а - конструкція Ейфеля; б - конструкція Геттінгенського

Інв. № подл	Підп. і дата	Взам. інв. №	Підп. і дата
Інв. № дубл.			

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

На рис. 2 а показана схема аеродинамічної труби незамкнутого типу (конструкція Ейфеля). У такій трубі через робочу частину проходить в кожен момент часу нова порція повітря, що входить з навколишнього середовища і виходить назовні із зворотного боку. Труби незамкнутого (відкритого) типу застосовуються рідко, тому що їх робота залежить від кліматичних і погодних умов і заподіює безліч незручностей, перш за все пов'язаних з шумом, в робочу частину при роботі можуть потрапляти сторонні предмети з навколишнього простору. Це, як правило, невеликі установки, придатні для «продувки» тільки невеликих за розмірами об'єктів.

На рис. 2 б представлена замкнута аеродинамічна труба з переміщенням однієї і тієї ж маси повітря по замкнутому каналу (конструкція Геттінгенського). Циркуляція повітря по каналу забезпечується потужним вентилятором.

Поряд з цими двома типами була розроблена конструкція, що є ніби перехідною між ними: конструкція з відкритим поверненням повітря, яка, як правило, теж зв'язується з ім'ям Ейфеля. При такій конструкції повітря всередині будівлі, яка оточує аеродинамічну трубу, повертається від випускного дифузора до вхідної воронки. В аеродинамічних трубах такого типу приміщення, яке оточує трубу, слід проектувати таким чином, щоб повернення повітря відбувався по можливості без втрат.

Всі три типи аеродинамічних труб мають свої переваги і недоліки, оцінити які в кількісному відношенні можна тільки в кожному конкретному випадку застосування.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 16

Таблиця 1

## Порівняння відкритої та закритої робочої частини

	Переваги	Недоліки
Відкрита робоча частина	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Хороший доступ.</li> <li>2. Постійність статичного тиску.</li> <li>3. Нема впливу стінок на потік.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Пульсація потоку.</li> <li>2. Необхідний замкнутий контур або камера Ейфеля.</li> <li>3. Втрата потужності</li> <li>4. Мала довжина.</li> </ol>
Закрита робоча частина	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Відсутність пульсацій.</li> <li>2. Є можливість використовувати незамкнений контур.</li> <li>3. Менші втрати потужності.</li> <li>4. Необмежена довжина.</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. Утруднений доступ.</li> <li>2. Необхідно вирівнювати статичний тиск.</li> <li>3. Стінки впливають на обтікання моделі.</li> </ol>

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 17
-----	-----	----------	-------	------	-----------------------	------------

## 1.2. Аеродинамічні ваги

### 1.2.1. Вимірювання в примежовому шарі

Вимірювання параметрів потоку в примежовому шарі необхідно, перш за все, для вивчення лобового опору тіл добре обтічної форми, яке в основному визначаються поверхневим тертям. При вимірах в примежовому шарі визначається профіль швидкості, товщина витіснення і втрати імпульсу, коефіцієнт тертя на стінці і момент переходу ламінарного течії в турбулентний.

Мала товщина примежового шару вимагає застосування істотно більш прецизійних методів і більш чутливої апаратури, ніж при звичайних аеродинамічних дослідженнях. Для визначення профілю швидкості в примежовому шарі застосовуються мікронасадки з внутрішнім діаметром 0,05-0,3 мм і термоанемометри з малою товщиною проволки.

Коефіцієнт поверхневого тертя знаходять безпосереднім методом, вимірюючи силу, діючу на поверхню відомої площі, що становить частину обтічної поверхні, або за допомогою поверхневих насадок вимірюють швидкість всередині ламінарного підслою.

Точка переходу ламінарного стану течії в турбулентний, а точніше, область переходу визначається наступними способами:

за допомогою вимірювання профілю швидкості і фіксації його вимірювання;

на основі вимірювання турбулентних пульсацій за допомогою термоанемометра;

метод вимірювання повного тиску уздовж профілю; в місці переходу швидкість на одній і тій же відстані від поверхні зростає;

за допомогою візуалізації течії, наприклад, шляхом введення в потік цівок диму з ряду отворів.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ

Лист

18

Найважливішою метою аеродинамічних досліджень є визначення аеродинамічних коефіцієнтів ЛА по продувках моделі в трубі. Зазначені коефіцієнти найпростіше визначити, вимірявши відповідні сили і моменти, що діють на модель в потоці.

Для цієї мети служать аеродинамічні ваги, які на відміну від звичайних ваг для яких напрямки дії сили відомо, повинні виміряти сили і моменти, напрямки яких невідомі.

У найзагальнішому випадку аеродинамічні ваги повинні вимірювати компоненти повної аеродинамічної сили в проєкціях на три взаємно перпендикулярні осі, що проходять через якусь точку і три компонента повного моменту щодо цих осей (рис. 3).

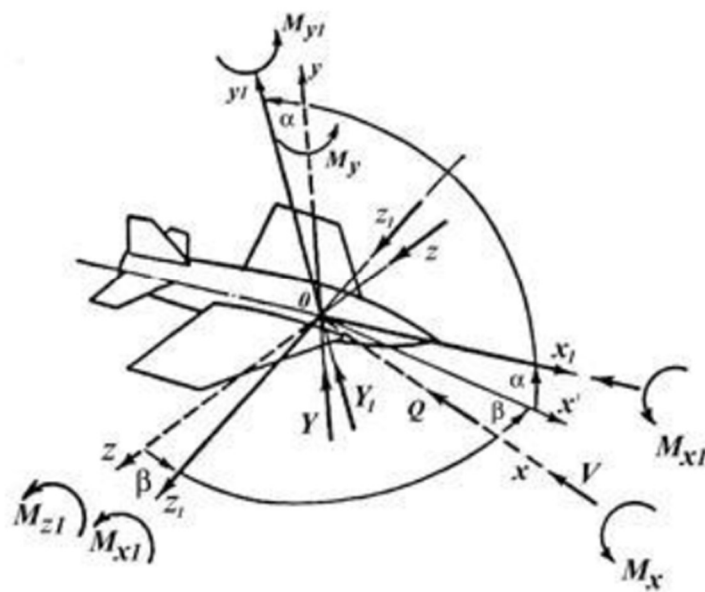


Рис. 3. Осі координат і проєкції аеродинамічного навантаження на модель.

Пунктир - потокова система координат  $Oxyz$ . Суцільні лінії - система координат, пов'язана з моделлю. Ось  $Ox'$  - в напівзв'язані системі

Підп. і дата	Взам. інв. №	Інв. № дубл.	Підп. і дата	Інв. № подл
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

координат.

Особливістю цих вимірювань є те, що в процесі їх проведення напрямок дії сил може змінюватися.

Основною ознакою класифікації аеродинамічних ваг є число вимірюваних компонентів. Залежно від місця розташування ваг вони діляться на: ваги, розташовані поза моделлю робочої частини труби; І ваги, які розташовані всередині моделі. За способом фіксації діючих сил ваги діляться на механічні і електричні.

### 1.2.2. Аеродинамічні ваги

Аеродинамічні ваги - особливий рід складного динамометра, прилад для вимірювання сил і моментів, що діють на літак або його модель при випробуванні в повітряному потоці аеродинамічної труби. Ваги влаштовані за принципом незалежної вимірювання кожного компонента. За кількістю вимірюваних компонентів ваги діляться на одно-, двох-, трьох-, чотирьох- і шестикомпонентні. На об'єкт, випробуваний в трубі, діє сукупність елементарних сил тиску і тертя, яку за допомогою аеродинамічних ваг після обробки результатів вимірювань, представляють у вигляді еквівалентної системи сил і моментів в осях координат, пристосованих до методів вирішення завдань динаміки польоту. Таким чином аеродинамічні ваги повинні одночасно вимірювати шість незалежних реакцій - три компонента реакції аеродинамічних сил і три компонента реакції аеродинамічного моменту.

Значення незалежних реакцій обробляються за допомогою робочих формул, вид яких визначається схемою аеродинамічних ваг. В результаті обробки виходить еквівалентна система сил і моментів.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
						20
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		

Шестикомпонентними вагами обладнані багато сучасних аеродинамічних труб. В основу пристрою аеродинамічної труби може бути покладений чисто механічний важільний принцип, а також більш складні електромеханічні схеми.

Сучасні аеродинамічні ваги являють собою складний електрифікований агрегат, в якому урівноваження сил і зміни кута установки моделі (відповідно задається режиму польоту) відбуваються автоматично.

Важливою частиною аеродинамічних ваг є підвіски, що забезпечує установку моделі під заданими кутами до потоку. Головні вимоги до підвіски

- мінімальний власний лобовий опір і малі збурення потоку поблизу моделі. У невеликих трубах влаштовуються аеродинамічні ваги з гнучкою дротяною підвіскою, що підтримує модель в перевернутому положенні. При цьому підйомна сила викликає сили розтягу в підвісці.

У модельних трубах зі швидкістю потоку понад 100 од/с підвіска виконується з профільованих сталевих стрічок. Іноді частина підвіски закривається обтічними кожухами, не пов'язаними з вимірювальною частиною.

Для натурних випробувань літаків підвіска виконується з жорстких стержнів, що утворюють просторову систему, пов'язану з літаком в головних вузлах.

При прямолінійному польоті сили, що діють на літак, лежать в одній площині. Тому для багатьох досліджень в трубі досить мати більш прості трикомпонентні ваги, що вимірюють підйомну силу, лобовий опір і поздовжній момент.

Точність вимірювання на аеродинамічних вагах дуже висока, в кращих зразках помилка одиничного зважування не перевищує 1/6000 максимального навантаження. Висока точність вимірювання необхідна,

Підп. і дата	Взам. інв. №	Інв. № дубл.	Підп. і дата	Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 21



тому що величина сил, що діють на літак в залежності від режиму польоту, змінюється в дуже широких межах.

Крім того аеродинамічні ваги повинні мати достатню чутливість, щоб виявити різницю в опорі літака, що вноситься дрібними змінами його форми (потрібно, наприклад, вловити різницю в лобовому опорі літака при різних видах забарвлення, при усуненні дрібних виступів на його поверхні, при герметизації щілин і т. п. ).

Для деяких спеціальних дослідів ґрунтуються однокомпонентні ваги (ваги лобового опору), а також моментні ваги для дослідження стійкості літака та інші.

Незважаючи на велику різноманітність можливих схем і конструкцій механічних ваг, вони мають однакові конструктивні елементи:

- підтримують пристрої, що служать для установки моделі в потоці;
- плаваюча рама, що служить для кріплення підтримуючих пристроїв ісприйняття діючих сил;
- механічна система розкладання сил;
- механізми для вимірювання сил і моментів.

До механізмів аеродинамічних ваг пред'являються такі вимоги:

- мале тертя при вимірювальних переміщеннях системи;
- висока чутливість важелів і шарнірів;
- висока точність передавальних відношень в підсумкових і моментних системах;
- велика жорсткість для можливо меншого спотворення геометрії системи;
- можливість регулювання положення опор для виключення систематичних похибок.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ

Лист

22

## 1.3. Аналіз конструкцій зварних рам

### 1.3.1. Балкові і гратчасті конструкції

Рами є об'ємною просторовою конструкцією, призначеною для об'єднання окремих деталей і механізмів в єдиний агрегат. Одна з головних вимог, що пред'являється до рам, - жорсткість конструкції. Тому вхідні до складу зварної рами балочні заготовки сполучають один з одним або безпосередньо, або за допомогою допоміжних елементів жорсткості. Розміри рам і їх конструктивне оформлення вельми різноманітні, різні і методи отримання балочних заготовок. Так, рами клітей великих прокатних станів збирають і зварюють з балочних заготовок у вигляді масивних сталевих відливаних. У рамах візків залізничного рухомого складу нерідко також найбільш складні елементи виконують у вигляді сталевих відливаних з відносно тонкими стінками. Прикладом цьому може служити рама візка електровоза, що складається з боковин, литого шкворневого бруса і двох кінцевих брусів, де боковинами і кінцевими брусами є зварні балки коробчатого перетину. Крупніші рами зазвичай збирають з профільних і листових елементів, підкріплюючи їх в багатьох місцях ребрами жорсткості.

Загальною для гратчастих конструкцій є наявність у вузлах з'єднань декількох окремих стрижнів того або іншого перетину. Ферми, як і балки, працюють на поперечний вигин. Конструктивні форми балок простіші, проте при достатньо великих прольотах застосування ферм виявляється економічнішим. Характерні схеми грат ферм показані на рис.4.:

Трикутна (а) і розкісна (б) схеми є основними.

Ферми, що сприймають навантаження по верхньому або нижньому поясу, з метою зменшення довжини панелі виготовляють по схемах, зображених на рис.4. (в, г.)

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 23
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		

Іноді застосовують безрозкісні ферми з жорсткими вузлами ( рис.4д.). По контуру поясів ферми можуть бути паралельними поясами або з поясами, утвореними ламаною лінією (рис.4е.). За призначенням ферми розділяють на кроквяних і мостових.

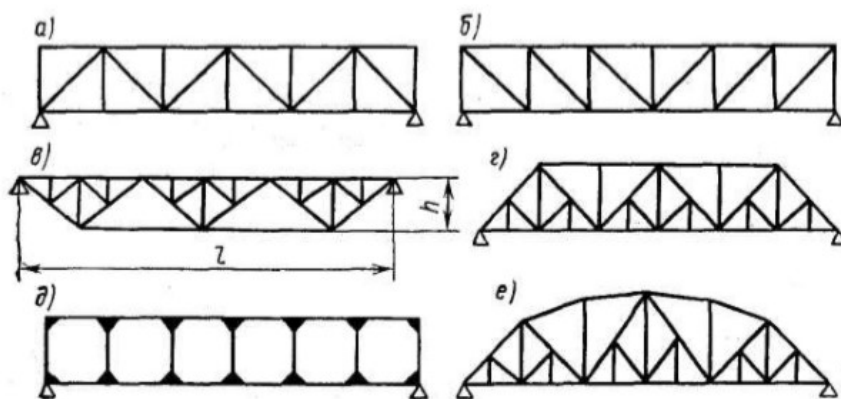


Рис . 4. - Схеми грат ферм

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ

Лист

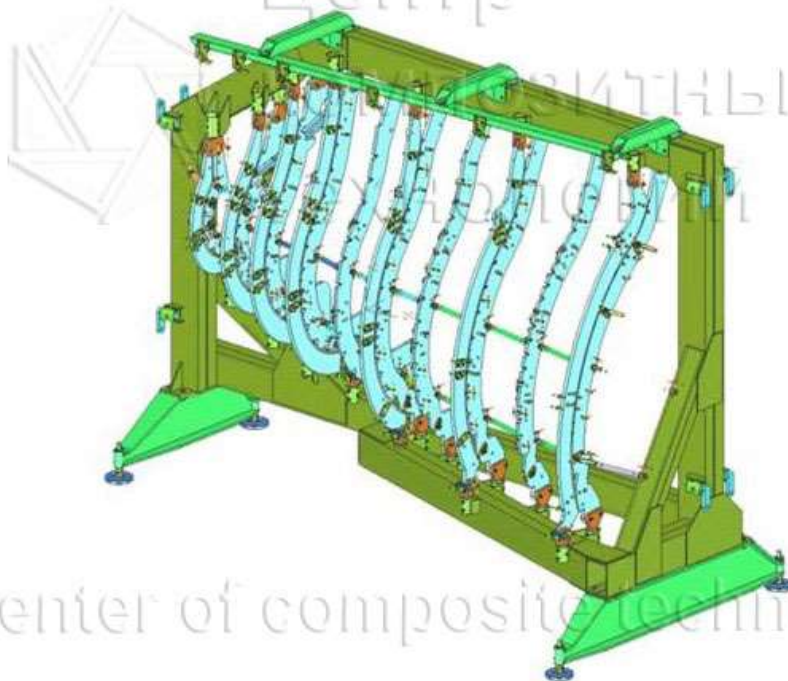
24



З'єднання при автоматичному і напівавтоматичному зварюванні під шаром флюсу, розробленому Інститутом електрозварювання ім. Є.О.Патона спільно з іншими НДІ і заводами, широко застосовуються в машинобудівній і будівельній промисловості. Автоматичним зварюванням під флюсом зварюють вироби з широким діапазоном зміни товщини, як правило, від 1 до 50мм, іноді і більше.

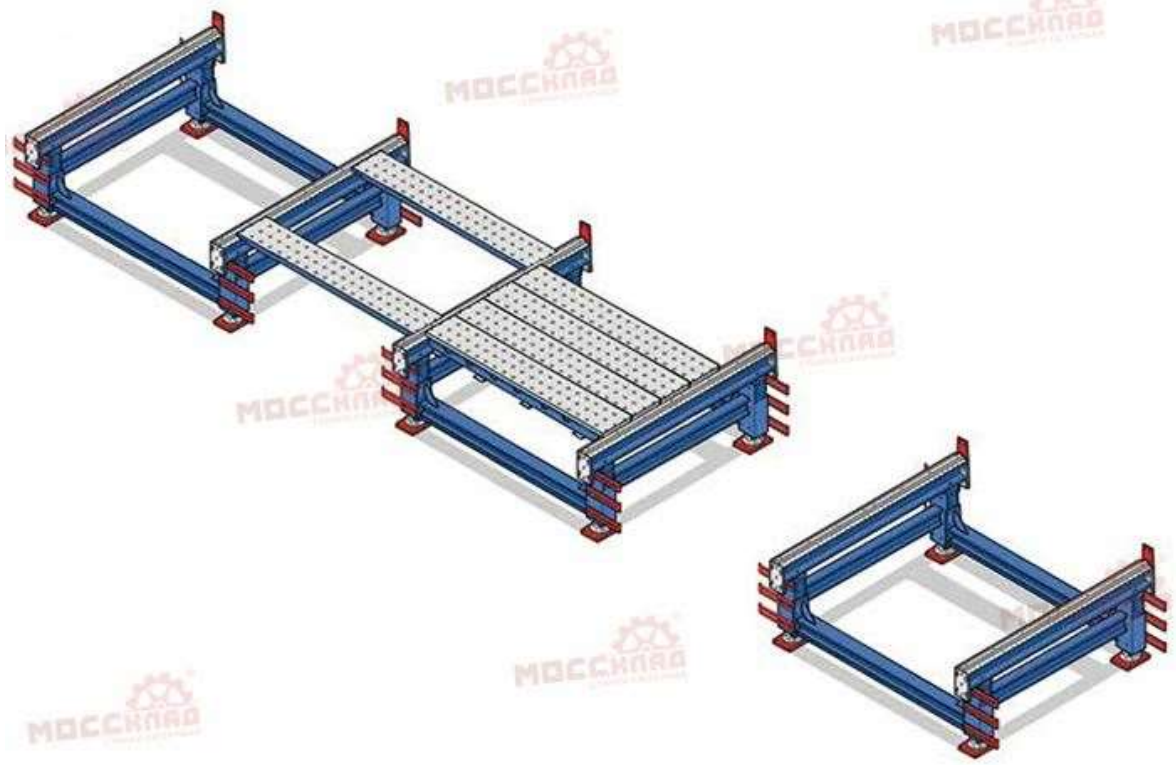
Застосування автоматичного і напівавтоматичного дугового зварювання у середовищі захисного вуглекислого газу, розробленого ЦІТМАШЕМ, Інститутом електрозварювання ім. Є.О.Патона, МВТУ та іншими організаціями, безперервно розширюється. Цим способом проводиться укладання швів у всіх просторових положеннях, добре зварюються елементи малої, середньої і великої ( до декількох десятків міліметрів) товщини з вуглецевих, низьколегованих і деяких високолегованих сталей.

Приклади зварних рам на рис 5-8.



Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
						26



Инь. № подл.	Підп. і дата	Взам. інв. №	Підп. і дата
Инь. № дубл.			

Лит	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ

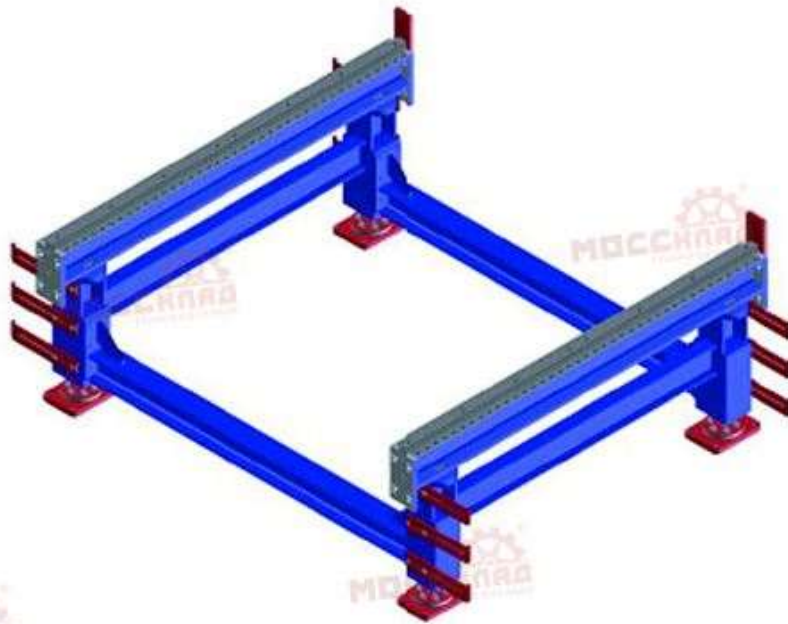


Рис . 5-8. – Приклади зварних рам

Конструкції з аустенітних, мартенситних і феритних жароміцних, теплостійких сталей, багато алюмінієвих, мідних, магнієвих і інших сплавів також успішно зварюються в середовищі захисних газів. Зварні з'єднання мають бути по можливості рівноміцними з основним металом елементів конструкцій при всіх температурах під час експлуатації, а також при всіх видах навантажень (статичних, ударних і вібраційних).

Слабкими ділянками в зварних з'єднаннях можуть бути шви, зони термічного впливу і оплавлення. Зоною термічного впливу називають ділянку основного металу, прилеглу до швів, який в результаті зварювання змінює механічні властивості. Остання обставина особливо має місце при зварюванні термічно оброблених, а також нагартованих сталей і сплавів.

Ине. № подл	Підп. і дата	Ине. № дубл.	Взам. инв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ







Оскільки елементи, що зварюються шовним зварюванням, мають малу товщину, вплив моменту, що вигинає, незначний і його при розрахунку міцності не враховують. Напруження в швах при шовному зварюванні визначає по зусиллю зрізу

$$\sigma = P / (l * a)$$

де P - сила, що діє в з'єднанні; a - ширина шва; l - довжина шва.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
											31





## 2.1. Розрахунок швеллерної конструкції на згин

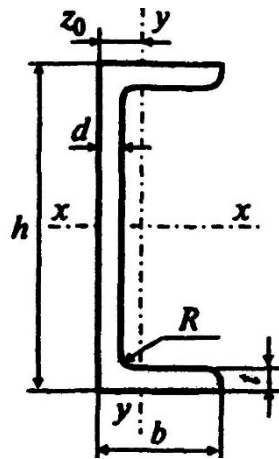


Рис . 9. – Геометричні параметри швеллера

Формула нормальних напружень від згину матиме наступний вигляд:

$$\sigma = \frac{M_x}{BH\delta}$$

## 2.2. Розрахунок швеллерної конструкції на стиск

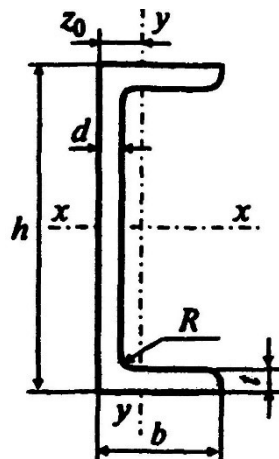


Рис .10. – Геометричні параметри швеллера

Формула нормальних напружень від стиск матиме наступний вигляд:

$$\sigma = \frac{P_y}{2(B + H)\delta}$$

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

### 2.3. Вибір конструктивно-силової схеми рами

Вибір конструктивно-силової схеми проектованої рами АДТ виробляється на основі попередніх побудови і аналізу. Для вибору найкращого варіанту необхідно, щоб конструкція відповідала переліку відповідних вимог, а саме, принципам і правилам раціонального конструювання в літакобудуванні.

Проаналізувавши можливі варіанти конструктивно-силових схем реалізації виконання конструкції рами АДТ, найбільш вигідним є швеллерна з додатковими боковими опорами та опорними балками під встановлення поворотного круга.

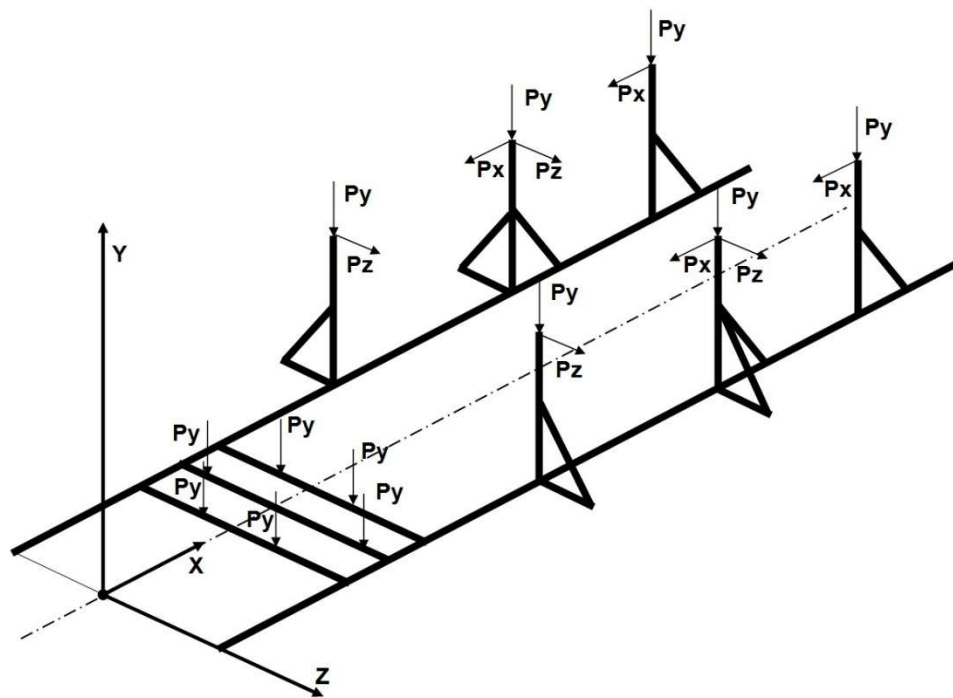


Рис . 11. – Конструктивно силова схема рами

Підп. і дата
Взам. інв. №
Інв. № дубл.
Підп. і дата
Інв. № подл

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

Стійки рами АДТ виготовлюються зі сталевих швеллерів ГОСТ 8240-97 серія П висотою в 200 мм.

Подошва рами – зі сталевих кутків ГОСТ 8509-93 висотою 100 мм.

В довжину подошва рами складає 9100 мм.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
						36
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		

## Висновок до другого розділу

У другому розділі були визначені основні геометричні параметри рами, опираючись на вхідні параметри та досліджено можливі варіанти конструктивно-силової схеми та методом аналізу обрану найвигіднішу

Найвигіднішим варіантом конструктивно-силової схеми стала саме швеллерна силова конструкція.

Інв. № подл	Підп. / дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. / дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
						37
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		





### 3.2. Розрахунок різьбових з'єднань

Використовуючи дані та формули з курсу «Деталі машин» розраховуємо з'єднання.

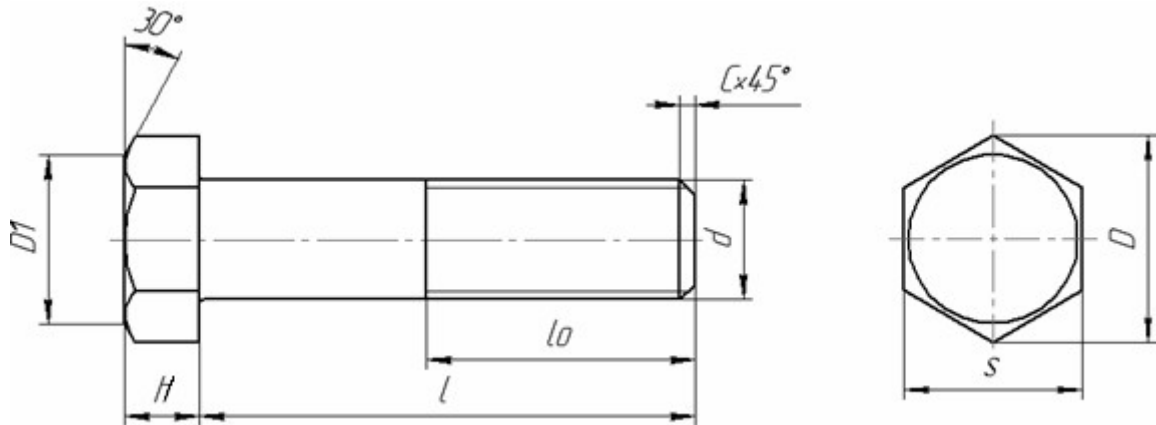


Рис . 12. – Параметри болту

Подошва рами АДТ складається з листів(пластин) сталі та кутків ГОСТ 8509-93 висотою 100 мм.

Шість вузлів з бетонною поверхнею.

Для з'єднання обираємо болти (ГОСТ 7798 – 70) діаметром 10 мм з шестигранною головкою, шайби (ГОСТ 11371 – 78).

Після установки листів металу та кутків, отвори дорізблюються. Встановлюються дюбеля, шайби, болти та підлягають остаточній зварці. З'єднання нерознімні.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата



#### 4. Визначення конструкції вузлів з'єднання опор рами з вузлами навіски АДТ.

Вузли навіски АДТ з'єднуються з рамою за допомогою шости регульованих опор-вузлів.

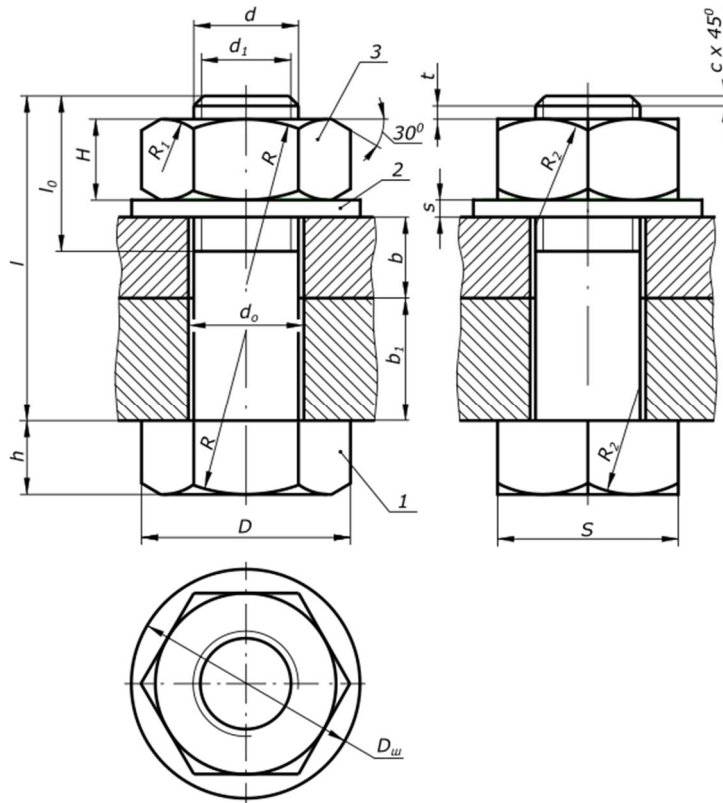


Рис . 13. – Різьбове з'єднання

Для цих вузлів ми також обираємо різьбове з'єднання з болтами (ГОСТ 7798 – 70) з діаметром 8 мм, шайбами (ГОСТ 11371 – 78), гайки ГОСТ (5915-70).

Такі з'єднання цілком задовольняють необхідність у щільній установці легких частин АДТ. Та зменшують ризики швидкого зносу з'єднань, що є необхідністю для точності вимірювань.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

## Висновок до четвертого розділу

У четвертому розділу було визначено конструкцію вузлів кріплення рами з навіскою АДТ.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
						42
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		

## 5. Визначення конструкції вузлу опори поворотного круга.

Опорні балки поворотного круга аеродинамічних вагів АДТ виконується з сталених швеллерів ГОСТ 8240-97 серія П висотою 200 мм.

Опорні кутки - виконуються зі сталевих кутків ГОСТ 8509-93 висотою 100 мм.

Кутки кріпляться на місці, до опорних балок за допомогою болтів М12 до фундаменту за допомогою шурупів з шестигранною головкою та дюбелів.

### Висновок до п'ятого розділу

У п'ятому було визначено конструкцію вузлу опори поворотного круга АДТ.

Інв. № подл	Підп. і дата	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 43
-----	-----	----------	-------	------	-----------------------	------------

## 6. Структура і параметри скінчено-елементної моделі силової конструкції

### 6.1. Послідовність формування СЕМ

Скінчено-елементна модель (СЕМ) формується в такій послідовності:

- 1) Описуються шари (для полегшення сприйняття).
- 2) Описуються властивості матеріалу (Сталь 3).
- 3) Описуються властивості скінчених елементів СЕ (пластини типу Plate і стрижні типу Circular Bar).
- 4) Описуються координати вузлів СЕМ (відповідно до креслень).
- 5) Описуються скінчені елементи.
- 6) Описуються граничні умови.
- 7) Описуються вузлові навантаження.

Для уточненої оцінки значень напружень розроблена скінчено-елементна модель (СЕМ), оскільки метод скінчених елементів (МСЕ) дозволяє оцінювати характер розподілу напружень. Крім того, МСЕ дозволяє оцінити величину деформацій.

### 6.2. Структура скінчено-елементної моделі швеллерної рами

Формування СЕМ відсіків швеллерних конструкцій, а саме шести колон та двох платформ з двома кутниками на кожній, а також розрахунок і аналіз напружено-деформованого стану здійснювалися за допомогою розрахункового програмного комплексу MSC.Nastran. При цьому призначення координат вузлів, а також вибір кінцевих елементів і завдання їх властивостей проводилися в інтерактивному режимі, з використанням стандартної бібліотеки кінцевих елементів

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

В/17212.10.00.00.00 ПЗ

Лист  
44

MSC.Nastran.

Як матеріал конструкції використаний Ст3, чії параметри наведені в таблиці 2.

Таблиця 2

Модуль пружності кГ/мм <sup>2</sup>	Модуль зсуву кГ/мм <sup>2</sup>	Коефіцієнт Пуассона	Питома вага кГ/м <sup>3</sup>
7200	2700	0.3	2700

З урахуванням розмірності, в яких задавалися параметри матеріалу, значення координат вузлів задаються в міліметрах, а величини силових факторів в кГ ("кілограмах–сили").

Швеллерні колони є основними силовими елементами вертикального набору конструкції. Вони працюють на розтяг, стиск. Тому для моделювання використовувалися кінцеві елементи типу "Plate", які сприймають розтягувальні, стискаючі навантаження, а також зсувні навантаження і згинальні моменти.

При завданні регульованих опор використовуються СЕ типу Circular Bar.

Структура СЕМ представлена на рисунку 9.

На рисунку 10 представлено додавання опорних балок поворотного круга.

Підп. і дата	Взам. інв. №	Інв. № дубл.	Підп. і дата	Інв. № подл.

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	В/17212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 45
-----	-----	----------	-------	------	------------------------	------------



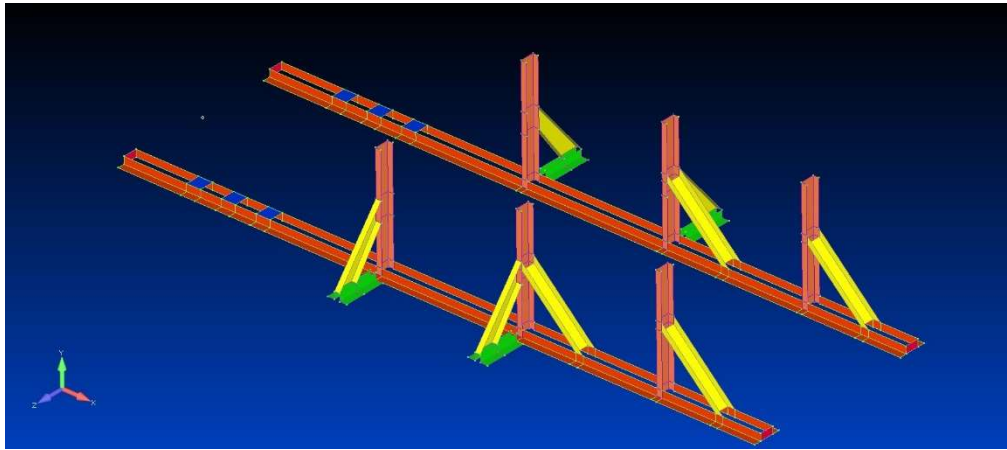


Рис. 14. Загальний вид СЕМ рами

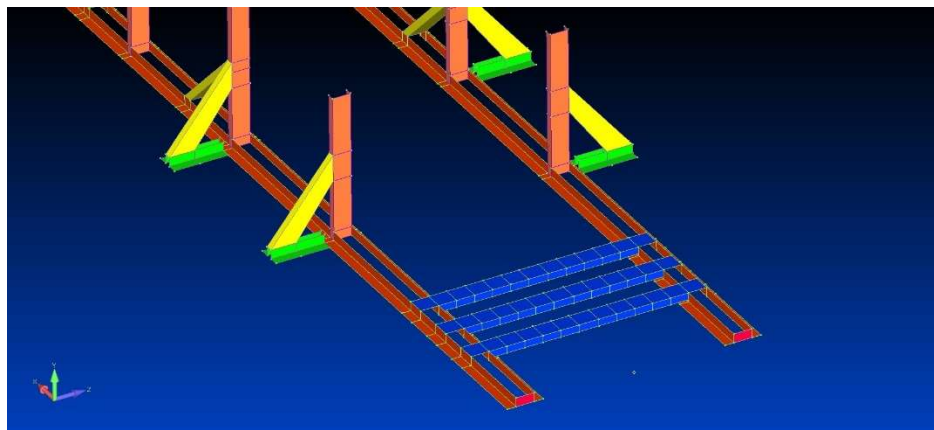


Рис. 15. Опорні балки поворотного кругу

### 6.3. Параметри кінцевих елементів

Значення умовних товщини плоских СЕ, що моделюють швеллер, дорівнюють  $T1 = 10$  мм.

Значення площі умовних перетинів стрижневих СЕ, що моделюють регульовані опори рами, рівні  $A = 100$  мм<sup>2</sup>.

### 6.4. Умови закріплення моделі.

Граничні умови задані для вузлів, що входять в структуру СЕМ, що моделюють вузли кріплення АДТ до рами, а саме шість опор та балки опори поворотного кругу (рис. 11).

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

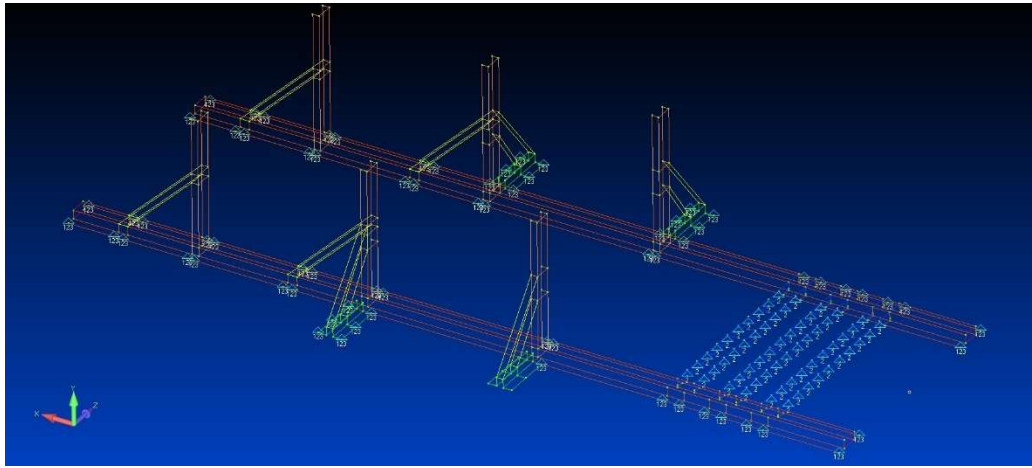


Рис. 16. Схема прикладання навантажень і граничних умов.

### 6.5. Умови навантаження

Навантаження задаються в вузлах моделей платформ і нижніх вузлах моделей колон. Значення вузлових навантажень для моделей платформ визначаються шляхом ділення ваги платформ на кількість вузлів в моделях платформ.

Крім того, верхні вузли моделей додатково навантажуються навантаженнями від ваги АДТ (600 кГ), поділений на кількість верхніх вузлів.

Значення вузлових навантажень для моделей колон платформ визначаються шляхом ділення ваги колон на кількість нижніх вузлів в моделях колон.

Ине. № подл	Підп. і дата	Ине. № дубл.	Взам. инв. №	Підп. і дата
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата

## Висновок до шостого розділу

У шостому створено скінчено – елементну модель силової конструкції, розглянуто її структуру та параметри. Розглянута послідовність створення скінчено – елементної моделі.

Також наведені параметри використаного матеріалу, а саме Сталі 3, в таблиці №2. Описані умови закріплення та навантаження моделі рами АДТ.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ

## 7. Аналіз результатів розрахунку напружено-деформованого стану

Результати розрахунку НДС рами АДТ по МСЕ представлені у вигляді епюр розподілу нормальних напружень в силових елементах конструкції.

### 7.1. Аналіз напружень у колонах та платформах рами

Результати розрахунку НДС колон та платформ рами представлені у вигляді епюр нормальних напружень на рис. 17 - 18 .

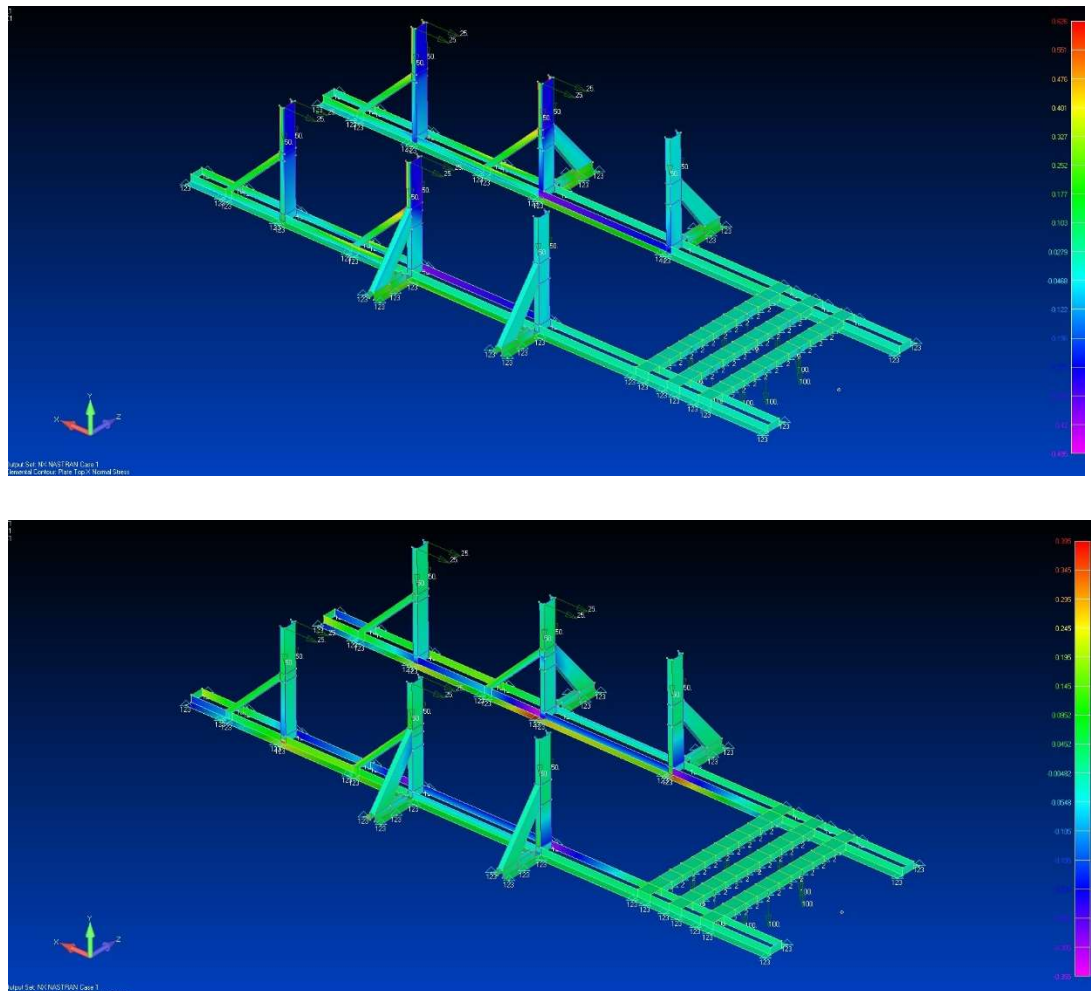


Рис. 17-18. Розрахункова епюра нормальних напружень

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

## Висновок до сьомого розділу

У сьомому проведеній аналіз результатів розрахунку напружено– деформованого стану кожного елемента рами навчальної АДТ.

Результати розрахунку НДС рами АДТ по МСЕ представлені у вигляді епюр розподілу нормальних напружень в силових елементах конструкції.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
						50
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		

## 8. Розробка конструкції вхідної частини

Згідно з аналізом типових аеродинамічних труб та на підставі технологічних міркувань, була обрана фермова конструкція вхідної частини, у якій всі аеродинамічні навантаження сприймають повздовжні та поперечні елементи силового набору.

Це зумовлює вибір різьбових з'єднань зі стійками рами, адже таке з'єднання цілком задовольняє необхідність у зносостійкості.

Внутрішня обшивка сприймає лише аеродинамічні навантаження в межах проміжків між елементами набору, які відразу передаються на елементи набору. Зовнішня обшивка має загальну захисну та декоративну функції.

Сборка рами виконується за допомогою різьбових з'єднань та зварювання. Підгонка отворів для кріплень здійснюється за місцем.

Інв. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ
					Лист 51

## 9. Вибір технології виготовлення рами

Стійки рами АДТ виготовлюються зі сталевих швеллерів (ГОСТ 8240-97 серія П) висотою 200 мм.

Продольна та задня дистанції для середньої та задньої стійок визначаються за місцем.

Підошви рами АДТ виконуються зі сталевих кутків (ГОСТ 8509-93) висотою 100 мм.

Опорна пластина (підшва рами) кріпиться до фундаменту за допомогою дюбелів, болтів (ГОСТ 7798–70), шайб (ГОСТ 11371–78).

Опорні балки поворотного круга аеродинамічних ваг виконуються зі сталевих швеллерів (ГОСТ 8240-97 серія П) висотою 200 мм, кутків (ГОСТ 8509–93) висотою 100 мм. Опорні кутки кріпляться за місцем. З'єднання різьбове М12 до опорних балок, до фундаменту за допомогою шурупів з шестигранною головкою та дюбелів.

Повздовжні підкоси кріпляться до стійки та повзуна за допомогою зварювання (ГОСТ 15164-78-У2-ШЕ-5). Повзун виконується зі сталевих швеллерів (ГОСТ 8240-97 серія П) висотою 200 мм. Повзун кріпиться за допомогою зварювання (ГОСТ 15164-78-У2-ШЕ-5).

Поперечні підкоси кріпляться до кутку за допомогою зварювання (ГОСТ 15164-78-У2-ШЕ-5) Куток кріпиться безпосередньо до фундамену за допомогою шурупів та дюбелів. Отвори М8 різьбляться за місцем.

Підп. і дата	
Взам. інв. №	
Інв. № дубл.	
Підп. і дата	
Інв. № подл	

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата
-----	-----	----------	-------	------

ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ

Лист

52

## Висновок

Темою даної дипломної роботи була рама для навчальної аеродинамічної труби. Було висунуто перелік необхідних умов, які необхідно було досягти.

Першим пунктом ДР був огляд аналогів рам і аеродинамічних труб в загальному, на основі якого були взяті основні геометричні параметри. Вибір конструктивно – силової схеми конструкції рами аеродинамічних ваг один із найважливіших кроків, адже від цього залежить подальший розвиток теми.

На основі цієї інформації була побудована СЕМ рами за допомогою САЕ-комплексу FEMAP фірми Siemens, яку продовжив розраховувати в тій жепрограмі. Було виконане навантаження рами та отримання НДС. Отримані результати були використанні під час аналізу. Також детально розглянуто конструкції як рами в цілому так і окремих її елементів. Проведене ознайомлення з видами з'єднання елементів між собою, а саме зваркою та необхідними параметрами для її успішної реалізації.

Інв. № подп	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата

Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист 53
-----	-----	----------	-------	------	-----------------------	------------



## Список використаних джерел

1. Рябинин А.Н. Аэродинамические трубы малых скоростей: Учеб. пособие / А.Н Рябинин - СПб.2017.
2. Аэродинамические трубы дозвуковых и сверхзвуковых А99 скоростей: Методическое пособие / В.Т. Калугин, А.Ю. Луценко, Е.Г. Столярова, А.И. Хлупнов. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.
3. Пэнкхёрст Р. Холдер Д. Техника эксперимента в аэродинамических трубах. М., 1955.
4. Горлин С. М., Слезингер И. И. Аэромеханические измерения. Методы и приборы. М., 1964.
5. Поуп А., Гойн К. Аэродинамические трубы больших скоростей. М., 1968.
6. Основные данные иностранных аэродинамических труб и газодинамических установок. М., 1968.
7. Клименко Ф.Э., Барабаш В.М. Металеві конструкції.- Львів, 1994.-279с.
8. Марочник сталей и сплавов / Под ред.. А.С.Зубченко.-М.: Машиностроение, 2001.-672с.

[Электронный ресурс] <http://www.airwar.ru/>

Инд. № подл	Підп. і дата	Інв. № дубл.	Взам. інв. №	Підп. і дата	ВЛ7212.10.00.00.00 ПЗ	Лист
Літ	Зм.	№ докум.	Підп.	Дата		54