

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ Ю.В. Грищенко
«___» _____ 2022 р.

**ДИПЛОМНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)**

**ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ
МАГІСТРА
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»**

**Тема: «Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) для
БЛА»**

Виконавець: Лобзов Костянтин Андрійович

Керівник: Землянський Володимир Михайлович

Консультанти з окремих розділів пояснювальної записки: Кожохіна
Олена Володимирівна

Нормоконтролер:

В.В.Левківський

(підпис)

(П.І.Б)

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Грищенко Ю.В.

(підпис)

(П.І.Б.)

« ____ » _____ 2022р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи
Лобзова Костянтина Андрійовича

1. Тема дипломної роботи: «Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) для БЛА», затверджена наказом ректора від « ____ » 2022р. №/ст .

2. Термін виконання роботи: з _____ по _____

3. Вихідні дані до роботи: багатохвильові лазерні доплерівські анемометри

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):
Аналіз відповідної науково-технічного та патентної інформації стосовно стану, перспектив розвитку вимірювачів повітряних та газових потоків. Аналіз лазерного доплерівського анемометра для вимірювання реальної швидкості повітря, кута бокового ковзання на борту ЛА. Розробка Багатохвильового лазерного доплерівського анемометра. Охорона праці. Охорона навколишнього середовища.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу (з точним визначенням обов'язкових рисунків, діаграм, таблиць тощо).

Таблиця вимірювання повітряних та газових потоків, схема багатохвильового лазерного доплерівського анемометра.

6 . Календарний план-графік

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Аналіз відповідної науково-технічного та патентної інформації стосовно стану, перспектив розвитку вимірювачів повітряних та газових потоків		
2.	Аналіз лазерного доплерівського анемометра для вимірювання реальної швидкості повітря, кута бокового ковзання на борту ЛА.		
3.	Розробка Багатохвильового лазерного доплерівського анемометра		
4.	Охорона праці		
5.	Охорона навколишнього середовища		
6.	Підготовка графічного матеріалу		
7.	Оформлення пояснювальної записки		
8.	Подання на кафедру. Усунення недоліків оформлення пояснювальної записки		
9.	Складання доповіді та презентації		

7. Консультанти з окремих розділів

Розділ	Консультант (посада, П.І.Б.)	Дата, підпис	
		Завдання видав	Завдання прийняв
Охорона праці			
Охорона навколишнього середовища			

8. Дата видачі завдання: «___» _____ 2022р.

Керівник дипломної роботи _____ Землянський В. М.
(підпис керівника)

Завдання прийняв до виконання _____ Лобзоа К.А.

РЕФЕРАТ

Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (БЛДА) відноситься до вимірювальної техніки може бути використаний для вимірювання гіперзвукових швидкостей. БЛДА заснований на зондуванні потоку $2n$ -числом паралельних лазерних пучків, відповідних довжин хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$. Геометрія багатохвильового зондування обрана такою, що на виході фотоприймача формується n -число доплерівських сигналів, які мають однакові частоти і фази. БЛДА складається з n -числа лазерів на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$, пристрої тимчасових затримок, частотозсувних пристроїв, датчика і приймального блоку. БЛДА забезпечує досягнення високого відношення сигнал/шум при прийомі розсіяного назад випромінювання. 1 н.п. ф-ли. 1 іл.

ЗМІСТ

Список скорочень.

Вступ

РОЗДІЛ 1. Аналіз відповідної науково-технічного та патентної інформації стосовно стану, перспектив розвитку вимірювачів повітряних та газових потоків..... 10

1.1. Дистанційні методи виміру поривів атмосферного вітру 10

1.2. Кореляційне вимірювання повітряних та газових потоків11

1.3 Вимірювання та оцінка вітру за допомогою малих безпілотних літальних апаратів із використанням бортових акустичних анемометрів.....16

1.4 Доплерівські лазерні методи вимірювання повітряних та газових потоків..23

РОЗДІЛ 2. Аналіз лазерного доплерівського анемометра для вимірювання реальної швидкості повітря, кута бокового ковзання на борту ЛА.....27

2.1. Функціональне представлення ЛДА

2.2 Проектування та виготовлення ЛДА.....

2.3. Опис льотних випробувань ЛДА.....

2.4. Опис обробки сигналу ЛДА

2.5. Монтаж і налаштування бортового ЛДА.....

2.6. Результати льотних випробувань ЛДА

2.7. Висновки розділу.....

РОЗДІЛ 3. Розробка Багатохвильового лазерного доплерівського анемометра

3.1. Опис та розрахунки БЛДА

3.2. Формула винаходу

РОЗДІЛ 4. Охорона праці.....

4.1. Аналіз умов праці на робочому місці інженера-дослідника.....

4.1.1. Організація робочого місця інженера-дослідника.....

4.2. Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників.....

4.3. Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників, що діють на робочому місці інженера-дослідника.....	
4.3.1. Недостатність штучного освітлення.....	
4.3.2. Мікроклімат робочої зони інженера-дослідника.....	
4.3.3. Напруженість праці за інтелектуальним показником.....	
4.4. Розробка заходів з охорони праці.....	
4.5. Пожежна безпека.....	
4.6. Розрахункова частина. Перевірочний розрахунок штучного освітлення....	
РОЗДІЛ 5. Охорона навколишнього середовища.....	
5.1. Вплив авіації на приземні шари атмосфери.....	
5.2. Методи і засоби зменшення негативного впливу повітряних суден на атмосферу.....	

Висновки

Список використаних джерел

СПИСОК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ:

- ЛДА – Лазерний допліревський анемометр;
- КБ – конструкторське бюро;
- ЛА – літальний апарат;
- ПЗ – програмне забезпечення;
- БЛДА – Багатохвильовий лазерний допліревський анемометр;
- ПС – повітряне судно;
- PTV - Particle Trek Velocimetry;
- ЧКХ – частотно-контрастна характеристика;
- PIV - Particle Image Velocimetry;
- ЛА – літальний апарат;
- НС – навігаційна система;
- СК – система координат;
- СНС – супутникова навігаційна система;

ВСТУП

Актуальність вивчення та розробки багатохвильового лазерного доплерівського анемометра пов'язана з наступним використанням таких приладів для безпілотних літальних апаратів, для більш точного вимірювання повітряних та газових потоків на гіперзвукових швидкостях у тому числі і у льотних випробуваннях.

Останнім часом гіперзвукові ЛА у багатьох країнах світу проходить випробування, у тому числі й льотні випробування. При діагностиці гіперзвукових потоків за допомогою ЛДА необхідно забезпечити високий просторовий дозвіл зони вимірювання, що створюється перетином двох фокусованих когерентних лазерних пучків.

Однією з головних переваг датчика є те, що він дозволяє точно вимірювати справжню швидкість повітря, не враховуючи аеродинамічних збурень, і може значно знизити вартість процедур сертифікації.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ ВІДПОВІДНОЇ НАУКОВО-ТЕХНІЧНОГО ТА ПАТЕНТНОЇ ІНФОРМАЦІЇ СТОСОВНО СТАНУ, ПЕРСПЕКТИВ РОЗВИТКУ ВИМІРЮВАЧІВ ПОВІТРЯНИХ ТА ГАЗОВИХ ПОТОКІВ

1.1 Дистанційні методи виміру поривів атмосферного вітру

Для дистанційного вимірювання вітру на сьогоднішній день існують численні методи та апаратура (радіолокаційна, акустична, лазерна) [1].

Однак для багатьох практичних завдань (наприклад, забезпечення зльоту та посадки літаків особливо в складних умовах) необхідна інформація про пориви вітру. Тому завдання створення дистанційної системи виміру миттєвої швидкості та напрямки вітру є актуальною. Найбільше застосування на сьогоднішній день отримали дистанційні радіолокаційні методи виміру вітру. Однак їх використання має обмеження.

Кафедра авіоніки							
Виконав	Лобзов К.А.			Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) для БЛА	Літ.	Арк.	Акрушів
Керівник	Землянський В. М.						
Консульт.					10		
Н-контр.	Левківський В.В.				173 «Авіоніка»		
Зав. каф.	Грищенко Ю.В.						

Радіолокаційні станції, що працюють на довжинах хвиль 10. . . 30 см, можуть забезпечити отримання радіолокаційних сигналів і відсутність гідро метеорів за флуктуаціями коефіцієнта заломлення в оптично чистому повітря. Велика довжина хвилі випромінювання вимагає використання в цьому випадку великих антен. Однак навіть за наявності великих антен перешкоди від земної поверхні через бічні пелюстки діаграми спрямованості приводять у такій системі до великих помилок вимірювання швидкості вітру при малих кутах підйому антени [2]. Ці помилки дуже суттєві, особливо, якщо врахувати, що в доплерівських радіолокаторах для відновлення повного вектора швидкості вітру необхідно проводити просторове сканування. І в той же час майже неможливе використання на БЛА.

Акустичні методи також мають обмеження: акустичні системи вимагають низького рівня акустичних шумів (тому використання такої апаратури, наприклад, на беспилотниках, часто неможливо) [1]. Для багатьох практичних додатків найбільш перспективними дистанційними методами вимірювання вітру є лазерні (особливо з точки зору мінімізації масо-габаритних характеристик апаратури та енергоспоживання). Лазерні методи вільні від багатьох недоліків, властивих іншим дистанційним методам.

Швидкість вітру може бути виміряна лазерними локаторами (лідарами), що використовують як доплерівські, так і кореляційні методи.

Доплерівські лазерні методи (як і доплерівські методи в радіодіапазоні) засновані на використанні доплерівського зміщення частоти лазерного випромінювання, розсіяного відбивниками, що рухаються в атмосфері.

Для порівняння розглянемо всі перераховані методи вимірювання повітряних потоків.

1.2 Кореляційне вимірювання повітряних та газових потоків

В основі лазерних кореляційних методів вимірювання швидкості атмосферного вітру лежить припущення про повне захоплення аерозольних частинок вітровим потоком та гіпотеза "замороженості турбулентності", згідно з якою просторові неоднорідності, зумовлені турбулентністю, переносяться від точки до точки практично без змін.

Лазерні кореляційні методи можуть забезпечити дистанційний вимір миттєвої швидкості вітру, її окремих компонентів (поперечної по відношенню до оптичної осі лідара і поздовжньої) та напрямки вітру при використанні малої вимірювальної бази. Однак визначення модуля та напрямки миттєвої швидкості вітру потребує складних методів вимірювання (що використовують багатопроменеві схеми або сканування лазерного променя та потребують запам'ятовування великих обсягів даних) та складних алгоритмів обробки даних вимірів. Набагато простіше виміряти наближене значення миттєвої швидкості та напрямки вітру. Це можна зробити без використання багатопроменевих схем і запам'ятовування великих обсягів даних.

Далі наведено опис простого методу (який використовує один лазерний пучок без просторового сканування), який можна застосувати для наближеного виміру миттєвої швидкості та напрямку вітру (Пориви вітру).

Метод ґрунтується на реєстрації просторових реалізацій сигналів зворотного розсіювання атмосфери, проте не є ні доплерівським, ні кореляційним. Метод наближеного виміру миттєвої швидкості та напрямку вітру заснований на аналізі переміщення (обумовленого вітром) випадкової структури аерозольних утворень в атмосфері, що сталася за 2. . . 5 с.

Подібною інформацією для описуваного лазерного методу оцінки миттєвої швидкості та напрямки вітру (оцінки поривів вітру) є тимчасові реалізації лазерних сигналів, отримані для кожного зондуючого імпульсу. Ці реалізації використовуються для отримання просторових реалізацій (залежно від відстаней від лідара) об'ємного коефіцієнта зворотного аерозольного розсіювання атмосфери вздовж траси зондування [3] (відстань від лідара визначається за

часом затримки лазерного імпульсу). Вузкий лазерний пучок і короткі зондувальні імпульси дозволяють досить точно локалізувати об'єми атмосфери, що розсіюють, і описати просторовий розподіл об'ємного коефіцієнта зворотного аерозольного розсіювання атмосфери.

На рис. 1 показана геометрична схема вимірювань лідара для отримання оцінки миттєвої швидкості та напрямки вітру.



Рис. 1. Схема вимірювання

Однопроменевий лідар зондує атмосферу короткими зондуючими імпульсами. Лазерні імпульси розсіюються на атмосферному аерозолі (в усіх напрямках, у тому числі й у напрямку назад на лідар) і надходять у приймальну систему лідара.

У наближенні одноразового розсіювання потужність $P(L)$ лідарного сигналу (назад розсіяного атмосферним аерозолем лазерного сигналу) визначається наступним виразом [3]:

$$P(L) = K_t K_r c \tau_{\text{ш}} S_r \beta(L) b(\pi) T(L) P_0 G(L) / 2L^2, \quad (1)$$

де

K_t , K_r - коефіцієнти пропускання передавальної та приймальної (разом з інтерференційним фільтром оптичних систем;

c - швидкість світла;

τ_n - тривалість лазерного імпульсу;

S_r - площа приймального об'єктиву;

$\beta(L)$ - об'ємний коефіцієнт аерозольного розсіювання;

$b(\pi)$ - індикатриса зворотного розсіювання;

$\beta(L)b(\pi)$ - об'ємний коефіцієнт зворотного аерозольного розсіювання;

P_0 - потужність лазерного джерела випромінювання;

L - відстань до об'єму атмосфери, що розсіює, пов'язане з часом затримки t приходу ехо-імпульсу на приймач лідара відношенням $t = 2L/c$

$G(L)$ - геометрична функція лідара (що враховує часткове перекриття лазерного пучка полем зору приймальної оптичної системи у разі біаксіальної оптичної системи лідара).

З формули (1) випливає, що при невеликих відстанях, коли коефіцієнт пропускання атмосфери $T \sim 1$, потужність назад розсіяного лазерного сигналу прямо пропорційна об'ємному коефіцієнту зворотного аерозольного розсіювання. Тому аналіз флуктуацій потужності назад розсіяного лазерного сигналу дозволяє визначати характеристики флуктуацій поля об'ємного коефіцієнта зворотного аерозольного розсіювання атмосфери $\beta(L)b(\pi)$ та вимірювати переміщення цього поля (тобто проводити вимірювання швидкості та напрямки вітру).

Кінцевим результатом обробки сигналів була відносна величина - коефіцієнт варіації флуктуацій об'ємного коефіцієнта зворотного розсіювання $\frac{\tilde{\beta}(L)}{\bar{\beta}(L)}$. Оцінка

$\frac{\tilde{\beta}(L)}{\bar{\beta}(L)}$ проводилася за формулою

$$\frac{\tilde{\beta}(L)}{\bar{\beta}(L)} = \frac{\beta(L) - \bar{\beta}(L)}{\bar{\beta}(L)} \approx \frac{P(L) - \bar{P}(L)}{\bar{P}(L)},$$

де

$\tilde{\beta}(L)$ - середнє значення об'ємного коефіцієнта зворотного розсіювання (вважалося, що воно пов'язане лінійною залежністю із середнім (за ансамблю реалізацій сигналу, що приймається) значенням потужності $\bar{P}(L)$ сигналу зворотного розсіювання);

$\tilde{\beta}(L)$ - - Реалізація флуктуацій об'ємного коефіцієнта зворотного розсіювання (вважалося, що реалізація $\beta(L)$ об'ємного коефіцієнта зворотного розсіювання пов'язана лінійною залежністю з реалізацією прийнятої потужності $P(L)$ сигналу зворотного розсіювання).

Для перевірки описаного методу проводилося математичне моделювання та обробка експериментально отриманих даних. Для математичного моделювання був використаний комплекс програм, що імітує роботу лідача. Комплекс програм включає в себе блок моделювання двовимірних полів аерозольних неоднорідностей, блок моделювання переміщення полів аерозольних неоднорідностей під дією середньої швидкості вітру, блок розрахунку прийнятих сигналів від зондованих обсягів атмосфери за наявності шуму вимірювання та блок обробки сигналів, що реалізує описаний метод вимірювання миттєвої швидкості вітру. При математичному моделюванні не розглядалися флуктуації швидкості вітру, тобто. під час всього вимірювання (5 с) швидкість та напрям вітру вважалися постійними. Вважалося, що неоднорідності переносяться в атмосфері під дією вітру, не змінюючись.

Основний обсяг обчислень та, відповідно, часу моделювання

займає етап моделювання двовимірних полів коефіцієнта об'ємного

розсіювання, тому в роботі використовувалися два методи моделювання двох

мірних полів: метод канонічного розкладання в ряд Фур'є (спектральний

метод) та метод формуючого фільтра [4]. Якщо значення дискретного

двовимірного поля незначно змінюється від точки до точки, то раціональніше використовувати спектральний метод, якщо значно — то метод формуючого фільтра.

1.3 Вимірювання та оцінка вітру за допомогою малих безпілотних літальних апаратів із використанням бортових акустичних анемометрів.

Методи оцінки вітру з роками стали більш складними, щоб покращити навігацію та контроль літаків. Деякі приклади включають експоненціальні стабільні нелінійні спостерігачі, фільтри Калмана з дискретним часом, фільтри сигма-точок (UKF) або оцінювач рухомого горизонту. Потім ці техніки оскаржуються або підтверджено за допомогою моделювання та іноді порівнюється з даними метеостанції шляхом екстраполяції землі. Звичайно, точність цих екстраполяцій залежить від стабільності атмосфери, а також від висоти вимірювань метеостанції. Це може створити проблеми, якщо вам потрібні точні вимірювання вітру в певному місці, особливо коли дані будуть використовуватися для моделювання або прогнозування таких подій як у вимірюваннях потоку за допомогою техніки.

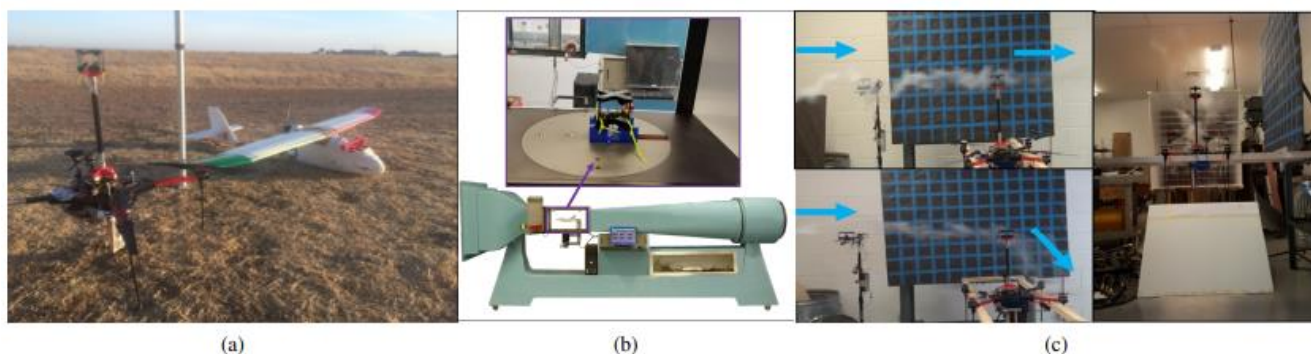


Рис 1.2 (а) Платформи з вбудованим анемометром (б) Показує місце встановлення всередині аеродинамічної труби (с) Експериментальна установка для визначення зсуву вітру під контрольованими умовами

1.3.1 Анемометр Trisonica-Mini від Anemoment

Trisonica-Mini від Anemoment є одним з найлегших (50 г) ультразвукові анемометри на ринку. Воно здатне вимірювання швидкості вітру із заявленою точністю $\pm 0,1$ м/с для швидкості вітру до 15 м/с і роздільної здатності 0,1 м/с.

Крім того, він вимірює напрям вітру в горизонталі площини (N,E) від 0-360° і вертикальної площини (D) між ними $\pm 30^\circ$ обидва з точністю $\pm 1,0^\circ$ при роздільній здатності $1,0^\circ$. Це датчик вітру також може забезпечувати вимірювання температури, вологості, тиску, нахилу та компаса (точність курсу $\pm 5,0^\circ$). Ця технологія використовує принцип часу польоту яка змінюється залежно від швидкості повітря.



Рис 1.3 Найменший і найлегший у світі 3D ультразвуковий анемометр Trisonica-Mini від Anemoment

1.3.2 Анемометр FT742 SM від FT Technologies

FT742 SM (поверхневого монтажу) від FT Technologies — це акустичний резонансний анемометр підвищеної міцності. Він здатний вимірювати швидкість вітру від 0 до 75 м/с із заявленою точністю $\pm 0,3$ м/с для швидкості вітру до 16 м/с. Роздільна здатність цього вимірювання становить близько 0,1 м/с. Напрямок вітру можна виміряти з роздільною здатністю 1° і точністю 4° RMS. Він також має магнітометр із точністю 5° RMS. Принцип акустичного резонансу в цьому датчику автоматично компенсує коливання температури, тиску та вологості.



Рис 1.4 Анемометр FT742 SM (поверхневого монтажу) від FT Technologies

1.3.3 Розміщення датчиків

Наступні експерименти намагаються перевірити неоптимальне розміщення датчика вітру на борту беспілотника з нерухомим крилом. Для початку поміщали Trisonica-Mini та FT742SM у аеротрубу, щоб перевірити точність і стандартне відхилення. Потім перевірялось три різних TrisonicaMini і один FT742SM на восьми різних швидкостях кожен протягом 1 хвилини. Результати Aerolab EWT (рис. 1.5 (a) і (b)) показали стандартне відхилення від 0,1 до 0,3 м/с і в одному випадку високу дисперсію та помилку в Trisonica, позначеному T2. FT742SM мав загальну найнижчу похибку та стандартне відхилення. Щоб пристосуватись до беспілотника, щоб дослідити вплив промивання реквізиту на Trisonica. Ми припускаємо, що вплив промивання опори на датчик є функцією швидкості двигуна. Налаштування виглядає наступним чином: Trisonica (T1) фіксується на борту беспілотника, тоді як (T3) розміщується в місці, де вплив реквізиту є незначним. Розміщення (T1) базувалося на попередніх експериментах. Це було виявлено за допомогою димогенератора, з подовженої насадки. Висновок цього, що якщо пара залишається незбуреною після виходу з сопла, то поля вітру, створюваного 4 обертовими пропелерами, практично не існує. Через симетрію Trisonica було розміщено в центрі платформи на довільній висоті 39 см. Під вихлопом було додано простий механізм перенаправлення

повітря, щоб запобігти рециркуляції, викидаючи вихлопні гази вниз за потоком повітря LCWT. Анемометри були розташовані так, щоб індикатор півночі вказував на LCWT. Для простоти ми вирішили знехтувати креном і тангажем, враховуючи, що операції зазвичай виконуються рівно з неагресивними рухами. Крім того, Hover1 виконує утримання положення/висоти на $\approx 50\%$ - 60% газу. Тести збирали дані з частотою дискретизації 10 Гц.

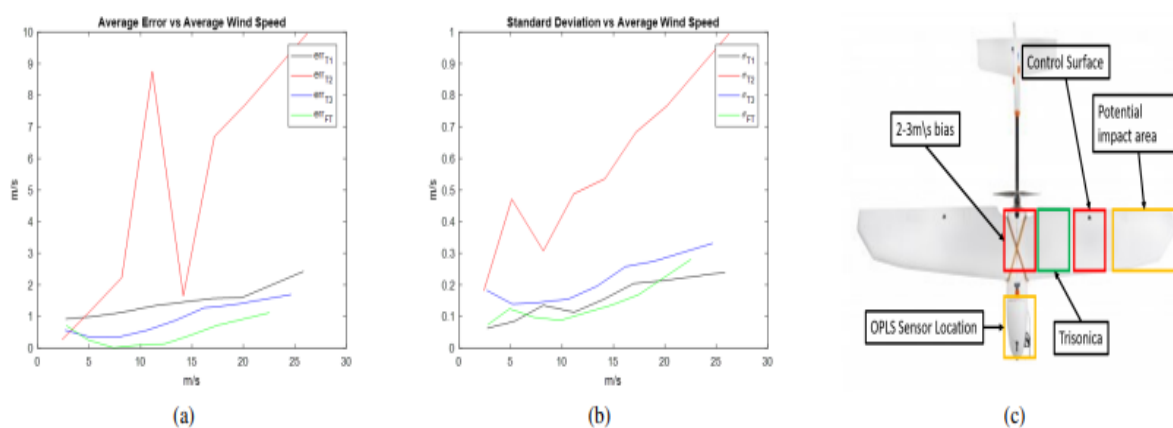


рис. 1.5 Результати аеротруби для трьох різних анемометрів Trisonica та одного FT742M (а) стандартне відхилення (б) помилка (с) неоптимальне розміщення датчика на бортовій платформі беспілотника

Результати LCWT показують шумні вимірювання швидкості та напрямку вітру через турбулентність. Це можна побачити на рис. 1.6, де напрямок вітру в обох датчиках (включаючи контроль) показує стандартні відхилення $\pm\sigma \approx 5^\circ$. Для середніх значень векторів N, E та D у різних положеннях дросельної заслонки використовується проста лінійна регресія. Середня швидкість вітру, зафіксована в напрямку N, становить $\sim 3,37 \pm 0,407$ м/с. Незважаючи на те, що ці значення входять до діапазону LCWT, лінія найкращого підходу, показує невелике збільшення вимірювань як для контрольного, так і для бортового вимірювання. Збільшення зі швидкістю 0,23% на одиницю вхідної дросельної заслінки. З рис. 1.7 (б) швидкість в напрямку E близька до нуля. Це пояснюється тим, що він

спрямований перпендикулярно до вітру, і повітря, що циркулює з підлоги назад на датчик, не відбувається. На рис. 1.7 (с) показано відносно невеликий нахил для бортового вимірювання. Це вказує на те, що вимірювання вітру лише незначно змінюються від опору вгору-вниз. За допомогою ітераційного тестування можна вибрати оптимальне розташування, яке врівноважує висоту датчика і зберігаючи стабільність літака, оскільки конфігурація аналогічна перевернутому маятнику.

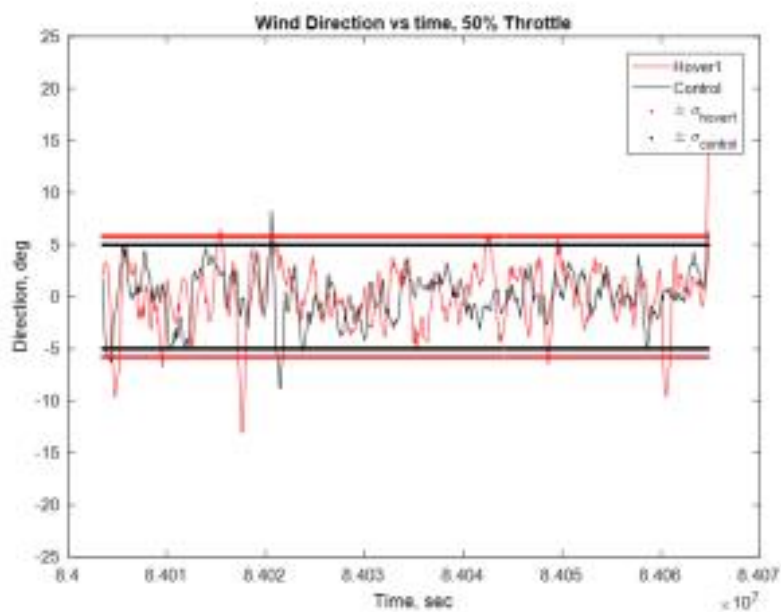
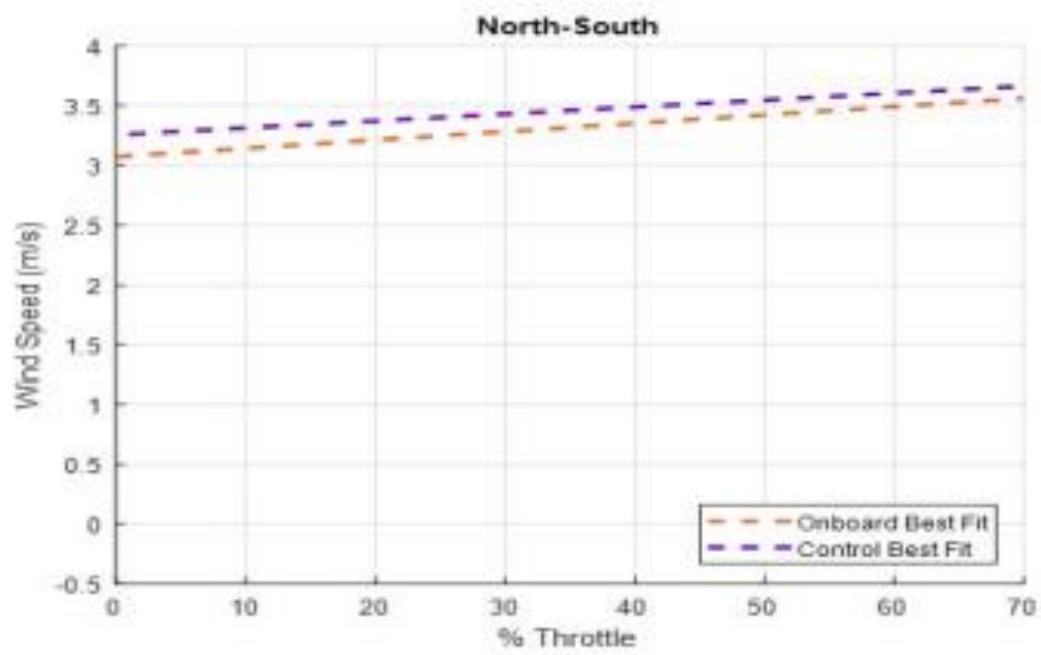
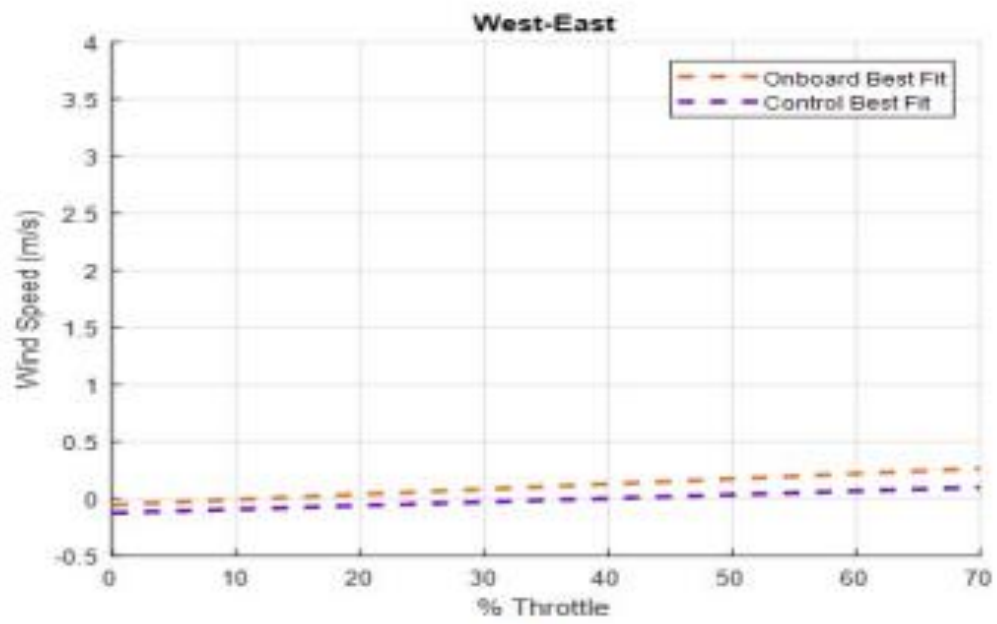


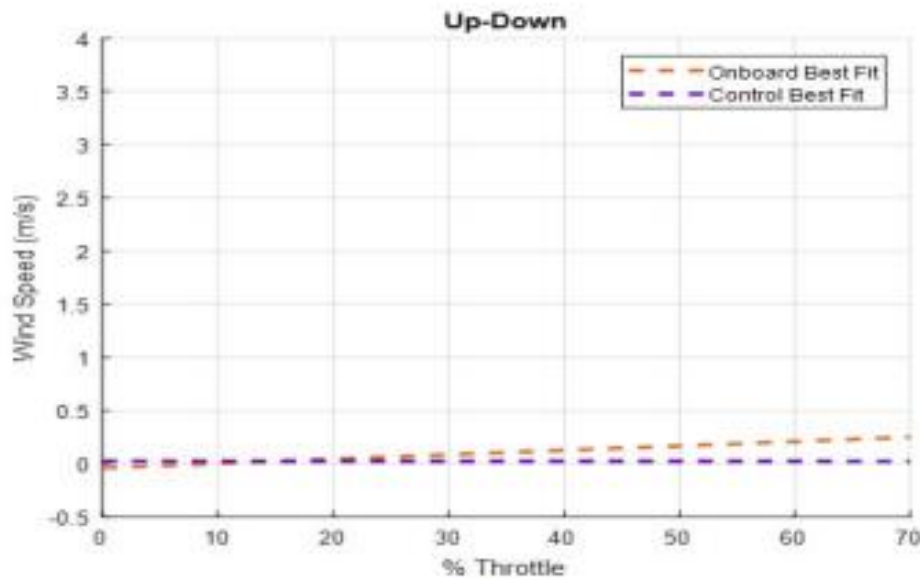
рис. 1.6 Вимірювання напрямку вітру Trisonica в умовах експлуатації в LCWT



(a)



(b)



(c)

рис. 1.7 Порівняння бортових і контрольних вимірювань у (b) N напрямку (c) E (d) D напрямку.

У цьому пункті були порівняті анемометри FT742-SM і Trisonica Mini в аеротрубі на точність, було показано, що ефект розмивання опори може бути незначним для вимірювань на бортових платформах VTOL на швидкості 3,4 м/м. і протестуваній анемометри Trisonica Mini на борту двох безпілотних літальних апаратів (VTOL і літака) на відповідність їх відповідним методам оцінки. Можна зробити висновок, що можна виміряти та оцінити на борту, коли кути тангажу та крену малі. Помітно, що аеротруба має шумні вимірювання залежно від аеродинаміки бокового вітру.

1.4 Доплерівські лазерні методи вимірювання повітряних та газових потоків

Лазерна доплерівська анемометрія (ЛДА) – локальний метод виявлення напрямку та швидкості частинок. У класичній побудові ЛДА полягає в наступному: 2 когерентні монохроматичні пучки перетинаються в області, що цікавить нас. Як правило, один пучок поділяється на два, завдяки чому зберігається когерентність випромінювання. Лазерні промені перетинаються в перетяжках, де утворюється набір прямих інтерференційних смуг. Фотоприймач фіксує розсіяне від

частинки, що рухається, випромінювання, після чого розраховується доплерівський зсув частоти, і як наслідок, швидкість частки, що пролітає [5].

ЛДА знаходить застосування в різних дослідженнях достатньо давно. Таким методом досліджувалося поле швидкостей у циліндрі двигуна внутрішнього згоряння [6] для визначення середньої швидкості потоку, ступеня турбулентності та характеру пульсацій, що дає можливість змоделювати газодинамічні течії при проектуванні конструкції двигунів, тим самим підвищивши їхню економічність. Аеродинамічна труба дає можливість вивчати дозвукові та надзвукові профілі лопаток газових турбін. Здійснення роботи установки вимагає ретельної підготовки повітря для створення рівномірного тиску на вході та необхідного кута натікання на об'єкт, а також для забезпечення необхідної товщини граничного шару в каналах між лопатками.

Найпоширеніший об'ємний налаштування ЛДА показано на рис. 1.1. Кожна пара лазерів пучки, як правило, з кольорами фіолетовий (455 нм), синій (488 нм) і зелений (514,4 нм) забезпечують один компонент з тієї самої точки, що збігається. Трійка потім компоненти перетворюються в тривимірні дані про швидкість. Ця конфігурація покладається на зворотне розсіяне світло для доплерівського сигналу і, отже, кожного зонд містить як передавальну, так і

приймальну оптику. Також потрібен траверс для перекладу зондів на необхідні точки вимірювання в потоці.

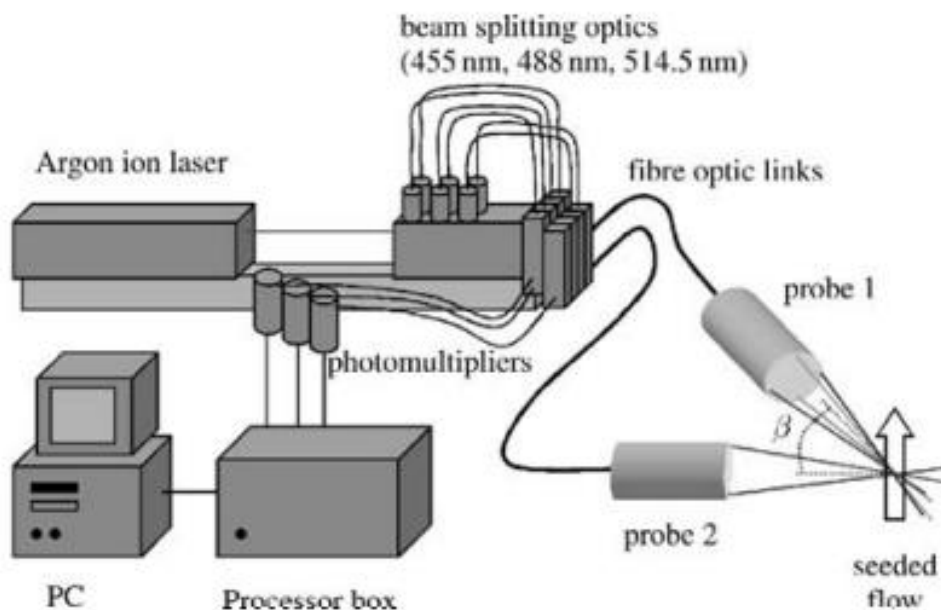


Рис. 1.1 Принципова схема системи 3D ЛДА

У ряді параметрів багатофазних потоків критично важливими є локальні швидкості газової та дисперсної фаз в умовах швидкісної нерівноважності, особливо вираженої в градієнтних потоках з стрибками газодинамічних параметрів. Очевидно, що для таких традиційних інструментів, як трубка Піто і термоанемометр, вимірювання швидкості в багатофазних середовищах є нерозв'язним завданням. Не підходить також і метод PIV (Particle Image Velocimetry) через його чутливість до розмірів трасерів, які повинні становити $\sim 10\text{--}50$ мкм, та обмежень концентрації дисперсної фази. У меншою мірою це стосується методу PTV (Particle Trek Velocimetry), але й для нього існує обмеження концентрації крапель. Таким чином виявляється, що лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) - це безальтернативний метод для дослідження багатофазних течій. Дійсно, доплерівська анемометрія понад 50 років застосовується в техніці та науці, зокрема, в аерофізичних експериментах для діагностики течій рідини, газових і багатофазних потоків, полум'ян і плазми в

каналах, соплах і відкритих струменях. На основі оптичного ефекту Доплера — зсуву частоти світла, розсіяного на об'єкті, що рухається, — створено велику кількість схем, і, незважаючи на відмінності принципів вимірювання зсуву частоти розсіяного світла, їх загальними перевагами є безконтактність і висока просторова локалізація вимірів. Для реєстрації зсуву частоти використовуються два підходи. До першого відносяться гетеродинні методи - оптичний аналог вимірювання частоти в електроніці, до другого - прямий спектральний аналіз (спектральні ЛДА). В основі гетеродинних схем лежить змішання двох променів з різними частотами. Залежно від способу змішування виникає або биття інтенсивності світла в точці, або просторова модуляція інтенсивності. Їм відповідають два описані нижче способи реалізації гетеродинного принципу. 1. Вихідний лазерний промінь поділяється на опорний (гетеродин) та зондуєчий. Розсіяне на об'єкті світло зондуєчого променя та гетеродин співвісно фокусується на фотоприймачі. При русі об'єкта на фотоприймачі виникає биття інтенсивності з різницею частот променів, тобто. з частотою доплерівського зсуву, биття перетворюється на електричний сигнал і аналізується засобами електроніки. Лазерний промінь поділяється на два рівні промені. Вони фокусується в точці виміру, де виникає просторова модуляція інтенсивності - інтерференційна решітка. Частинки, перетинаючи її, розсіюють світло з модульованою інтенсивністю, а частота модуляції дорівнює доплерівському зсуву. Розсіяне світло реєструється фотоприймачем, а за частотою модуляції його сигналу визначається доплерівський зсув і швидкість об'єкта. Ця так звана «диференціальна» схема найбільш популярна у приладобудівників через простоту в частині оптики та перспективи перенесення більшості проблем методу в область комп'ютерної обробки даних.

Ядро схем ЛДА з прямим спектральним аналізом становлять спектральні прилади надвисокого дозволу - багатопроменеві інтерферометри, і вимоги до них за час існування цих методів істотно не змінилися. Основні їх характеристики - відстань між дзеркалами і тип геометрії резонатора (сферичний, напівсферичний, плоский, клиноподібний), а також якість поверхонь, матеріали

та щільність напилення дзеркал. Єдиною, але важливою зміною інтерферометрів за минулі 50 років стало їх конструктивне виконання. На зміну перебудовуваним інтерферометрам, занадто чутливим до зовнішніх впливів, прийшли інтерферометри з фіксованим положенням дзеркал, звані оптичними зразками. На відміну від незмінної консервативної частини - спектральних приладів надвисокої роздільної здатності, - в інших компонентах доплерівської анемометрії видно значний прогрес: створені потужні одночастотні лазери, проводиться цифрова реєстрація спектрів та комп'ютерна їх обробка. Необхідність з'єднання різних технологій в одному виробі вимагають побудови нової інженерної плат-форми оптико-електронного комплексу реєстрації доплерівського зсуву частоти. Розглянемо, як сукупність нових технологій впливає на архітектуру сучасного ЛДА з прямим спектральним аналізом, у чому особливості його застосування та які переваги дає цей підхід.

РОЗДІЛ 2

АНАЛІЗ ЛАЗЕРНОГО ДОПЛЕРІВСЬКОГО АНЕМОМЕТРА ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ РЕАЛЬНОЇ ШВИДКОСТІ ПОВІТРЯ, КУТА БОКОВОГО КОВЗАННЯ НА БОРТУ ЛА

Калібрування датчика повітряних даних літака вимагає громіздких процедур, включаючи спеціальне обладнання та спеціальні льотні випробування. Такі калібрувальні льотні випробування часто тривалі та дорогі. Незважаючи на те, що протягом багатьох років було розроблено кілька методів, найпряміший і, ймовірно, найточніший спосіб прямого отримання поправочних коефіцієнтів – це порівняння вимірювань повітряних даних літака з оптично отриманими вимірюваннями, отриманими без втручання з області вільного потоку перед літаком. Калібрування статичної системи Піто та лопатей за допомогою лазерного анемометра має підвищену точність у порівнянні з тими, що отримані за допомогою звичайних методів, таких як використання буксированого конуса, баштового обльоту або літального апарату з кроком [7]. Лазерний анемометр дозволяє точно й дистанційно вимірювати швидкість повітря, отриману за допомогою розсіювання світла, лише за межами діапазону збурення потоку від літака: він здатний давати швидкість у реальному часі без калібрування під час польоту за допомогою автономного бортового обладнання та без апріорних припущень щодо атмосфери.

Кафедра авіоніки							
Виконав	Лобзов К.А.			Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) для БЛА	Літ.	Арк.	Акрюшів
Керівник	Землянський В. М.						
Консульт.					27		
Н-контр.	Левківський В.В.				173 «Авіоніка»		
Зав. каф.	Грищенко Ю.В.						

Завдяки нещодавньому прогресу у волоконних лазерах і підсилювачах, технологія 1,5 μm волокна ЛДА стає серйозним кандидатом на створення легких, компактних, безпечних для очей повітряних анемометричних зондів [5]. Такі зонди-анемометри для вимірювання справжньої швидкості повітря з високою точністю вже пройшли льотні випробування [4], У 2003 році DALNEC, 3-х осний вітровий ЛДА, був побудований і літав на борту вертольота Dauphin [5]. Він був присвячений вимірюванню справжньої швидкості повітря на середній відстані (30-100 м), далеко від збурень потоку ротора.

Об'єм оптичної головки становив 1 літр, стійки обробки близько 200 літрів. Оригінальна архітектура принесла послідовний прогрес у всій оптоволоконній технології ЛДА.

ЛДА 1,5 μm , був розроблений у рамках європейського проекту AIM2, метою якого є розробка потужних і бортових технологій для скорочення тривалості та вартості льотних випробувань. Його конструкція базується на новітніх компонентах волокна комерційно доступний сьогодні.

2.1 Функціональне представлення ЛДА

ЛДА вимірювання засноване на визначенні доплерівського зсуву світлової хвилі, отриманої від одночастотного лазера, що відбивається від природних атмосферних аерозолів. Аерозолі є індикаторами поля вітру, які підлягають аналізу. Зсув частоти пропорційний швидкості повітря та виявляється за допомогою інтерферометра, який вимірює частоту биття між хвилею зворотного розсіювання від аерозолів та опорною хвилею (гетеродин). Когерентне змішування дозволяє відновити фазу хвилі зворотного розсіювання. Ця фаза містить інформацію про радіальну швидкість (уздовж лінії зору лазера). Він також підвищує чутливість виявлення завдяки оптичному поєднанню

сигнального променя з опорним, що забезпечує невелике посилення цільового сигналу. За потреби справжню швидкість повітря за трьома осями можна отримати за допомогою вимірювання за кількома осями. Це можна зробити за допомогою 3 променів або більше або скануючого пристрою.

Здатність лідара вимірювати справжню повітряну швидкість, кут ковзання і кут атаки має відповідати таким експлуатаційним вимогам для процесу сертифікації:

- Динаміка справжньої повітряної швидкості: $50\text{m/s} \leq V_x \leq 200\text{m/s}$
- Справжня точність повітряної швидкості: $\leq 1\text{ m/s}$
- Динамічний кут: $-20^\circ \leq \text{кут бокового ковзання} \leq +20^\circ$; $-2^\circ \leq \text{кут атаки} \leq +15^\circ$
- Точність кута: 0.5°
- Частота вимірювання: 16 Hz.

Датчик вимірює справжню повітряну швидкість літака, спроектовану на його лазерні осі. Конфігурація ЛДА з 4 осями обрана для доступу до динамічної оцінки вектора справжньої повітряної швидкості, кута бокового ковзання і кута атаки під час маневру та для забезпечення надійності вимірювань завдяки резервуванню четвертої осі. 4 осі ЛДА мультиплекуються в часі оптоволоконним комутатором.

Перемикаючи лазерний промінь у 4 різних напрямках (рис. 2.1), система вимірює 4 компоненти повітряної швидкості відповідно V_1 , V_2 , V_3 та V_4 . Осі лазера вибрано для отримання 3 компонентів вектора швидкості V_x , V_y та V_z у системі відліку головки датчика (поруч із рамою літака), щоб відповідати вимогам точності та динаміки вимірювання. 3 компоненти вектора швидкості виводяться методом найменших квадратів:

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = (M^t M)^{-1} M^t \begin{bmatrix} V_1 \\ V_2 \\ V_3 \\ V_4 \end{bmatrix} \quad M = \begin{bmatrix} \sin \theta \cos \alpha_1 & \cos \theta \cos \alpha_1 & \sin \alpha_1 \\ \sin \theta \cos \alpha_2 & \cos \theta \cos \alpha_2 & \sin \alpha_2 \\ -\sin \theta \cos \alpha_3 & \cos \theta \cos \alpha_3 & \sin \alpha_3 \\ -\sin \theta \cos \alpha_4 & \cos \theta \cos \alpha_4 & \sin \alpha_4 \end{bmatrix}$$

Кути вибираються:

- Щоб мінімізувати похибку повітряної швидкості (більший кут відкритий - менше похибок)
- Щоб дозволити вимірювання в однорідному об'ємі

Ці міркування призводять до вибору таких значень:

$$\alpha_1 = 45^\circ, \alpha_2 = 0^\circ, \alpha_3 = 40^\circ, \alpha_4 = -5^\circ; \theta = 25^\circ$$

Похибка компонентів вектора повітряної швидкості залежить від похибки на вісь (зазначена стандартна вісь) і дорівнює: $V_x = 1,35$, $V_y = 0,75$, $V_z = 1,25$

Більшу похибку дає компонент повітряної швидкості V_x , який дає вимогу щодо точності, що дорівнює 0,2 м/с, і максимальну точність на вісь стандартної осі = 0,15 м/с.

Кут ковзання і кут атаки потім вираховуються з повного вектора швидкості повітря з хорошою точністю, нижчою від 0.5°:

$$\text{Кут атаки} = \tan^{-1}(V_z / V_x)$$

$$\text{Кут ковзання} = \tan^{-1}(V_y / \sqrt{V_x^2 + V_z^2})$$

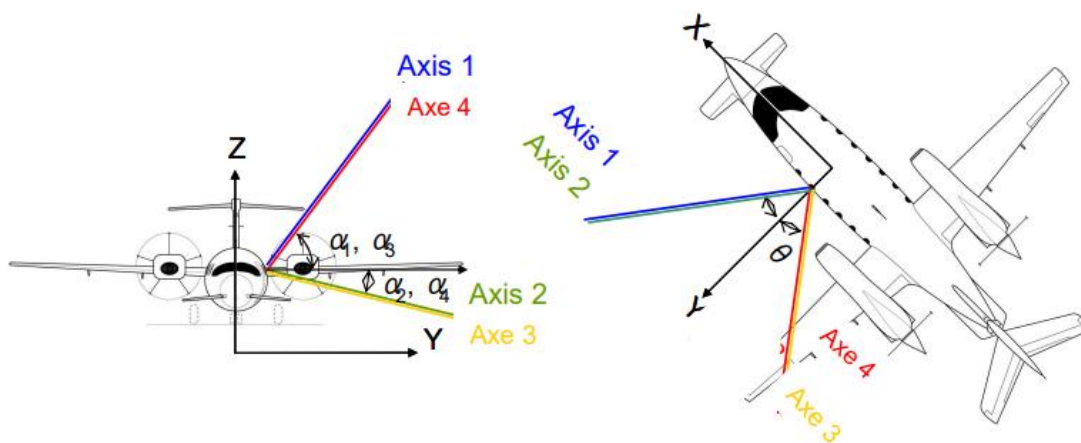


Рис. 2.1 Визначення геометрії осей

2.2 Проектування та виготовлення ЛДА

Технологія $1,5 \mu\text{m}$ є базовою конструкцією завдяки прориву волоконних лазерів, легованих ербієм. Насправді волоконні лазери є компактними та створюють безпечний для очей промінь із вузьким спектром і просторовими характеристиками, адаптованими до когерентної анемометрії. Крім того, випромінювання $1,5 \mu\text{m}$ отримує переваги від телекомунікаційних технологічних розробок: воно дозволяє розробляти надійні та компактні волоконно-оптичні архітектури та використовує малошумні швидкі детектори та ефективні волоконно-оптичні компоненти. Інші переваги можна отримати від використання оптичних волокон: по-перше, це дозволяє відокремити оптичну головку датчика від електроніки та обладнання для обробки сигналів; по-друге, це дозволяє спростити реалізацію та вартість, тому що коригування системи легше. ЛДА, призначений для випробувань у польоті, — це повністю оптоволоконна система.

Впровадження ЛДА в літаках досліджувалося на моделях САТІА кабіни Р180. Перше вікно кабіни з лівого боку літака було змінено, щоб вставити скляне

вікно, яке відповідає випромінюванню по 4 осях. Загальна структура та його реалізація в літаку проілюстрована на рис. 2.2.

Привідний блок складається з 4 стійок, які сумісні з аеронавігаційними обмеженнями (лазерна стійка, оптична/електронна стійка виявлення, силова стійка та стійка для ПК).

Головка датчика, яка точно розташована відносно системи відліку літака. 4 промені ЛДА надсилаються через вікно оптичного скла для дослідження атмосфери та вимірювання справжньої швидкості повітря.

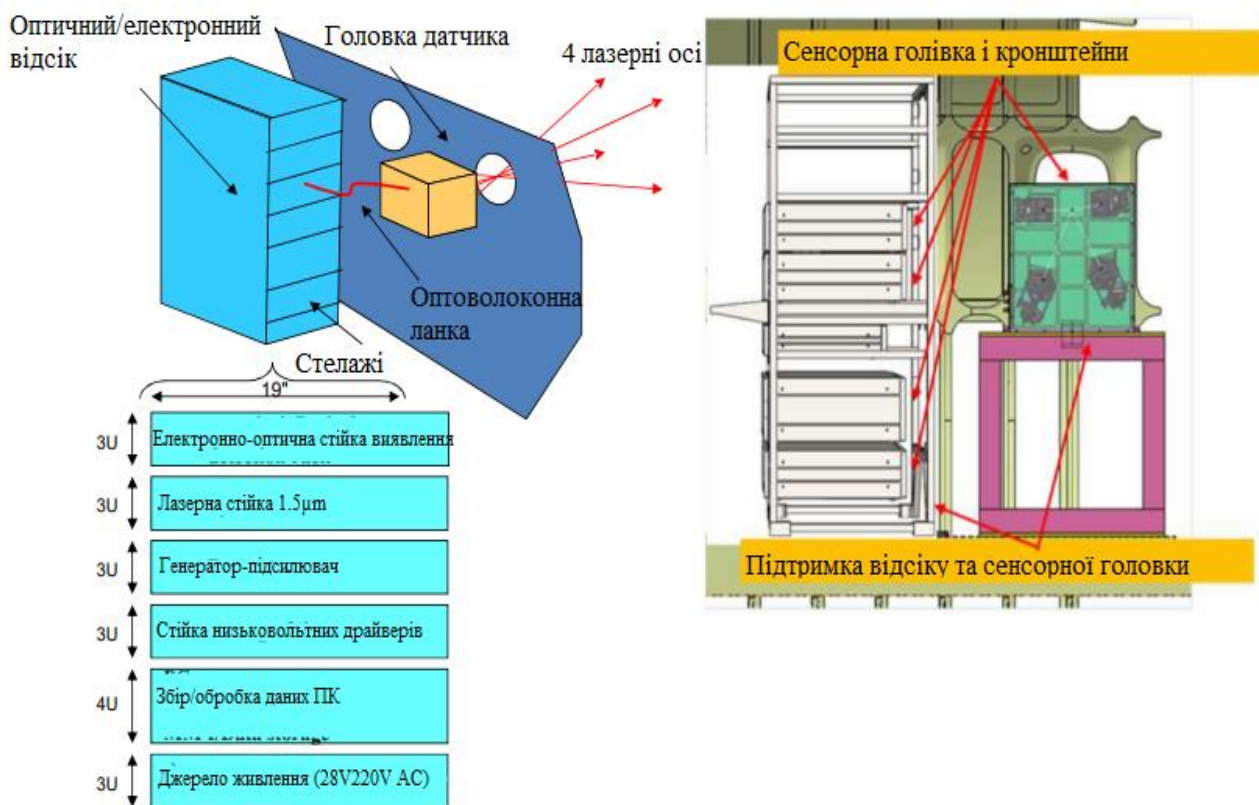


Рис 2.2 ЛДА загальний опис

Датчик був розроблений, щоб відповідати вимогам льотних випробувань щодо вимірювання швидкості повітря (швидкість передачі даних, точність TAS) і з точки зору обмежень установки літака. На рис. 2.3 показана система анемометра.



Рис 2.3 Система АІМ2

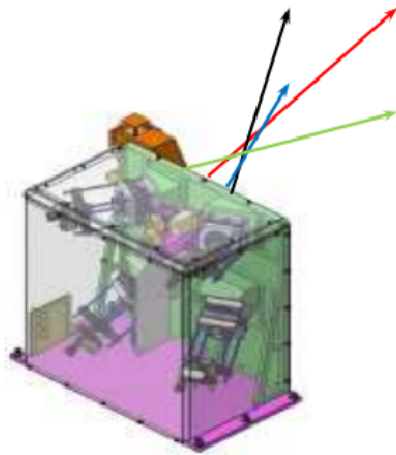
2.3 Опис льотних випробувань ЛДА

ЛДА необхідно оцінити в польоті як еталонну систему для виконання калібрування повітряних даних. Датчик ЛДА зможе вимірювати справжню повітряну швидкість літака, а процедури випробувань були визначені, щоб визначити статичну похибку, кут ковзання і кут атаки. Під час усіх випробувань повітряні дані з літака записувалися для аналізу даних польоту та порівняння з даними ЛДА.

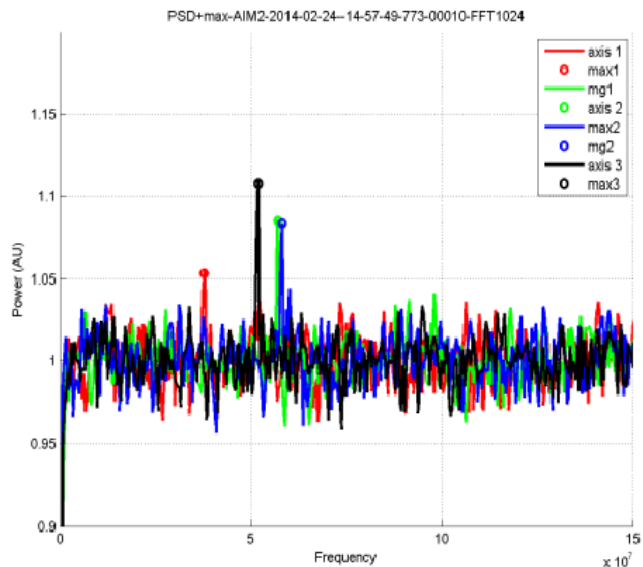
2.4 Опис обробки сигналу ЛДА

Перший крок обробки сигналу зосереджений на тимчасових даних, які послідовно отримані з чотирьох променів Лідара. Спектральна щільність потужності обчислюється кожні 2,6 μ s, а для покращення співвідношення сигнал/шум кожен спектр усереднюється з використанням 13 ms сигналу, отриманого на кожній осі ЛДА. На рис. 4 праворуч показаний приклад записаних

чотирьох усереднених спектрів (колірні коди, що відповідають осям ЛДА, показані ліворуч). Усереднений спектр складається з рівня білого шуму та піку сигналу. Доплерівський зсув частоти (пропорційний радіальній швидкості вітру) оцінюється за кожним усередненим спектром осі ЛДА.



Сенсорна головка з 4 доплерівськими вимірювальними осями



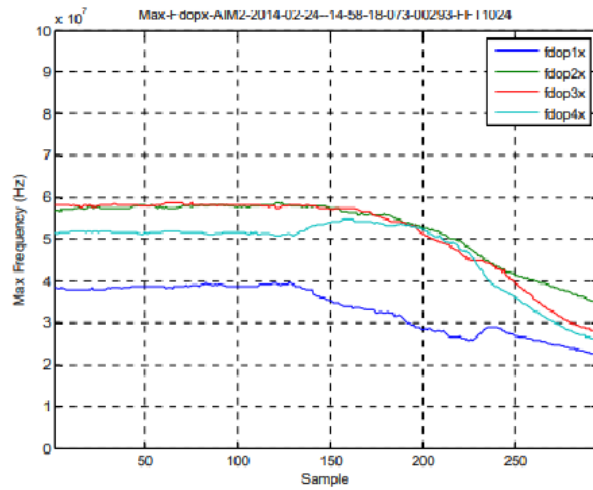
Спектральна щільність потужності для кожної осі та максимальне виявлення

Рис 2.4 Записи спектральних густин потужності

Результатом другого етапу обробки сигналу є чотири доплерівські частоти (або радіальні швидкості вітру), які обчислюються кожні 100 мс, щоб врахувати час, необхідний для перемикання з однієї осі на іншу. Часові ряди відображені на рис. 2.5.



Орієнтація осі в системі відліку літака



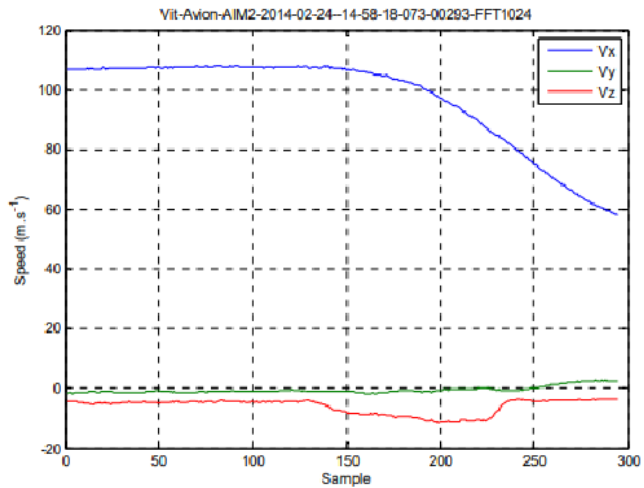
Часова еволюція піку частоти на кожній осі (частота Доплера)

Рис. 2.5 Часові ряди доплерівських частот

Останнім кроком обробки сигналу є перетворення радіальних швидкостей вітру ЛДА в тривимірний вектор швидкості повітря в системі відліку літака, як показано на рис. 2.6 праворуч (колірний код променів вказано зліва).



Система відліку літака V_x , V_y , V_z



V_x , V_y , V_z Відбудова швидкості повітря в системі відліку літака

Рис. 2.6 Реконструкція складових повітряної швидкості.

2.5 Монтаж і налаштування бортового ЛДА

На рис. 2.7 представлена установка ЛДА на борту P180. Скляне вікно, інтегроване у перше вікно кабіни, було вибрано через його оптичні якості (площинність, пропускання), розмір і товщину, сумісні з аеронавігаційними та лазерними обмеженнями.



Рис 2.7 Установка лідарного анемометра на борт P180

Орієнтація головки датчика повинна бути відома з точністю, кращою за $0,5^\circ$ в системі відліку літака, щоб відповідати вимогам точності кута атаки та кута ризику: її положення було скориговано з точки зору відстані та вирівнювання.

2.6 Результати льотних випробувань ЛДА

Результати, є графіками даних ЛДА, виміряних під час стабільних льотних випробувань і динамічних льотних випробувань, що дозволяє порівняти ЛДА і Flight Test Instrumentation (FTI). Слід зазначити, що досі це порівняння є графічним, а реконструкція виконується в системі відліку ЛДА. Графічне порівняння базується на 6 графіках для кожного тесту:

- Верхній лівий малюнок показує радіальну швидкість вітру на кожній осі ЛДА.
- На верхньому центральному малюнку показано 3 компоненти швидкості вітру, виміряні ЛДА.
- Верхній правий малюнок показує висоту, задану FTI.
- нижні фігури порівнюють дані ЛДА (червоний) і дані FTI (синій і зелений) для повітряної швидкості літака, куту атаки і куту ризику.

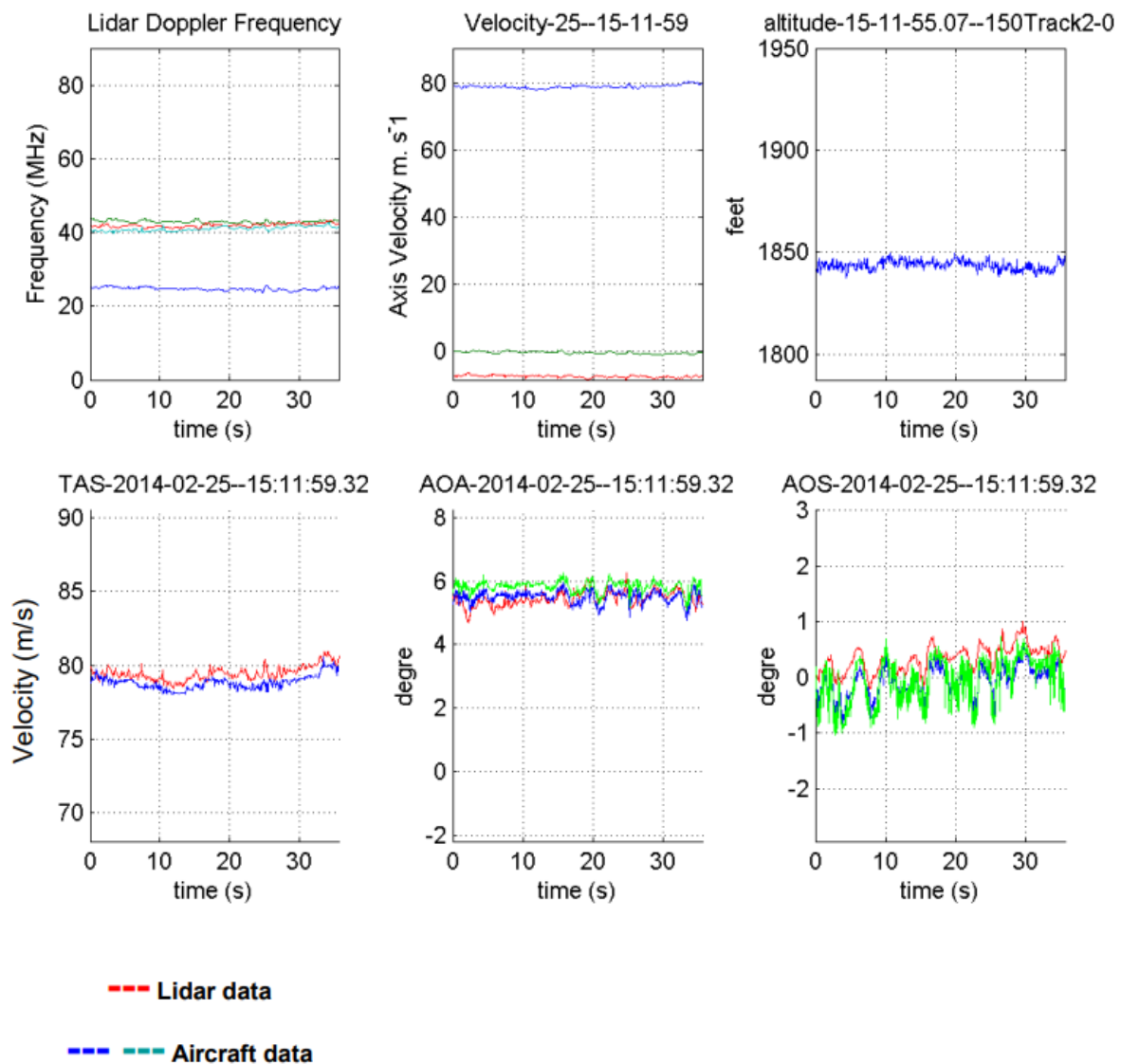


Рис 2.8 Графіки для кожного тесту

Випробування (Рис. 2.8) складається з 3 рівномірних польотів, які виконуються з однаковою повітряною швидкістю (у цьому випадку 150 вузлів), але з 3 різними пеленгами.

Параметри майже постійні, як і очікувалося, за винятком кута ризикування, що має субгерцове коливання 1 градус за амплітудою. Така поведінка часто зустрічатиметься під час наступних порівнянь. Данні між обома системами відповідає вимогам.

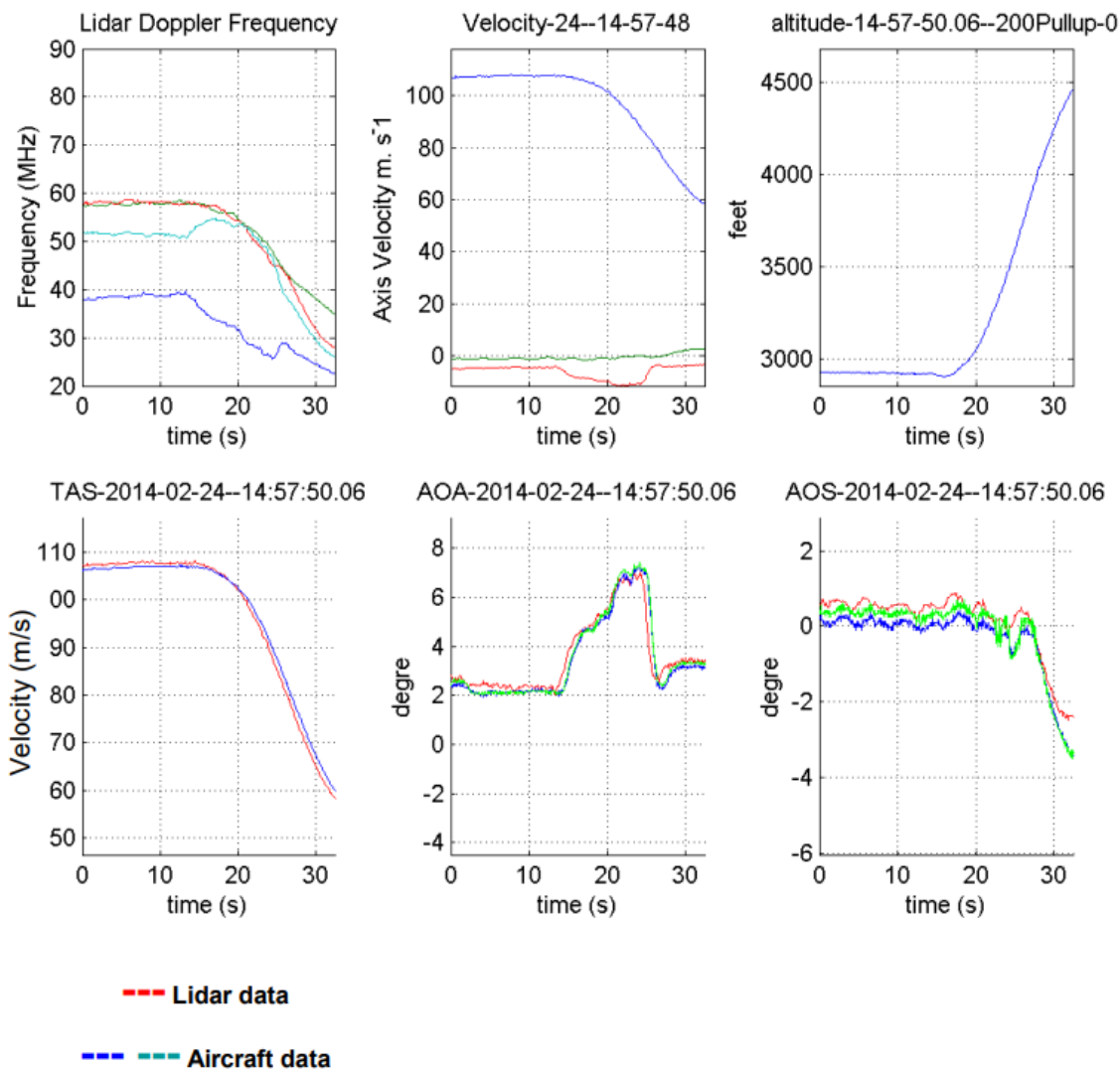


Рис. 2.9 Графіки для кожного тесту

У цьому тесті (рис. 9) літальний апарат виконує маневр підтягування на 2,5 g. Маневр починається на 15 с, і кут атаки підвищується, а підтягування закінчується на 25 с, і кут атаки зменшується.

Незважаючи на синхронізацію з часом GPS, ЛДА майже на 1 с випереджає FTI. Знову ж таки, згода між обома системами відповідає вимогам.

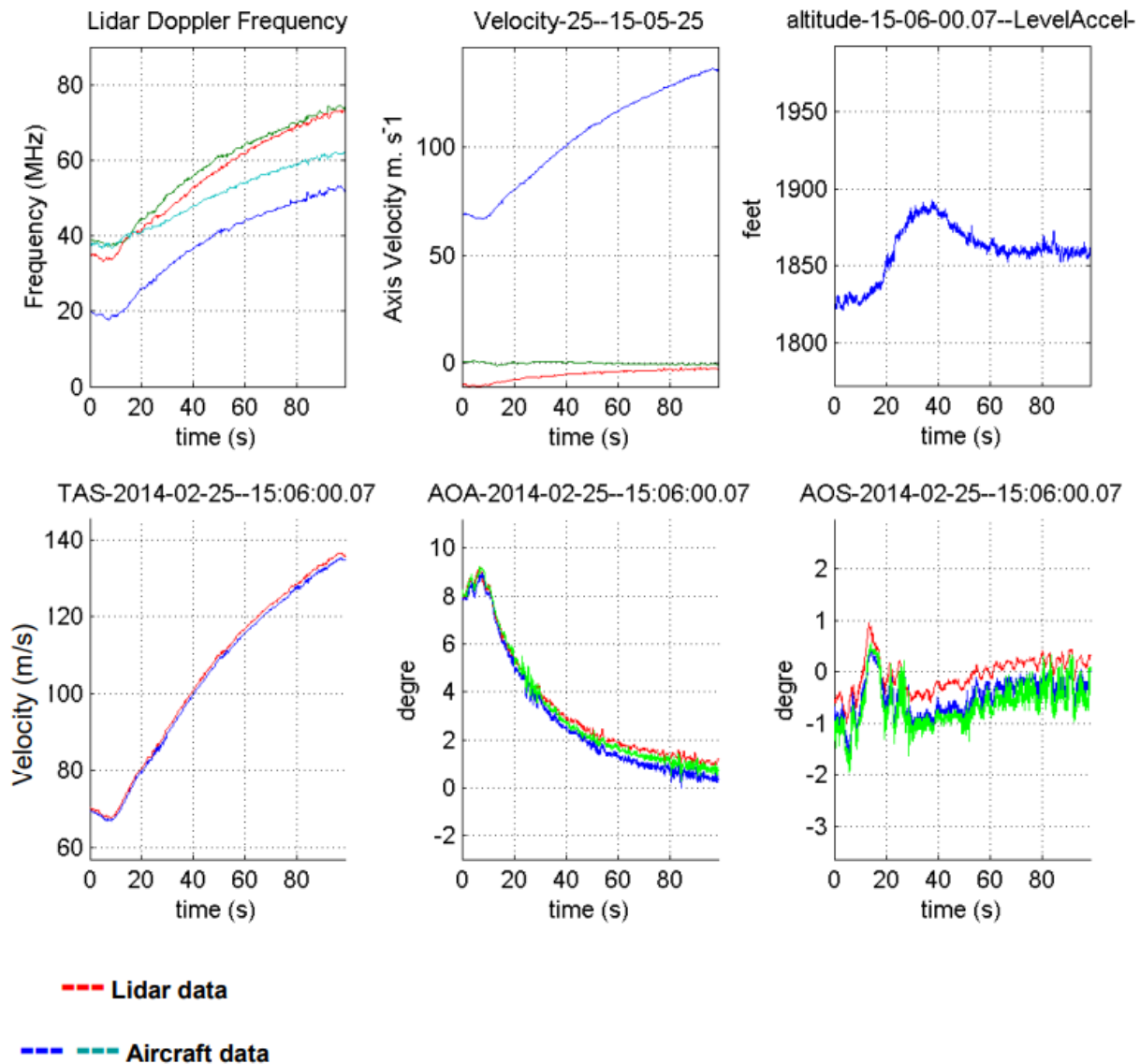


Рис 2.10 Графіки для кожного тесту

Літак розганяється по прямій від 130 вузлів до 260 вузлів. Збіг між ЛДА і ФТІ все ще знаходиться в межах $0,5^\circ$ для кута атаки/кута ризику і $1 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ для повітряної швидкості, з кращою згодою при високих значеннях кута атаки (рис. 2.10).

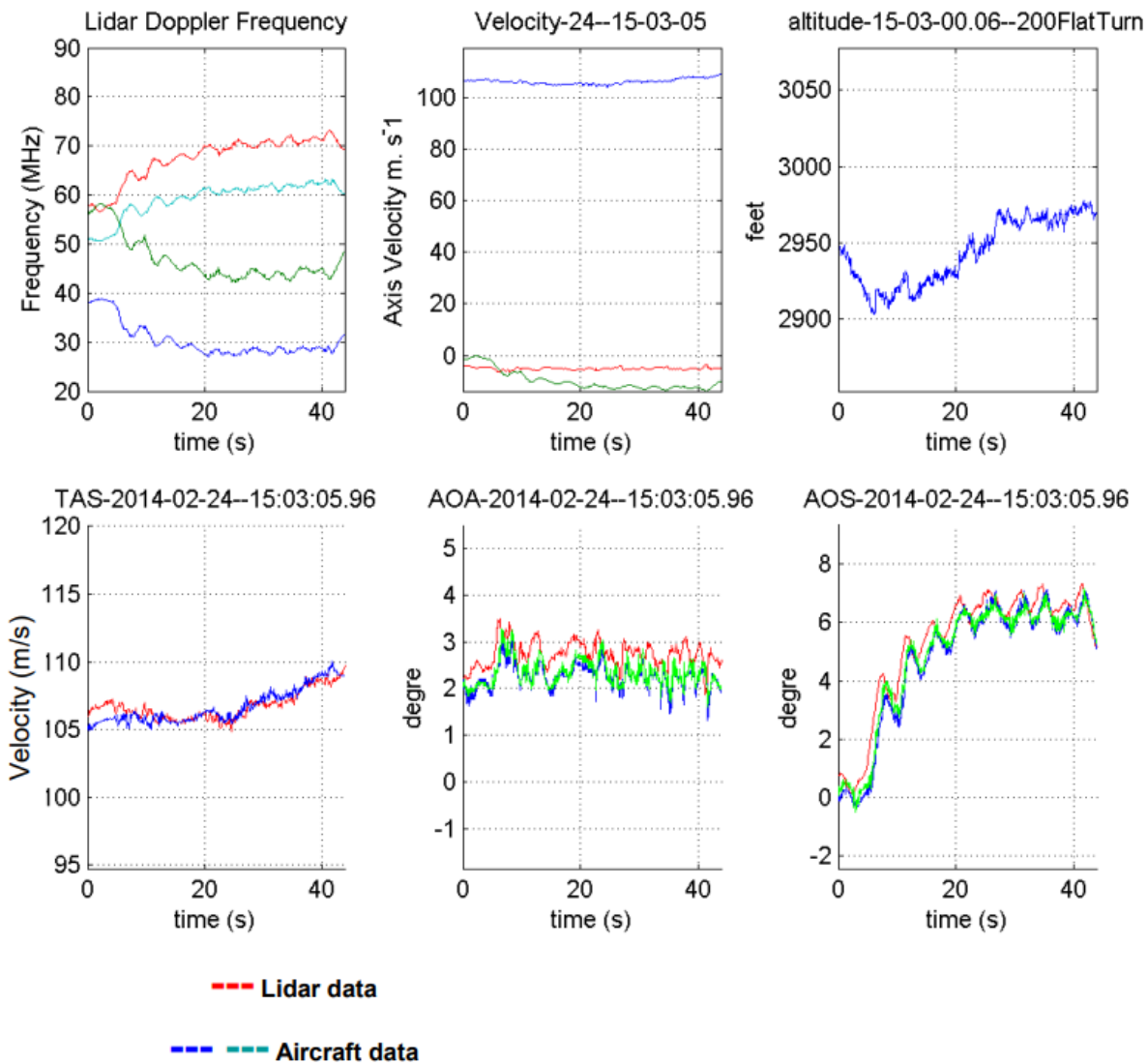


Рис 2.11 Графіки для кожного тесту

Під час цього маневру (Рис 2.11) літальний апарат виконує прямий поворот за допомогою керма, таким чином збільшуючи кута ризику. Узгодженість між ЛДА і ФТІ все ще знаходиться в межах $0,5^\circ$ для кута атаки/кута ризику і $1 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ для повітряної швидкості. Випередження ЛДА над ФТІ на одну секунду все ще помітне.

2.7 Висновок до розділу

З цих результатів ми робимо висновок, що технологія ЛДА достатньо зріла, щоб забезпечити потужну техніку для сертифікації літаків і, зокрема, для калібрування бортових датчиків анемометрії. Однією з головних переваг

датчика є те, що він дозволяє точно вимірювати справжню швидкість повітря, не враховуючи аеродинамічних збурень, і може значно знизити вартість процедур сертифікації. Але розмір та вага даного типу ЛДА не дозволяє використовувати його для БЛА і тому було розглянуто інший тип ЛДА.

РОЗДІЛ 3

РОЗРОБКА БАГАТОХВИЛЬОВОГО ЛАЗЕРНОГО ДОПЛЕРІВСЬКОГО АНЕМОМЕТРА

Розглядається багатохвильові лазерні доплерівські анемометри (БЛДА)

Який може бути використаний для вимірювання гіперзвукових швидкостей. БЛДА заснований зондуванні потоками парами лазерних пучків, відповідно на довжинах $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$, що формуються напівпровідниковими лазерами. Симетрична геометрія зондування та прийому розсіяного випромінювання, параметри якої відповідають спостереженню ефекту Землянського [9], дозволяє при оптичному змішуванні розсіяного випромінювання на фотокатоді приймача сформувати на його виході три синфазні високочастотні сигнали на одній частоті.

Диференціальна схема лазерного доплерівського анемометра (ЛДА) широко використовується при аеродинамічних випробуваннях конструкції літального апарату (ЛА). [10] Останнім часом гіперзвукові ЛА у багатьох країнах світу проходить випробування, у тому числі й льотні випробування. При діагностиці гіперзвукових потоків за допомогою ЛДА необхідно забезпечити високий просторовий дозвіл зони вимірювання, що створюється перетином двох фокусованих когерентних лазерних пучків під кутом γ [11].

Кафедра авіоніки							
Виконав	Лобзов К.А.			Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) для БЛА	Літ.	Арк.	Акрушів
Керівник	Землянський В. М.						
Консульт.					42		
Н-контр.	Левківський В.В.				173 «Авіоніка»		
Зав. каф.	Грищенко Ю.В.						

Чим більший кут γ , тим менший розмір зони вимірювання. Однак із зростанням кута γ зростає чутливість ЛДА - $S[\text{Гц}/\text{мс}^{-1}]$.

Тому при швидкостях повітряного потоку понад 1000 мс^{-1} корисні високочастотний сигнал на виході фотоприймача, на який спрямовуються розсіяні випромінювання від високошвидкісного повітряного потоку в ГГц діапазоні довжин хвиль. Оскільки частотний діапазон високочутливих ФО знаходиться в області до 100 МГц, то при гіперзвукових швидкостях потоків для обробки сигналу використовують метод оптичної спектрометрії, що суттєво знижує точність визначення частотного зсуву розсіяного випромінювання інформації про швидкість потоку.

Розроблено багатохвильовий ЛДА, принцип дії заснований на чотирьоххвильовому змішанні $2n$ пар розсіяних пучків відповідно на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3 \dots \lambda_n$. При цьому забезпечується висока просторова роздільна здатність БЛДА, а спектр корисного сигналу лежить у смузі 100 ГГц.

3.1 Опис та розрахунки БЛДА

Винахід відноситься до вимірювальної техніки і може бути використане для вимірювання повітряних та газових потоків.

Відомий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) [12], який включає лазер, фокусуючий об'єктив, апертурну діафрагму, змішувач, фотоприймач і вимірювач доплерівської частоти.

Однак, відомий ЛДА має невисоку чутливість і відношення сигнал/шум при прийомі розсіяним назад випромінюванням.

Найбільш близьким технічним рішенням є ЛДА [13], що складається з оптично узгоджених блоків формування паралельних пучків, який включає пристрій зсуву частоти; оптичного пристрою тимчасових затримок, що включає чотири лінії затримок, а також два фазорегулятори; датчика, що включає

фокусує об'єктив; приймального блоку, що включає багатохвильовий селективний змішувач, фотоприймач, вихід якого з'єднаний з вимірювачем доплерівської частоти, а також багатохвильового дзеркала та трьох селективних дзеркал.

Відомий ЛДА при вимірі гіперзвукових швидкостей потоків, розташованих на великих відстанях від датчика, має невисоке відношення сигнал/шум, що знижує точність виміру. Дальність його дії при заданому відношенні сигнал/шум, обмежується потужністю багатохвильового лазера, що випромінює на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$.

В основу винаходу поставлено завдання підвищення відношення сигнал/шум, а також дальності дії ЛДА за рахунок використання "n" числа лазерів, що випромінюють на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$, а також такої геометрії багатохвильового зондування, при якій доплерівські сигнали, відповідні довжинам хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$, мають однакові частоти і, крім того, синфазні. У цьому випадку на виході фотоприймача відношення сигнал/шум значно більше, ніж при використанні ЛДА однохвильового лазера. Поставлена мета досягається тим, що вимірювачі швидкості, що складається з оптично узгоджених блоку формування паралельних лазерних пучків, який включає пристрій зсуву частоти з генератором високої частоти; оптичного пристрою створення тимчасових затримок, що включає чотири лінії затримок, а також два фазорегулятори блоками живлення; датчика, що включає фокусує об'єктив; приймального блоку, що включає багатохвильовий селективний змішувач, фотоприймач, вихід якого з'єднаний з входом вимірювача доплерівської частоти, а також багатохвильового дзеркала і трьох селективних дзеркал, додатково введені "n" - число однохвильових лазерів на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ ($\lambda_1 > \lambda_2 > \dots > \lambda_n$); n - число селективних світлоділників (на $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$), (n-1) число пристроїв зсуву частот, (n-3) - число селективних дзеркал, (n-3) число ліній затримок, (n-3) - число фазорегуляторів з блоками живлення, апертурна діафрагма з $2(n+1)$ - числом круглих отворів симетрично розташованих щодо

оптичної осі схеми, діафрагма з двома отворами, смуговий світлофільтр, причому в блоці формування $2n$ числа паралельних лазерних пучків, - встановлені "n" - число селективних світлоділників, оптичні входи яких узгоджені з виходами "n" - числа лазерів, $(n-1)$ - число пристроїв зсуву частот, підключених до генератора високої частоти, n - число селективних дзеркал; крім того, в оптичному пристрої тимчасових затримок встановлено $(n+1)$ - число ліній затримок, одна лінія затримок встановлено на шляху одного з розсіяних пучків і вихід її узгоджений з першим входом багатохвильового селективного змішувача, а n - число ліній затримок встановлені на шляху n - числа лазерних пучків, що формуються блоком паралельних пучків; $(n-1)$ - число фазорегуляторів встановлено на шляху лазерних пучків, що формуються блоком паралельних лазерних пучків, багатохвильове дзеркало оптично узгоджено з отвором апертурної діафрагми і другим входом багатохвильового змішувача; а також у датчику встановлена апертурна діафрагма, а в приймальному блоці встановлені: діафрагма з двома отворами та смуговий світлофільтр перед фотоприймачем; крім того, кути γ_i ($i=2, 3, \dots, n$) між $(n-1)$ - числом пар зондувальних пучків, що перетинаються у фокусі об'єктива, встановлюються узгоджено наступного співвідношення:

$$\gamma_i = 2 \arcsin \left[\left(\frac{\lambda_i}{\lambda_1} \right) \sin \frac{\gamma_1}{2} + \left(\frac{\lambda_1 - \lambda_i}{\lambda_1} \right) \sin \frac{\alpha}{2} \right]$$

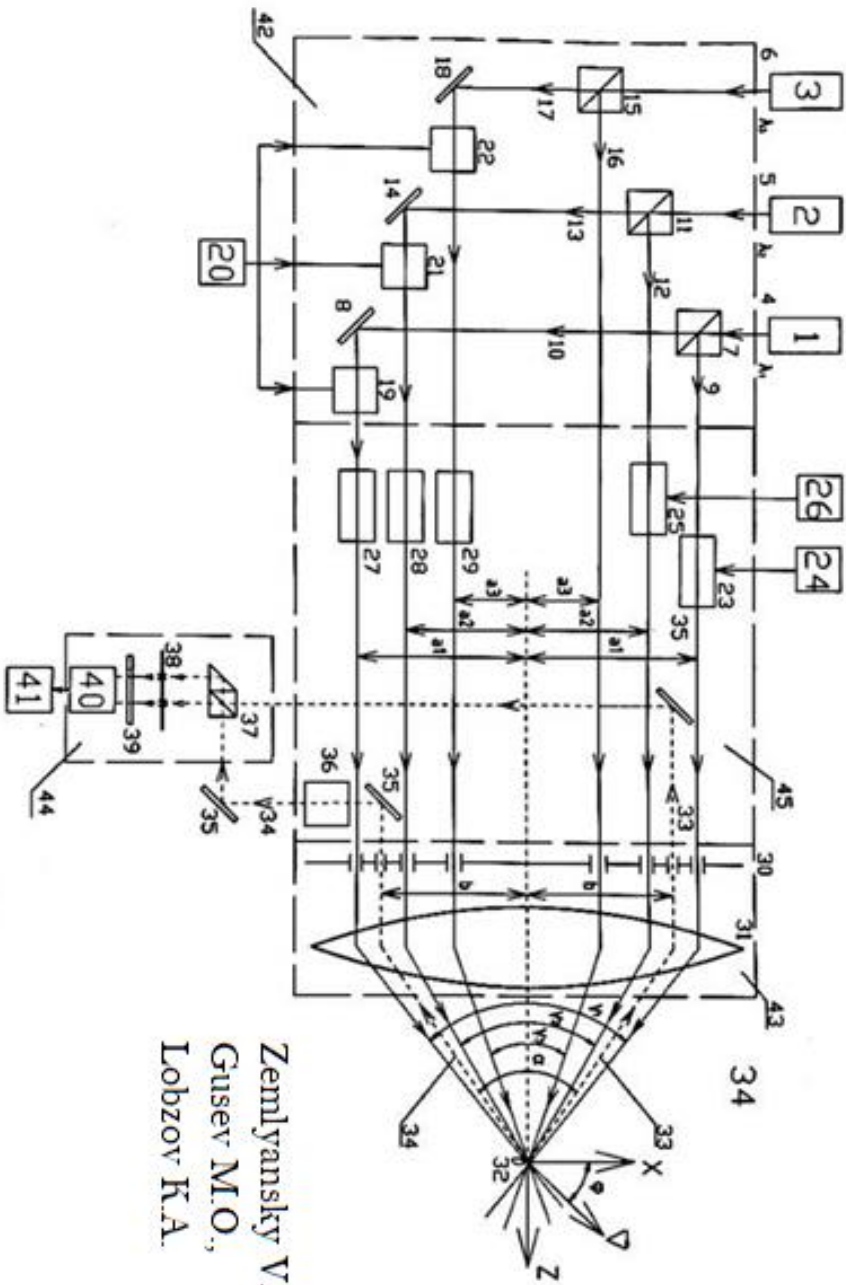
де $i = 2, 3, \dots, n$;

γ_1 - кут між зондуючими пучками на довжині хвилі λ_1 ;

α – кут прийома між двома розсіченими пучками.

Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (БЛДА) складається (рис. 3.1):

The multi-wavelength laser Doppler anemometer



Zemlyansky V.M.,
 Gusev M.O.,
 Lobzov K.A.

"n" - числа одномодових лазерів, наприклад, 3-х лазерів 1, 2 і 3, що випромінюються на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$, наприклад пучки 4, 5 та 6; "n" - числа селективних світлоділників для довжин хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ - 9, 11 і 15, що ділять лазерні пучки 4, 5 і 6 на два відповідні пучки рівної інтенсивності 9 і 10, 12 і 13, 16 і 17; "n" - числа селективних дзеркал, відповідно на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$, - 8, 14 та 18; n - числа пристроїв зсуву частот - 19, 21 та 22, підключених до генератора високої частоти 20; (n-1) - числа фазорегуляторів - 23 і 25 з блоками живлення 24 і 26; (n+1) - числа ліній затримок - 27, 28, 29 та 36; апертурної діафрагми з $2(n+1)$ - числом круглих отворів - 30, фокусуємого об'єктиву 31, зони вимірювання 32, в якій під кутами $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n$ перетинається $2n$ - число зондувальних пучків в одній площині OXZ; розсіяних пучків 33 та 34. Багатохвильових дзеркал 35, багатохвильового складного змішувача 37, діафрагми 38 з двома отворами, смугового світлофільтра 39, фотоприймача 40, вимірювача доплерівської частоти 41; блоку формування $2n$ - числа паралельних пучків на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ - 42, який включає елементи та блоки: 9, 11, 15, 8, 14, 18, 19, 21 та 22; датчика 43, який включає 30, 31; оптичного пристрою тимчасових затримок 45, яке включає: 23, 25, 27, 28, 29, 35 та 36; приймального блоку - 44, який включає: 37, 38, 39 і 40.

БЛДА працює наступним чином. Розглянемо приклад реалізації БЛДА при використанні трьох лазерів 1, 2 і 3. Лазер 1 випромінює, наприклад, вертикально поляризований пучок 4 на довжині хвилі λ_1 , який ділиться селективним світлоділником 7 на два пучки 9 і 10 рівної інтенсивності. Пучок 10 після відбиття від селективного дзеркала 8 на довжині хвилі λ_1 , поширюється, як і пучок 9, паралельно та симетрично щодо оптичної осі OZ. Другий лазер 2 випромінює вертикально поляризований пучок 5 на довжині хвилі λ_2 , який ділиться селективним світлоділником 11 на два пучки 12 і 13 рівної інтенсивності. Пучок 13 після відбиття від селективного дзеркала 14, як і пучок 12, поширюються симетрично і паралельно осі схеми OZ. Третій лазер 3 випромінює вертикально поляризований пучок 6 на довжині хвилі λ_3 , який ділиться селективним світлоділником 15 на два пучки 16 і 17 рівної

інтенсивності. Пучок 17 після відбиття від селективного дзеркала 18 на довжині хвилі λ_3 , як і пучок 16, поширюються симетрично і паралельно осі схеми OZ.

Пучки 10, 13 і 17, після проходження відповідних пристроїв зсуву частот 19, 21 і 22, зміщуються по частоті на ту саму фіксовану частоту Ω_M . Паралельні пучки 10, 13 і 17, після проходження ліній затримок відповідно 27, 28 і 29, а також пучки 9 та 12, після проходження фазорегуляторів відповідно 23 і 25, і пучок 16, пройшовши апертурну діафрагму 30, фокусуються об'єктивом 31 у зоні вимірювання 32. Причому пучки 9 і 10 на довжині хвилі λ_1 (рис. 1) перетинаються під кутом γ_1 ; пучки 12 і 13 на довжині хвилі λ_2 під кутом γ_2 , а пучки 16 і 17 на довжині хвилі λ_3 - під кутом γ_3 . Кожна пара пучків 9 і 10, 12 і 13, 16 і 17 мають узгодження поляризації, проте в зоні вимірювання 32 ці пари пучків при їх суперпозиції не інтерферують, так як лінії затримок 27, 28 і 29 відповідно для пучків 10, 13 і 17 створюють таку затримку часу $\tau_i (i=1, 2, \dots, n)$, при якій модуль комплексного ступеня тимчасової когерентності для пучків 9 та 10 - $|\gamma_{12}(\tau_i)| = 0$, для пучків 12 та 13 - $|\gamma_{22}(\tau_i)| = 0$, і для пучків 16 та 17 - $|\gamma_{32}(\tau_i)| = 0$ (і т.д. для і - лазера - $|\gamma_{i2}(\tau_i)| = 0$).

Розсіяні на рухомих мікрочастинках пучки 33 і 34 на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3 (\dots, \lambda_n)$, збираються під кутом α об'єктивом 31 в межах двох симетричних отворів діафрагми 30 (рис. 1). Причому пучок 33, після відбиття від багатохвильового дзеркала 35 направляється на один вхід багатохвильового змішувача 37, на другий вхід якого направляється розсіяний пучок 34, після проходження ліній затримки 36. Просторово суміщені пучки 33 і 34 далі проходять діафрагму 38 фотокатод фотоприймача 40. В результаті оптичного змішування розсіяних пучків 33 і 34 на довжинах хвиль 21, 22 і 23 (з урахуванням тимчасової затримки пучків у лінії затримки 36 Такої величини, що $|\gamma_i(\tau_{3i})| = 1$) на виході фотоприймача формується суперпозиція трьох корисних доплерівських сигнали на частотах

$$\omega_{\lambda_1} = \Omega_M + 8\pi/\lambda_1 \left[\cos\left(\frac{\gamma_1 + \alpha}{4}\right) * \sin\left(\frac{\gamma_1 - \alpha}{4}\right) \right] V_x, \quad (1)$$

$$\omega_{\lambda_2} = \Omega_M + 8\pi/\lambda_2 \left[\cos\left(\frac{\gamma_2 + \alpha}{4}\right) * \sin\left(\frac{\gamma_2 - \alpha}{4}\right) \right] V_x, \quad (2)$$

$$\omega_{\lambda_3} = \Omega_M + 8\pi/\lambda_3 \left[\cos\left(\frac{\gamma_3 + \alpha}{4}\right) * \sin\left(\frac{\gamma_3 - \alpha}{4}\right) \right] V_x, \quad (3)$$

А високочастотні сигнали перешкоди автоматично пригнічуються через відповідний прояв ефектів когерентності. Ці три корисні сигнали мають однакові частоти

$$\omega_{\lambda_1} = \omega_{\lambda_2} = \omega_{\lambda_3} = \dots = \omega_{\lambda_n},$$

якщо геометрія зондувальних і розсіяних пучків обрана такою, що виконується таке співвідношення

$$\gamma_i = 2 \arcsin \left[\left(\frac{\lambda_i}{\lambda_1} \right) \sin \frac{\gamma_1}{2} + \left(\frac{\lambda_1 - \lambda_i}{\lambda_1} \right) \sin \frac{\alpha}{2} \right], \quad (4)$$

де $i=2, 3, \dots, n$,

α - кут прийому між двома розсіяними пучками 33 та 34;

γ_1 - кут між зондуючими пучками на довжині хвилі λ_1 .

Корисні доплерівські сигнали (1), (2) і (3) мають однакові частоти, пропорційні горизонтальній проекції швидкості $V_x = V_{\cos \varphi}$, однак ефективний прийом досягається при забезпеченні синфазності цих сигналів [14] за допомогою фазорегуляторів 23 і 25. Сигнал з виходу фотоприймача 40 надходить на вхід вимірювача доплерівської частоти 41, який видає інформацію про модуль і знак проекції швидкості $\pm V_z$.

Розроблена схема БЛДА дозволяє суттєво підвищити відношення сигнал/шум, дальність дії та точність вимірювання, за рахунок використання п-числа лазерів, що випромінюють на різних довжинах хвиль електромагнітного випромінювання, в тому числі і інфрачервоного випромінювання, а також такої геометрії багатохвильового зондування та прийому розсіяного випромінювання,

при якій частоти доплерівського сигналу не залежать від довжини хвилі випромінювання лазера, що дозволяє забезпечити синфазний когерентний прийом оптичних сигналів, при придушенні одночасному високочастотних перешкод.

Область застосування БЛДА поширюється на високі швидкості, наприклад, гіперзвукові аеродинамічні потоки, у яких відсутні великі мікрочастинки ($d_z < 0,1$ мкм).

3.2 Формула винаходу

Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр, що складається з оптично узгоджених блоків формування паралельних лазерних пучків, який включає пристрій зсуву частоти з генератором високої частоти; оптичного пристрою створення тимчасових затримок, що включає чотири лінії затримок, а також два фазорегулятори з блоками живлення; датчика, який включає фокусує об'єктив; приймального блоку, що включає багатохвильовий селективний змішувач, фотоприймач, вихід якого з'єднаний з входом вимірювача доплерівської частоти, а також з багатохвильового дзеркала і трьох селективних дзеркал, який відрізняється тим, що в нього додатково введені "n" - число однохвильових лазерів на довжинах хвиль $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ ($\lambda_1 > \lambda_2 > \dots > \lambda_n$); n - число селективних світлоділників (на $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$), (n-1) число пристроїв зсуву частот, (n-3) - число селективних дзеркал, (n-3) число ліній затримок, (n-3) - число фазорегуляторів з блоками живлення, апертурна діафрагма з $2(n+1)$ - числом круглих отворів симетрично розташованих відносно оптичної осі схеми, діафрагми з двома отворами, смугового світлофільтра, причому в блоці формування $2n$ - числа паралельних лазерних пучків, встановлені "n" - число селективних світлоділників, оптичні входи яких узгоджені з виходами "n" - числа лазерів, (n-1) - число пристроїв зсуву частот, підключених до генератора високої частоти, n - число селективних дзеркал, крім того, в оптичному пристрої тимчасових затримок встановлені (n+1) - кількість ліній затримок, з них одна

лінія затримок встановлено на шляху одного з розсіяних пучків, і вихід її узгоджений з першим входом багатохвильового селективного змішувача, а n - число ліній затримок встановлені на шляху n - числа лазерних пучків, формуються блоком паралельних пучків; $(n-1)$ - число фазорегуляторів встановлено на шляху лазерних пучків формованих блоками паралельних лазерних пучків, багатохвильове дзеркало оптично узгоджено з отвором апертурної діафрагми та другим входом багатохвильового змішувача; а також у датчику встановлена апертурна діафрагма, а в приймальному блоці встановлені: діафрагма з двома отворами та смуговий світлофільтр перед фотоприймачем; крім того, кути γ_i ($i=2, 3, \dots, n$) між $(n-1)$ - числом пар зондувальних пучків, що перетинаються у фокусі об'єктива, встановлюються узгоджено наступного співвідношення:

$$\gamma_i = 2 \arcsin \left[\left(\frac{\lambda_i}{\lambda_1} \right) \sin \frac{\gamma_1}{2} + \left(\frac{\lambda_1 - \lambda_i}{\lambda_1} \right) \sin \frac{\alpha}{2} \right],$$

де $i = 2, 3, \dots, n$;

γ_1 - кут між зондуючими пучками на довжині хвилі λ_1 ;

α - кут прийому між двома розсіченими пучками.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА ПРАЦІ

Вступ

Дипломний проект присвячений темі «Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) для БЛА» та безпосередньо пов'язана з комп'ютерним моделюванням, розробкою та тестуванням сучасних ЛДА, також, економічною складовою цього процесу.

Суб'єктом охорони праці є інженер-випробувальник, що проектує, моделює, розробляє та тестує БЛДА сучасних беспілотників, та займається обґрунтуванням складових всіх процесів, пов'язаних з тестуванням лазерного доплерівського анемометра. Місцем його роботи є офіс, безпосередньо з оптико-механічним та комп'ютерним обладнанням та ін., що знаходиться в лабораторії оцінки та тестування апаратури.

4.1 Аналіз умов праці інженера-випробувальника

Організація робочого місця інженера - випробувальника

Робоче місце інженера-випробувальника є офіс, який знаходиться в одному із приміщень лабораторії оцінки та тестування апаратури. Офіс обладнаний для роботи шістьох інженерів і знаходиться на другому поверсі.

Лінійні розміри становлять 6м × 8м, висота стелі 3м (ДБН В.2.2-28-2010 «Будинки адміністративного та побутового призначення»). У приміщенні, використовується змішане освітлення. Стіни пофарбовані в світло-блакитний колір а на підлозі лежить темний паркет. Розташування робочих місць, техніки і меблів приведено на рис. 4.1.

Кафедра авіоніки

Виконав	Лобзов К.А.		
Керівник	Землянський В. М.		
Консульт.			
Н-контр.	Левківський В.В.		

Багатохвильовий лазерний
доплерівський анемометр
(ЛДА) для БЛА

Літ. Арк. 52

173 «Авіоніка»

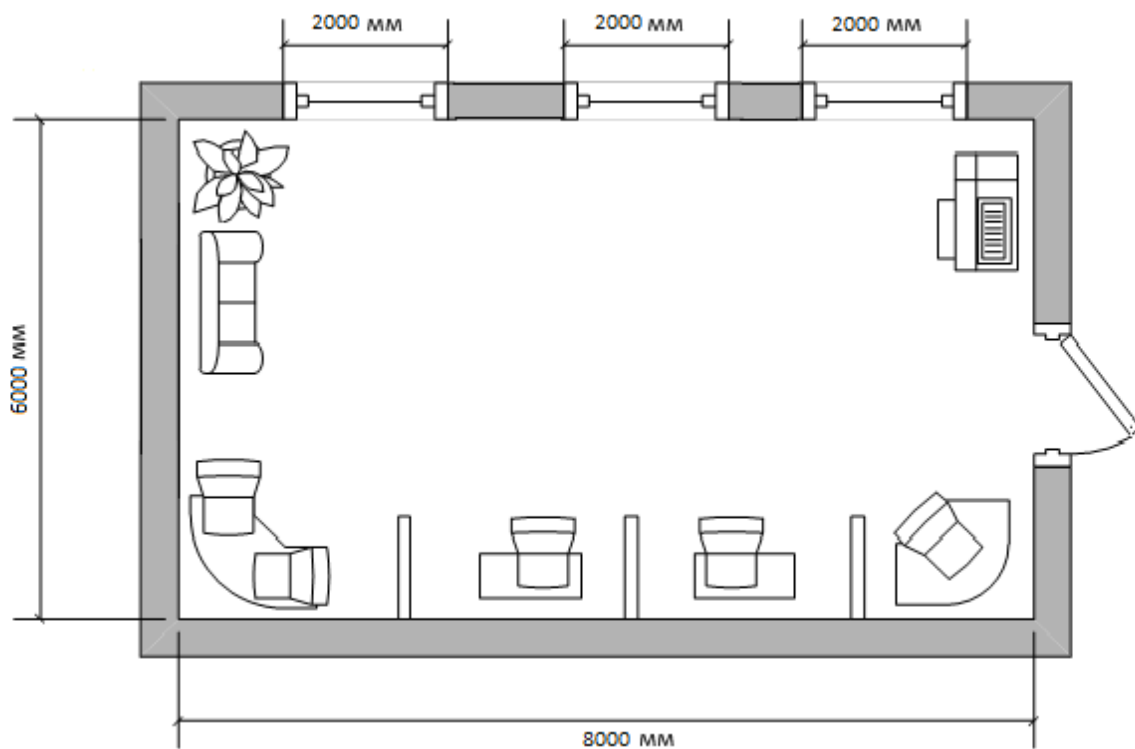


Рисунок 4.1 – Схема офісу

Площа на одну особу, яка працює за ПК, повинна складати не менше 6,0 кв.м, об'єм — не менше 20 куб. м. В даному випадку площа на одного працюючого складає 7 кв. м, а об'єм — 21 куб. м. (НПАОП 0.00-1.28-10 «Правила охорони праці під час експлуатації електронно-обчислювальних машин». Наказ Держгірпромнагляду від 26.03.2010р. № 65.).

Основним робочим положенням є положення сидячи. До складу робочого місця інженера-проектувальника входить: ЕОМ, орг. техніка, система вентиляції, система кондиціонування, система тепlopостачання.

Перелік шкідливих та небезпечних виробничих чинників

Перелік шкідливих чинників, які впливають на інженера-проектувальника на робочому місці.

1. Освітлення - природне (відсутність або недостатність), штучне

(недостатня освітленість, пряма і відбита сліпуча блискість, пульсація освітленості).

2. Виробничий шум, ультразвук, інфразвук.
3. Мікроклімат: температура, вологість, швидкість руху повітря, теплове випромінювання.
4. Підвищений рівень електромагнітних випромінювань.
5. Електробезпека(підвищене значення напруги в електричному ланцюгу, замикання якого може пройти крізь тіло людини).

Природне та штучне освітлення

Природне освітлення позитивно впливає не тільки на зір, але також тонізує організм людини в цілому і надає сприятливу психологічну дію.

На робочому місці, що розглядається, фактичне значення штучної освітленості становить 210-225лк., при необхідному мінімумі 300лк. Що пов'язано з нерівномірністю розміщення світильників.

Природне освітлення офісу, де безпосередньо робота з ПК здійснюється боковим світлом через вікна. Нормативне значення КПО встановлюється в залежності від точності виконуваних робіт. Так як робота інженера-проектувальника найвищої точності (1й розряд зорової роботи) КПО = 2%, враховуючи ДБН В.2.5-28-2006 «Природне і штучне освітлення», фактичне значення коефіцієнта природного освітлення.

Фактичне значення коефіцієнта природного освітлення КПО = 1,8%, є недостатнім.

Штучне освітлення здійснюється за допомогою системи загального рівномірного освітлення і через екрани комп'ютера. Згідно з нормами, рівень освітлення при роботі з комп'ютером має бути не менше 300 - 500 лк. Щоб забезпечити відповідні рівні освітленості в проектному відділі застосовуються світлодіодні лампи. Мізерне споживання електроенергії і тривалий термін служби - переваги світлодіодів. У робочому приміщенні використані світлодіодні лампи MR-16: термін служби 100000 годин, світловий потік 2400 Лм. Живлення системи освітлення здійснюється по мережі електроживлення з напругою 220В і частотою 50 Гц.

Акустичний шум в офісі

На комп'ютеризованих робочих місцях основними джерелами шуму є кулери системного блоку, принтери. Сильний шум викликає труднощі з розпізнаванням колірних сигналів, знижує швидкість сприйняття кольорів, гостроту зору, зорову адаптацію, порушує сприйняття візуальної інформації, зменшує на 5-12% продуктивність праці. Згідно ДСН 3.3.6.037-99 «Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку» припустимий рівень шуму для лабораторії з тестування програмних розробок - 60дБ. Фактичне значення рівня шуму становить 65,4 дБ. Порівнявши допустиме і фактичне значення рівня шуму можна зробити висновок, що для забезпечення нормальних умов праці необхідно зменшити рівень шуму на 5,4 дБ. Для забезпечення нормованого рівня шуму в лабораторії і на робочому місці інженера дослідника використовуються шумопоглинаючі засоби, вибір яких обґрунтовується спеціальними інженерно-акустичними розрахунками.

Мікроклімат робочої зони інженера-випробувальника

Згідно з вимогами норм і стандартів ДСН 3.3.6.042-99 «Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень», в залежності від складності виконуваних робіт, інженер-проектувальник відноситься до категорії Па (роботи середньої важкості, що потребують певного фізичного навантаження).

Мікроклімат: температура, вологість, швидкість руху повітря, теплове випромінювання.

Параметри мікроклімату повинні бути наступними:

– у теплий період року: температура повітря 21...23° С; відносна вологість 40...60 %; швидкість руху повітря - 0.3 м/с.

– у холодний період року: температура повітря 19...21° С; відносна вологість 40...60 %; швидкість руху повітря - 0.2 м/с;

Для підвищення вологості повітря в приміщеннях з обчислювальним обладнанням варто застосовувати зволожувачі повітря, що заправляють щодня дистильованою або прокип'яченою питною водою.

Аналіз шкідливих та небезпечних виробничих чинників

У приміщеннях, де знаходиться робоче місце інженера-випробувальника, використовується змішане освітлення, згідно з ДБНВ.2.5-28-2006 “ Природне і штучне освітлення ” .

У вигляді природного в даному приміщенні представлено одностороннє бокове освітлення через 3 вікна розмірами 1,5м×2м . Напрямок розміщення вікон - північний. Коефіцієнт природної освітленості ~1,7%. Для штучного освітлення в подібних приміщеннях необхідно джерела світла з досить великим ККД у лампах загального освітлення , що розташовуються над робочими місцями у рівномірному прямокутному порядку. Найкраще підходять в таких приміщеннях LED лампи, які мають один з найвищих показників світловіддачі. Штучне освітлення повинно забезпечити на робочих місцях освітленість у 300 – 500 лк.

При правильно розрахованому і виконаному освітленні виробничих приміщень, очі працюючої людини на протязі тривалого часу зберігають здатність добре розрізняти предмети, не стомлюючись. Такі умови сприяють зниженню виробничого травматизму і професійного захворювання очей. Раціональне освітлення має задовольняти наступному ряду вимог і умов. Воно має бути таким:

- постійним у часі, для цього напруга в мережі живлення не повинне коливатися більш ніж на 5%;
- достатнім, щоб очі без напруги могли розрізняти предмети;
- рівномірно розподіленим по робочих поверхнях, щоб очам не приходилося потрапляти з дуже темного місця у світле і навпаки, так звані «світлові перепади»;
- таким, що не здійснює сліпучу дію на око людини як від самого джерела світла, так і від поверхонь, що віддзеркалюють його та знаходяться в полі зору працюючого. Зменшення сліпучої дії джерел досягається застосуванням світильників що розсіюють світло;
- не викликати різких тіней на робочих місцях. Цього можна уникнути при правильному розташуванні світильників.

На робочому місці основними джерелами шуму є кулери охолодження системи центрального процесора, а також принтери та факс. Перевищений рівень шуму може зменшувати продуктивність праці на 5-12%. Рівень шуму при роботі на комп'ютері не повинен перевищувати 50 дБ згідно з ДСН 3.3.6.037-99 “ Санітарні норми виробничого шуму, ультразвуку та інфразвуку”.

В даному випадку при роботі комп'ютерів, принтерів та факсу загальний рівень шуму складає 67 дБ.

Також варто врахувати шум, що надходить ззовні, і який поглинається використанням звукопоглинаючих облицювань стін.

Для покращення робочої обстановки необхідне технічне вдосконалення системних блоків персональних комп'ютерів, а саме систем охолодження центральних процесорів та корпусних блоків. Принтери варто помістити до звукоізоляційного приміщення чи ємності.

Приміщення з комп'ютерною і оптико-механічною технікою повинні бути обладнані системами опалення, кондиціонування повітря, а також ефективною вентиляцією, опираючись на ДСН 3.3.6.042-99 “ Санітарні норми мікроклімату виробничих приміщень ”.

У приміщеннях з перевищеним рівнем тепла необхідно передбачити регулювання подачі теплих потоків повітря для виконання нормативних параметрів опалення.

Відповідно до встановлених гігієнічно-санітарних вимог роботодавців зобов'язаний забезпечити в приміщеннях для даного типу роботи (категорія середньої важкості – II а) оптимальні параметри виробничого середовища.

В даному приміщенні рівень вологості занижений і складає ~ 40%.

Повітря, що надходить у приміщення, також, варто очищати від забруднення, у тому числі від пилу й мікроорганізмів.

Таблиця 4.1 – Норми мікроклімату для приміщень з ВДТ

Пора року	Категорія робіт	Температура повітря С°, не більше	Відносна вологість повітря, %	Швидкість руху повітря, м/с
Холодна	Середня - II а	19...21	40...60	0,2
	Середня - II б	17...19	40...60	0,2
Тепла	Середня - II а	21...23	40...60	0.3
	Середня - II б	20...22	40...60	0.3

Для підвищення вологості повітря в приміщеннях з обчислювальною технікою варто застосовувати зволожувачі повітря, що заправляються щодня дистильованою або прокип'яченою питною водою.

4.2 Розробка заходів з охорони праці

У приміщенні застосоване змішане освітлення, тобто поєднане з природнім - штучне освітлення.

Для покращення освітлення в даному приміщенні необхідно виконати реконструкцію встановленої системи штучного освітлення. Варто застосувати інший тип ламп, а також змінити їх кількість та потужність. Для даного приміщення я пропоную встановити світлодіодні лампи. В LED, на відміну від ламп розжарювання або люмінесцентних ламп, електричний струм перетворюється безпосередньо в світло і теоретично це можна зробити без великих енергетичних втрат. LED слабо нагрівається та випромінює в вузькій частині спектру, а УФ - і ІЧ випромінювання, як правило, відсутні. LED механічно міцний і виключно надійний, його строк служби може досягати 100 тисяч годин, що майже в 100 раз більше, ніж у лампи розжарювання, і в 5 - 10 раз більше, ніж у люмінесцентної лампи. І нарешті, LED – низьковольтний електроприлад, а тому - відносно безпечний.

Розрахунок природного освітлення

Розрахуємо, якого розряду зорову роботу можна виконувати в офісному приміщенні з боковим одностороннім природним освітленням.

Площа приміщення – 48 м², має 3 вікна, кожне розміром 2м×1,7м.

1) Сумарна площа вікон:

$$S_{\text{вік}} = 3 \cdot 2 \cdot 1,7 = 10,2 \text{ м}^2 \quad (4.1)$$

2) Площа підлоги у приміщенні становить: $S_{\text{підл}} = 48 \text{ м}^2$

3) Визначаємо відносну площу світлових прорізів α :

$$\alpha = \frac{S_{\text{вік}}}{S_{\text{підл}}} \cdot 100 = \frac{10,2}{48} \cdot 100 \approx 21\% \quad (4.2)$$

Робимо висновок, що в цьому приміщенні можна запланувати виконання зорової роботи дуже високої точності, що відповідає II розряду зорової роботи.

Встановлюємо, що найменший розмір об'єкта розрізнення для цього розряду становить 0,15...0,3 мм.

Визначаємо нормоване значення коефіцієнту природного освітлення. Вікна розташовані на північ.

Для II розряду зорової роботи в офісному приміщенні нормоване значення коефіцієнту природного освітлення:

$$(КПО)_{\text{норм}} = 2,5\% \quad (4.3)$$

Для орієнтації вікон на північ коефіцієнт світлового клімату $m_n = 0,9$.

Нормоване значення $КПО_N$:

$$(КПО)_N = (КПО)_{\text{норм}} \cdot m_n = 2,5 \cdot 0,9 = 2,25\% \quad (4.4)$$

Обґрунтування заходів з пожежної безпеки

Пожежа в офісі проектних розробок може виникнути під впливом таких чинників:

- несправність ЕОМ і оргтехніки, несправність вентиляційної і опалювальної систем;
- коротке замикання, перевантаження електроживлення, іскріння від порушення ізоляції (нагрівання провідників до температури загорання);
- несправність в обмотках електричних приладів при відсутності надійного захисту. Захист людей у випадку пожежі є найважливішим завданням усієї системи протипожежного захисту.

За вибухо-пожежною та пожежною небезпекою офіс з програмних розробок відноситься до категорії «Г».

В приміщенні класу «Г» (у відповідності із ОНТП 24-86 «Визначення категорій приміщень і будівель по вибухо-пожежній і пожежній небезпеці» [22], що розглядається, повинно бути переносні порошкові вогнегасники ВП-5 (для даного приміщення достатньо 2 на офіс), система пожежної сигналізації «[ППКП Яхонт-16И](#)» з димовими оптико-електронними пожежними сповіщувачами ИП 212-74 [ДЕТЕСТІХ-02D](#) (з розрахунку 1 шт. на кожні 25 м² площі приміщення).

У приміщеннях, у яких персонал перебуває постійно, вогнегасники потрібно розміщувати всередині приміщення, запобігаючи створенню перешкод для евакуації людей.

Відстань від можливого осередку пожежі до місця розташування вогнегасника не повинна перевищувати:

40 м — для приміщень категорій Г.

Для оцінки відстані від найбільш віддаленого від вогнегасників осередку можливої пожежі до найближчого вогнегасника на плані приміщення офісу позначимо місця установки вогнегасників, що приведено на рис. 6.2.

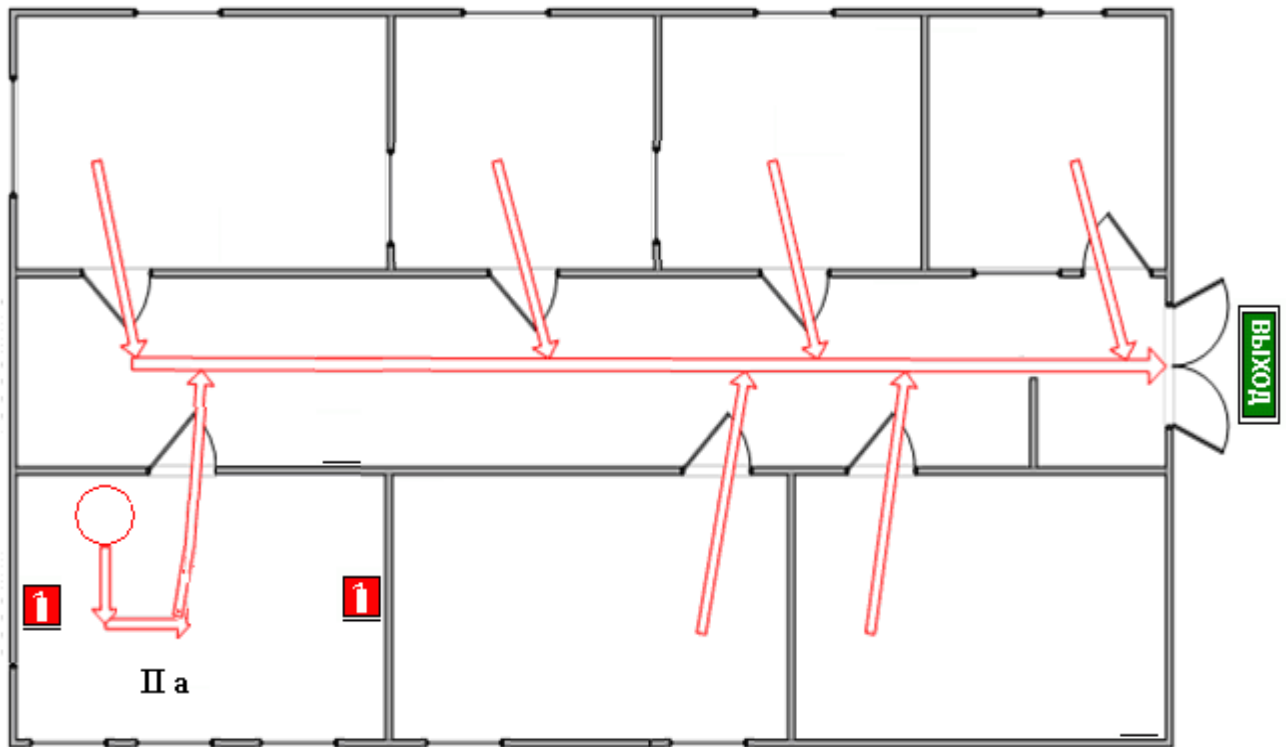


Рисунок 4.2 – Схема розміщення вогнегасників та план евакуації з приміщення у випадку пожежі

У сучасних комп'ютерах повинні бути передбачені всі захисні заходи щодо протипожежної безпеки, а саме:

- монітори захищені від вибуху та займання;
- на процесорах стоять захисні датчики, що виключають можливість займання процесора;
- заземлення.

Отже, пожежна та вибухова безпека забезпечується:

- використанням методів та пристроїв запобігання іскріння;
- систематичною очисткою вентиляційних каналів від пилу і перевіркою системи вентиляції;

- своєчасним контролем за справним станом обладнання;
- підтримкою чистоти та порядку всередині приміщення;
- застосуванням запобіжників;
- дотриманням протипожежних вимог до електрообладнання;
- захистом від блискавки будинку і устаткування відповідно;
- використанням пожежної сигналізації .

Висновки по розділу з охорони праці:

Для покращення освітлення запропоновані нові та значно ефективніші LED лампи під різні типи цокольних з'єднань, яскравість яких складає 3000лм, що нічим не гірше від ламп розжарювання , але строк служби яких при цьому довший в 5 – 10 разів. До того ж вони стійкі до механічних пошкоджень та низьковольтні а значить – безпечні. Окрім цього не важко помітити, що при застосуванні світильників зменшується навантаження на мережу.

РОЗДІЛ 5

ОХОРОНА НАВКОЛИШНЬОГО СЕРЕДОВИЩА

Захист і покращення стану довкілля є основним завданням сьогодення. Для того щоб зберегти Землю придатною для життя майбутніх поколінь необхідним є створення та впровадження технологій, які б дозволили знизити об'єми викидів забруднюючих речовин у довкілля.

При використанні авіаційної техніки забруднюється не лише ґрунти, водні об'єкти, але й, насамперед, атмосферного повітря. В основному, особливість впливу авіаційного транспорту на навколишнє середовище виявляється у шумовій дії та значних викидах різноманітних забруднюючих речовин.

5.1. Вплив авіації на приземні шари атмосфери.

Створення і вдосконалення різних типів авіаційних газотурбінних двигунів для літаків і вертольотів, їх впровадження в експлуатацію викликало ряд суттєвих екологічних проблем. На сьогодні повітряні судна забруднюють приземні шари атмосфери відпрацьованими газами авіаційних двигунів. Гази становлять 87 % всіх викидів цивільної авіації, які містять також атмосферні викиди спецавтотранспорту та стаціонарних джерел.

Кількість речовин, що виділяються з двигунів літальних апаратів в 40-50 разів менше, ніж від інших джерел (транспорт, енергетика, сільське господарство). У порівнянні з автомобільним транспортом авіація виділяє в 1.5 рази менше NO_x і в 11 разів менше CO . Однак авіація є джерелом прямого впливу на атмосферу.

Кафедра авіоніки

Виконав	Лобзов К.А.			Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр (ЛДА) для БЛА	Літ.	Арк.	Акрівів
Керівник	Землянський В. М.						
Консульт.							
Н-контр.	Левківський В.В.						
Зав. каф.	Грищенко Ю.В.						
					62 173 «Авіоніка»		

Найбільшого забруднення зазнає атмосфера та місцевість в зоні аеропортів. Оскільки саме аеропорти це місця звідки відбуваються та куди прибувають літаки. При цьому, результати аналізу різних джерел зводяться до одного: під час руління, зльоту та посадки викиди шкідливих речовин фактично вдвічі більші, ніж при крейсерському польоті.

Розрахунок NO_x , які викидаються авіадвигунами під час польоту повітряних суден по трасах, становить значну складність, однак відомо, що індекс емісії NO_x двигунів, що експлуатуються, складає від 10 до 40 на злітному режимі і від 5 до 20 на крейсерському режимі (в грамах NO_x на кілограм палива). Таким чином, сумарний щорічний викид NO_x в атмосферу Землі повітряним транспортом складає сотні тисяч тон.

Отже, основним негативним впливом авіації на приземні шари атмосфери є саме емісія шкідливих речовин авіаційними двигунами.

Хімічний склад викидів залежить від виду і якості палива, технології виробництва, способу спалювання в двигуні і його технічному стані. Основними забруднюючими речовинами, що входять до складу вихлопних газів авіаційних двигунів, є оксиди азоту (NO_x), оксиди вуглецю, вуглеводні, сажеві частинки і, в дуже малих кількостях, оксиди сірки.

В авіації в основному використовують паливо видобуте з нафти. До складу органічної маси нафтового палива входять наступні хімічні елементи: вуглець, водень, кисень, азот і сірка. Не пальна частина палива включає вологу і мінеральні домішки. Продуктами повного згоряння палива є вуглекислий газ, водяна пара і діоксид сірки. При недостатнім надходженні кисню відбувається неповне згоряння, у результаті чого замість вуглекислого газу утворюються чадний газ.

Особливу небезпеку становлять канцерогенні (та мутагенні) поліциклічні ароматичні вуглеводні (ПАВ), які присутні в малих концентраціях (кілька мкг / м^3) в продуктах згорання будь-якого нафтового палива. Хімічна стабільність ПАВ дозволяє їм поступово накопичуватися в середовищі існування.

Найбільш поширеним забруднювачем атмосфери є діоксин сірки (SO_2). Він утворюється при спалюванні в транспортних і промислових установках вугілля, мазуту, нафти та інших видів палива, що містять сірку, і з продуктами згоряння викидається в атмосферне повітря.

Якщо діоксид сірки викидається у вологе повітря, то в присутності продуктів фотохімічних реакцій за декілька годин він з вологою в повітрі

утворює поряд з проміжними продуктами окислення водний розчин сірчаної кислоти, агресивність якої досить велика. Якщо діоксид сірки викидається в сухе повітря, він може там утримуватися 2–3 тижні і переноситися на висотах до 1,5 км на великі відстані – до 300–400 км, поступово утворюючи сірчану кислоту. Діоксид сірки, сірчана кислота та проміжні продукти їхньої реакції врешті вимиваються дощем, переходять в сульфати і потрапляють в ґрунт. Із історії моніторингу відомі факти випадіння “надто сірчистих” дощів.

Якщо говорити про шкідливий вплив аеропортів та авіаремонтних заводів на приземні шари атмосфери, то не тільки двигуни літальних апаратів являються забрудниками атмосфери. Із виробничих приміщень аеропорту у повітря надходять пари нафтопродуктів, розчинників, лугів, кислот, лакофарбу вальних матеріалів, аерозолі водних розчинів їдкового, вуглекислого і фосфорнокислого натрію, сірчистого ангідриду, оксидів азоту, окису вуглецю, пилу.

Кількість шкідливих речовин, що надходять в атмосферне повітря з виробничих приміщень аеропорту чи авіаремонтного заводу через вентиляційні системи, може перевищувати гранично допустимі значення, які спричиняють перевищення допустимих концентрацій (ГДК) цих шкідливих речовин. Особливо це може мати місце при груповому розташуванні вентиляційних шахт, коли виникає ефект сумації шкідливих викидів і навіть утворення нових шкідливих речовин більшої токсичності.

Склади пально-мастильних матеріалів (ПММ) забруднюють атмосферне повітря на території аеропорту авіапаливом, змащувальними 15 матеріалами і спецрідинами. В атмосферу пари авіапалива надходять: при витискуванні їх із резервуарів, паливозаправників (ПЗ) і баків повітряних суден в процесі наповнення їх паливом, в процесі “малого дихання” резервуарів, а також при випаровуванні розлитого палива крізь нещільності з’єднань або недотримання правил заправки ПК, зберігання, транспортування та наповнення ємкостей пально-мастильними матеріалами.

Авіаційна наземна техніка, яка призначена для обслуговування авіатехніки та утримання аеродромі, теж суттєво впливає на навколишнє середовище. Спецмашини авіапідприємств – спецавтотранспорт забруднюють атмосферне повітря переважно оксидами вуглецю CO, вуглеводнями C_xH_y, оксидами азоту NO_x.

5.2. Методи і засоби зменшення негативного впливу повітряних суден на атмосферу.

Забруднення атмосфери це глобальна проблема всього людства, адже атмосферне повітря не лише впливає на здоров'я людини, але й на рослинний та тваринний світ планети.

Ще в 2008 р провідні спеціалісти в галузі авіації дійшли прийшли спільної думки щодо необхідності підвищення паливної ефективності експлуатованих літаків на 1,5% до 2020 р. З початку 2020 року в авіації буде введено обмеження на викиди шкідливих речовин, а до 2050 р планується скоротити викиди вуглекислого газу на 50% в порівнянні з показниками 2005 році. Крім того, Європейська комісія наполягає на тому, щоб до 2020 р в авіаційній галузі використовувалося близько 4% палива, отриманого з біологічних джерел. Плани дійсно грандіозні, і зараз головним завданням всієї галузі в цілому є їх чітка реалізація.

Останнім часом на практиці для зменшення шкідливих викидів в атмосферу широко застосовується метод скорочення кількості працюючих авіадвигунів під час руління повітряного судна в зоні аеропорту.

Відомо, що збільшення злітної ваги сучасного реактивного лайнера на 3-4% приводить до збільшення витрат палива на 150-200 кг на час польоту, а, отже, збільшення емісії CO₂ в атмосферу на 470-630 кг. Логічно можна запропонувати такі приклади економії палива:

- зниження злітної ваги за рахунок залишення на землі одного з трьох баків з водою літака Boeing – 747-200 (у випадку, якщо він не є необхідним в даному конкретному рейсі) дозволить зекономити 380 т палива в рік, а отже знизити емісію CO₂ в атмосферу на 1200 т;

- економія 52 т палива і зниження емісії газу на 165 т за рахунок заміни металічного баку для води пластмасовим; - зменшення опору повітряного судна, викликаного забрудненням поверхні брудом на 1% зменшить витрату палива на 15000 галонів в рік для Boeing – 737, або на 100000 галонів для Boeing – 737;

- зменшення забруднення двигуна призведе до збільшення коефіцієнту питомої витрати пального (SFC). Як відомо, періодичне промивання дозволяє покращити SFC на 1,5% і знизити CO₂ з 290 до 190 т в рік.

Крім того заплановане на 2015 рік використання в Європі і США комплексної системи комунікацій, навігації, наведення і управління повітряним

рухом (CNS/ATM) має забезпечити зниження витрат палива і емісії CO₂ приблизно на 5%.

Варто також звернути увагу на можливість упровадження та використання на авіаційному транспорті альтернативних палив. Так, відомо, що одним із «чистих» палив.

Як відзначають експерти, виробництво біопалива знаходиться ще в зародку, і для освоєння комерційних масштабів потрібні значні інвестиції, але вже точно можна сказати, що майбутнє авіації без альтернативних видів палива немислимо.

Німецька авіакомпанія Lufthansa приділяє достатньо пильну увагу використанню біопалива в авіації. У період з 15 липня по 27 грудня 2011 Lufthansa використовувала новий авіалайнер Airbus A321 на рейсах між Гамбургом і Франкфуртом-на-Майні, один з двигунів IAE V2500 якого працював на звичайному авіагасі, а другий - на суміші гасу з біопаливом в пропорції 50 : 50. Приблизно лайнер виконував до восьми одногодинних рейсів на день, а за час проведення випробувань було витрачено 1 556 тонн біопалива.

Метою випробувань, в першу чергу, була перевірка впливу біопалива на характеристики двигунів і стан паливної системи. Як зазначає керівництво авіакомпанії, було б безглуздо використовувати біокеросін в тому випадку, якби він негативно впливав на технічний стан двигунів і приводив би до збільшення витрат на обслуговування літаків. Але побоювання були марними. Проведені випробування підтвердили, що біопаливо не тільки безпечно для авіаційних двигунів, а й призводить до скорочення витрати палива на 1% в порівнянні з традиційним гасом.

Інший спосіб - робити більш місткі лайнери. Чим літак важче, тим він більше спалює палива, а значить, сильніше забруднює навколишнє середовище. Але якщо літак бере на борт більше пасажирів, це міняє справу. Порівняємо, наприклад, аеробуси Боїнг 747-100 і пасажирський літак з тієї ж серії 747-8 (Табл. 5.1):

Таблиця 5. 1. Порівняльна характеристика Boeing 747-100 та 747-8

Характеристика	Boeing 747-100	Boeing 747-8
Маса, т	162.4	214.5
Місткість, пасажирів	366	467
Площа крила, м ²	511	567
Споживання палива, літрів/км	20.3	15.4

З таблиці видно, що більш місткий 747-8 витрачає 15.4 літра на кілометр, при своїй місткості 467 осіб і масі 215 тонн, а 747-100, перевозячи 366 пасажирів і маючи масу 162 тонни, витрачає 20.3 літра на кілометр.

Ще один практичний метод - полегшити корпус і використовувати менше фарби на фюзеляжах і крилах.

Так експерти працюють над тим аби в найближчому майбутньому на ринку з'явилась фарба, яка буде на 10-20% легшою, більш стійкою до відколів і тріщин, ніж нинішні покриття. Це дасть можливість наносити фарбу не в 3 шари, а в 2. За рахунок цього масу одного літака можна зменшити на 136 кг.

Полегшення лайнерів також можливо провести за рахунок внутрішньої начинки - інтер'єру. Зменшення маси літака можливо, попрацювавши з кріслами. Адже саме вони - найчисленніші вироби в салоні після кріплення. Другою на черзі йде вбиральня. Інженери замінюють алюмінієві каркаси на вуглепластики, встановлюють легку сантехніку, роблять нові системи зливу води.

За скромними розрахунками компанії Boeing, обмеживши до мінімуму прикраси на фюзеляжі, можна заощадити колосальний обсяг палива - більш 100 000 літрів на рік.

На сьогодні у якості інноваційних розробок пропонується впроваджувати для живлення тягових електродвигунів сонячні батареї, розміщені на поверхні крил та фюзеляжі. Теоретично, такий літак може знаходитися в повітрі стільки, скільки сонячні промені його освітлюють. У цьому випадку зліт літака здійснюється за рахунок накопиченої енергії, а підтримання в польоті відбувається за рахунок енергії, яка надходить від сонячного випромінювання. І хоча фахівці авіаційної галузі скептично і з недовірою відносяться до

встановлення таких силових агрегатів на літаки цивільної та воєнної авіації, на мою власну думку, ця ідея заслуговує на життя та проведення натурних експериментів з макетними літаками.

ВИСНОВОК 5 РОЗДІЛУ

Навколишнє середовище це наш дім. Турбота про довкілля це обов'язок людства, адже саме людство завдає йому найбільшої шкоди.

У зв'язку з бурхливим розвитком авіації на сьогоднішній день існує певний ряд проблем, які, безперечно, необхідно вирішувати. Одна з них – це забруднення атмосфери причинена емісією шкідливих викидів від авіаційних двигунів. Наразі існують декілька способів зменшити шкідливий вплив палива на навколишнє середовище, проте головним є не знати ці способи, а застосовувати їх на практиці.

ВИСНОВКИ

Сьогодні існує багато способів вимірювання повітряних та газових потоків та їх модифікацій. І всі вони мають певні цілі та призначення. Деякі краще використовувати для наземного вимірювання. Але всі з способів дуже масивні та не підходять для використання на БЛА. Тому мною був розглянутий багатохвильовий лазерний допліревський анемометр.

За допомогою БЛДА можна спростити та зменшити ціну калібрування БЛА. Через його невеликі розміри використання БЛДА ніяк не впливатиме на його характеристики.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Захаров В. М., Костко О. К., Хмелевцов С. С. Лідари і дослідження клімату.
2. Мензіс Р.Т., Хардесті Р.М. Когерентний доплерівський лідар для вимірювання полів вітру. Proc. IEEE, 1989, том. 77, вип. 3, стор. 449–462.
3. Матвієнко Г.О. Заде Є.С. Фердинандов Г.Г. Кореляційні методи лазерно-локаційних вимірювань швидкості вітру / О.В.В.В. Малинин. Моделирование и оптимизация оптико-электронных приборов с фотоприемными матрицами.
4. Биков В.Г. Цифрове моделювання в статистичній радіотехніці.
5. Сажєнков А.М., Самохвалов Н.Ю., Соловйов М.М. Експериментальний стенд для дослідження аеродинамічних характеристик лопаток газових турбін
6. Рамазанов Ф. Ф., Ахунов Д. Н. Застосування лазерного доплерівського анемометра для дослідження поля швидкостей в циліндрі ДВС
7. I. Mandle, "A laser anemometer reference for AIR data calibration", Aerospace and Electronics Conference, NAECON 1988., Proceedings of the IEEE 1988 National.
8. Scott M. Spuler, Dirk Richter, Michael P. Spowart, and Kathrin Rieken, "Optical fiberbased laser remote sensor for airborne measurement of wind velocity and turbulence", Applied Optics/Vol. 50, No. 6 / 20 (February 2011).], [H. Inokuchi, H. Tanaka, and T. Ando, "Development of a long range airborne Doppler Lidar", 27Th International Congress of the Aeronautical Sciences (2010).
9. July 2, 1982 - by the date of registration of application No. 3463808 for the invention "Daferentiall laser anemometer" in the State Inventor of the USSR
10. Лазерна анемометрія, дистанційна спектроскопія та інтерферометрія: Довідник / Под ред. М.С. Соскіна. - К.: Наукова Думка, 1985.-759с

11. Землянський В.М. Вимірювання швидкості потоків лазерним доплерівським методом. - К.: Вища шк., 1987. - 177с.
12. Дубніцев Ю.М., Рінкевичус Б.С., Методи лазерної доплерівської анемометрії. М. Наука, 1982, стр. 67-69
13. Багатохвильовий лазерний доплерівський анемометр. Патент Україна UA 108843 Землянський В.М. та інші, бюл. № 12, 25.06.2015
14. Землянський В.М., Вимірювання швидкості потоків лазерним К.: Вища школа, 1987. - 177 с.

