

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

ДОПУСТИТИ ДО  
ЗАХИСТУ  
Завідувач випускової  
кафедри

\_\_\_\_\_ Грищенко Ю.В

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

## ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ МАГІСТР  
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

**Тема:** Лазерний вимірювач кутів атаки на повітряному судні

Виконавець: \_\_\_\_\_ Худолій Владислав Іванович \_\_\_\_\_

(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: \_\_\_\_\_ ст.викл., Землянський Володимир Михайлович \_\_\_\_\_

(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер:

\_\_\_\_\_

(підпис)

В.В.Левківський

(П.І.Б.)

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**  
Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

\_\_\_\_\_ Грищенко Ю.В

«\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 р.

**ЗАВДАННЯ НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ**

Студент: Худолій Владислав Іванович

Тема роботи: Лазерний вимірювач кутів атаки на повітряному судні

затверджена наказом ректора № \_\_\_\_\_ від «22» березня 2021 р.

1. Термін виконання роботи : з \_\_\_\_\_ 2022 по \_\_\_\_\_ 2022

2. Вихідні дані до роботи: дослідження методів вимірювання кута атаки на  
ЛА

3. Зміст дослідження:

- вивчення приладів для вимірювання кута атаки;
- вивчення методів вимірювання кута атаки ;
- визначення плюсів і мінусів розглянутих методів.

4. Перелік обов'язкових демонстраційних матеріалів: 10 слайдів

## Календарний план

№ п/п	Назва етапів випускної роботи	Термін виконання	Позначки керівника про виконання завдань
1	Отримання завдання на дипломну роботу	19.08.22	
2	Огляд літератури за темою	20.08.22	
3	Збір первинної інформації та вихідних даних для подальшої обробки.	21.09.22 – 30.09.22	
4	Вивчення методів вимірювання кутів атаки.	01.10.22-12.10.22	
5	Вивчення приладів вимірювання кутів атаки.	13.10.22 – 23.10.22	
6	Остаточна обробка вивченої інформації	24.10.22	
7	Пошук та вивчення патентів по темі роботи.	25.10.22 – 31.10.22	
8	Нормалізація даних для подальшого аналізу.	01.11.22 – 05.11.22	
9	Попереднє оформлення дипломної роботи.	06.11.22	
10	Розробка слайдів та написання доповіді	07.11.22	
11	Попередній захист дипломної роботи	12.11.22 – 13.11.22	
12	Корегування дипломної роботи за результатами попереднього захисту	14.11.22 – 20.11.22	
13	Остаточне оформлення дипломної роботи та слайдів	21.11.22	
14	Підписання відгуку та рецензії	22.11.22	
15	Захист дипломної роботи	24.11.22	

5. Дата видачі завдання: “ \_\_\_\_\_ ” \_\_\_\_\_ 202\_\_ р.

Керівник дипломної роботи (проекту) \_\_\_\_\_  
(підпис керівника) (П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання \_\_\_\_\_  
(підпис випускника) (П.І.Б.)

## РЕФЕРАТ

Загальний обсяг пояснювальної записки до дипломної роботи на тему «Лазерний вимірювач кутів атаки на повітряному судні» складає 90 сторінок та містить 24 рисунків і 10 використаних джерел інформації.

У дипломній роботі розглянуто основні методи вимірювання повітряно-швидкісних параметрів, проаналізовано існуючі типи вимірювачів кутів атаки та ковзання, їх переваги та недоліки. Розробка нового прототипу лазерного пристрою вимірювання повітряно-швидкісних параметрів літальних апаратів. Охорона праці. Охорона навколишнього середовища.

**Об'єкт дослідження:** процес вимірювання кутів атаки та зносу на літаку.

**Предмет дослідження:** Лазерний доплерівський анемометр

**Мета роботи:** методи вимірювання повітряно-швидкісних параметрів ЛА, розробка прототипу лазерного вимірювача кута атаки та ковзання.

При написанні роботи використовувалися методи дослідження: збір даних, аналіз даних.

**Ключові слова:** вимірювання кутів атаки, лазерний вимірювач кута атаки та ковзання, лазер, цивільна авіація, інформаційно-вимірювальні пристрої, літак, кут атаки, вимірювач.

## Зміст

Вступ.....	ст.7
РОЗДІЛ 1 <i>Загальні відомості про способи вимірювання та їх реалізація</i>	
1.1. Положення літака так кут атаки $\alpha$ .....	ст.10
1.2. Методи та прилади вимірювання кута атаки та зносу.....	ст.15
1.2.1. Флюгерний вимірювач аеродинамічних кутів.....	ст.15
1.2.2. Пневматичний вимірювач аеродинамічних кутів.....	ст.17
1.2.3. Поєднаний вимірювач аеродинамічних кутів.....	ст.19
1.2.4. Сферичний вимірювач аеродинамічних кутів.....	ст.21
1.2.5. Міточний вимірювач аеродинамічних кутів.....	ст.23
РОЗДІЛ 2 <i>Лазерний вимірювач кута атаки, ковзання та швидкості польоту</i>	
2.1. Загальні відомості про доплерівські та лазерні вимірювачі кута атаки, ковзання та швидкості польоту.....	ст.25
2.1.1. Доплерівський вимірювач швидкості, кута атаки та зносу.....	ст.26
2.1.2. Недоліки доплерівського вимірювача швидкості та кута зносу.....	ст.29
2.1.3. Класифікація доплерівських вимірювачів повітряно-швидкісних параметрів.....	ст.30
2.1.4. Принцип дії доплерівського вимірювача швидкості.....	ст.31
2.2. Прототип лазерного вимірювача повітряно-швидкісних параметрів.....	ст.33
2.2.1. Сутність лазера як приладу.....	ст.34
2.2.2. Сутність лазерного вимірювача повітряно-швидкісних параметрів літальних апаратів.....	ст.39
2.2.3. Склад прототипу лазерного вимірювача повітряно-швидкісних параметрів літальних апаратів та його принцип дії.....	ст.46

РОЗДІЛ 3 Розробка нового прототипу лазерного пристрою вимірювання повітряно-швидкісних параметрів літальних апаратів.

3.1. Загальні відомості.....ст.49

3.2. Сутність винаходу.....ст.51

3.3. Принцип побудови пристрою.....ст.60

3.4. Принцип дії.....ст.63

Висновки.....ст.  
69

РОЗДІЛ 4 Охорона праці.....ст.74

РОЗДІЛ 5. Охорона навколишнього

середовища.....ст.84

5.1. Вплив авіації на приземні шари атмосфери.....ст.84

5.2. Методи і засоби зменшення негативного впливу повітряних суден на атмосферу.....ст.87

Джерела використаної інформації.....ст.90

## ВСТУП

Активний розвиток літаків примушує інженерів шукати нові шляхи вирішення рівня безпеки польотів. Аеродинамічні характеристики крила мають великий вплив на цей показник. Багаторазові дослідження властивостей крила показали появу статичного гістерезису в його аеродинамічних характеристиках. Вперше це явище було зафіксовано в 1983 році. Також дуже важливим параметром, що впливає на рівень безпеки польоту, є максимальний критичний кут атаки крила.

Існують різні причини непередбаченого виходу ЛА на критичні кути атаки, помилка пілотів, відмова в системі керування, механічна несправність органів керування, збурена атмосфера з вертикальними поривами вітру, обледенінням, опадами. Незалежно від причини непередбаченого виходу ЛА на критичний кут атаки на сьогоднішній день залишаються актуальним питання захисту ЛА від цього негативного явища. Вихід на надкритичні кути атаки супроводжується глобальним зазором на верхній поверхні крила. Глобальне відділення на крилі літака - це нестійкий вихровий потік великих вихрів у градієнтному потоці. В результаті масштабного розділення аеродинамічні характеристики крила суттєво змінюються. Відокремлення потоку призводить до втрати контролю та стійкості літака. Запобігання глобальному розділенню потоку підвищує рівень безпеки літака, збільшує дальність кутів атаки, допомагає парити пориви вітру та покращує умови польоту в нестационарній атмосфері.

Сигнали по куту атаки використовують як основні при попередженні і запобіганні критичних режимів польоту, для поліпшення стійкості і керованості ЛА, при реалізації адаптивної аеродинаміки крила і управління тягою двигунів. Наявність достовірної інформації по аеродинамічним кутам дозволяє найбільш точно використовувати льотно-технічні можливості ЛА, забезпечити безпеку і ефективність польотів.

Предмет дослідження - вивчення методів та приладів для вимірювання кута атаки крила ЛА та виокремлення їх плюсів та мінусів.

Методи дослідження - методи системного і порівняльного характеру.



## РОЗДІЛ 1

### ОСНОВНІ ВІДОМОСТІ ПРО СПОСОБИ ВИМІРЮВАННЯ КУТА АТАКИ, А ТАКОЖ ПРИКЛАДИ ЇХ РЕАЛІЗАЦІЇ

#### 1.1. Положення літака в просторі, визначення його швидкості і кута атаки $\alpha$

Політ літака характеризується багатьма параметрами, основним з яких є швидкість. Швидкість польоту літака може бути визначена щодо повітряного середовища або відносно поверхні Землі, а може розглядатися як горизонтальна, так і вертикальна складові швидкості. Існують такі швидкості польоту:

справжня повітряна, приладова, дорожня та вертикальна.

Справжня швидкість повітря - це швидкість повітряного судна щодо повітряних мас. Швидкість приладова -

це справжня швидкість повітря, зменшена до нормальної щільності повітря. Якщо політ відбувається за нормальної щільності повітря, тоді швидкість приладу збігатиметься з істинною.

Швидкість колії - це горизонтальна складова, швидкість літака відносно Землі, а також швидкість землі рівна геометричній сумі горизонтальних складових справжньої швидкості повітря та швидкості повітря. Вертикальна швидкість - це вертикальна складова швидкості літака відносно поверхні Землі.

Швидкість приладу, також відомого як індикатор, дозволяє виміряти з певною точністю значення тиску швидкості в польоті, значення якого залежить від аеродинамічних сил, що діють на літак.

Кафедра авіоніки								
		ПІБ	Підпис	Дата				
Виконав		Худолій В.І.			ОСНОВНІ ВІДОМОСТІ ПРО СПОСОБИ ВИМІРЮВАННЯ КУТА АТАКИ, А ТАКОЖ ПРИКЛАДИ ЇХ РЕАЛІЗАЦІЇ	Літера	Аркуш	Аркушів
Керівник		Землянський В.М.						
Консультант								
Н-контроль		Левківський В.В.						
Зав. каф.		Павлова С.В.						
						173 Авіоніка		

Характеристики стійкості, а також керованість дозволяють визначити мінімальну безпечну швидкість польоту для певного типу літального апарату.

Тобто інформація про значення швидкості приладу необхідна для польоту пілота. Отже інформація про істинну повітряну і шляхову швидкості необхідні для вирішення задач пілотування, а також для визначення кута атаки.

Пристрої, які найчастіше складаються з датчика та індикатора, розміщених або в одному корпусі, або підключених один до одного за допомогою віддаленої передачі, через дроти, бездротове радіо тощо.

Датчик вимірює та перетворює інформацію в електричний сигнал, а індикатор у свою чергу, відображає інформацію на передній панелі індикатора, розташованого на приладовій панелі.

На сучасних літаках, де відображення інформації про рейс здійснюється на екранах багатофункціональних дисплеїв, традиційнерозуміння приладів як вимірювальних приладів із відображенням інформація залишилася в минулому.

Кут атаки є одним із найважливіших параметрів у літаку з нерухомим крилом, оскільки всі аеродинамічні сили є функцією кута атаки. Потреба в знаннях про кут атаки стає все більш виразною, коли розглядається питання управління повітряним судном у дуже нетрадиційних місцях, таких як політ через обмежений простір, високий кут атаки, політ, військове маневрування тощо. Розробити такі закони управління та отримати кращі знання щодо аеродинаміки літака, кут атаки є важливим параметром, який безпосередньо сприяє аеродинамічним силам в такому стані польоту. Якщо мати уявлення про кут атаки, літаком можна ефективно керувати в багатьох нетрадиційних місцях, включаючи політ з меншою швидкістю та більшим кутом атаки.

Вільям Грейсі узагальнив початкові методи вимірювання кута атаки; обговорюваними методами було використання поворотної лопаті, трубки перепаду тиску та нульової трубки тиску. Поворотна лопать - це пристрій,

який вирівнює себе за напрямком потоку повітря. Ефект обмивання, асиметрія лопаті та вигин стріли внаслідок повітряних навантажень мають великий вплив на вимірюваний кут. Величина ефекту обмивання залежить від діаметра опори стріли. Осьово встановлена поворотна лопатка являє собою конічне тіло з трикутною лопаткою до задньої частини конуса. Максимальний діапазон цього типу лопаток становить  $\pm 15^\circ$ . В основному він був розроблений для вимірювання кута атаки в ракетах. Поперечно встановлена лопатка кріпиться над валом до борта опори стріли. Для вимірювання кута бічного ковзання використовується інша лопатка, орієнтована на  $90^\circ$  до лопатки Альфа. Цей пристрій також вимірює тиск Піто та статичний тиск, і цей тип лопаток в основному призначений для кріплення на носовій стрілі фюзеляжу під час льотних випробувань дослідницьких літаків. Трубка диференціального тиску - це пристрій, що складається з двох отворів, орієнтованих під однаковими кутами по обидва боки від поздовжньої осі трубки. Кут атаки вимірюється за допомогою різниці тисків між двома отворами. Величина різниці тисків залежить від форми носика трубки та кутового положення отворів.

За умови стійкості знання про Кут атаки є надзвичайно важливим, і відновлення стійла можливе лише тоді, коли літак летить на більшій висоті. Але у випадку з БПЛА міні або мікророзміру відновлення стійла важко, оскільки вони літають на менших висотах. Доповнені вимогами місії, міні-флаєри не можуть дозволити собі нести величезну вагу. Це створює велику проблему для інженерів розробити прилад вимірювання кута атаки таким, щоб він мав невеликі розміри та мав меншу вагу.

Були проаналізовані напівсферичні та конусоподібні форми носа, і найбільша чутливість трубки до кута атаки була досягнута шляхом орієнтування отворів приблизно на  $90^\circ$  на півкулястому носі та за допомогою кута конуса  $90^\circ$  у носі конусного типу. Нульовий датчик тиску складається з обертової трубки з двома отворами під рівними кутами до осі трубки. Датчики тиску використовувались для виявлення різниці тисків між

двома отворами, і був вбудований механізм для повороту трубки в нульове положення тиску. Різницю тиску між двома отворами вирівнювали обертанням напірної трубки. Для вимірювання кутового положення зонда використовували потенціометр. Повідомляється про дослідження похибок положення, і місце перед носом фюзеляжу зроблено як найкраще місце для встановлення датчиків протягом дозвукових, дозвукових та надзвукових потоків.

На їх місце приходять інформаційні набори параметрів висоти і швидкості. Вони отримують і вимірюють необхідний параметр, перетворюють його в сигнал, який сприймає комп'ютерна система літальних апаратів. Це, у свою чергу, вирішує проблему обробки та передачі інформації про той чи інший параметр для індикації та в системі очікування цієї інформації.

Існують такі методи вимірювання:

- аерометричний метод, заснований на вимірюванні швидкісного тиску повітря, функціонально пов'язаний із швидкістю польоту,
- доплерівський метод вимірювання швидкості польоту, який зведено до вимірювання доплерівського зсуву частоти, відбитого від Землі радіосигналу
- інерційний метод, заснований на вимірюванні прискорень та одноразової інтеграції отримані сигнали.

Відповідні компоненти прискорення літака визначаються за допомогою датчиків вимірювання прискорень.

Діапазон робочих кутів атаки літака знаходиться в межах  $-20 \dots 40^\circ$ , кутів ковзання  $\pm 15 \dots 20^\circ$ . У режимах надмірної маневреності верхня межа діапазону вимірювання кута атаки літака збільшується до  $+90 \dots 120^\circ$ . Для літаків з вертикальним зльотом і посадкою кут може змінюватися в діапазоні  $\pm 70. \pm 90^\circ$ .

Аеродинамічні кутоміри використовуються для визначення аеродинамічних характеристик літаків. Існують місцеві та справжні аеродинамічні кути. Під локальним (local) розуміють такий кут, який

характеризує відхилення потоку повітря щодо осі літака в місці, де встановлено лічильник. Справжній кут означає теоретичний аеродинамічний кут за основним визначенням кута атаки та ковзання, які визначають загальну орієнтацію осі літака відносно векторної швидкості повітря.

Вільям запропонував ідею використання невеликого вилученого повітряного крила для вимірювання кута атаки. Дослідження було проведено для оцінки характеристик зонда аеродинамічного профілю в низькошвидкісних середовищах з динамічним тиском. З теоретичної оцінки приріст коефіцієнтів перепаду тиску був показаний як коефіцієнт 2 для поверхні аеродинамічного профілю. Для випробувань в аеродинамічній трубі було взято невелике прямокутне крило з профілем NACA0012, і було встановлено, що воно виробляє значні коефіцієнти перепаду тиску для отримання кута атаки. Ці коефіцієнти перепаду тиску подавались на бортовий комп'ютер для отримання цифрових даних про кут атаки. У цій роботі наслідки числа Рейнольдса та числа Маха були проігноровані через низькі швидкості. Тиск, що відчувається на кранах, містить динамічний тиск та кут атаки. З теоретичного дослідження вони виявили, що максимальні розбіжності між кранами були отримані, коли крани розташовані приблизно в 5% положенні хорди. Крім того, вказується, що варіація коефіцієнта перепаду тиску з кутом атаки є лінійною. Для отримання комп'ютером динамічної інформації про тиск потрібні два незалежних набори вимірювань тиску. Тому для вилучення кута атаки з даних повітря слід використовувати мінімум три крани тиску.

Випробування аеродинамічної труби проводили за допомогою добре відбитого напівкрила, встановленого на підлозі випробувального відділення. Перепади тиску для більше десятка пар кранів були перевірені, щоб знайти найкращу пару. Перший потік на верхній поверхні становить 7,5% хорди; кран 2 знаходиться зверху, лише за кормом переднього краю, а кран 3 - на нижній поверхні з хордою 5%, що, як виявляється, є найкращою парою.

Навіть невелика помилка кута атаки матиме суттєвий вплив на розрахований полярний опір. Інструмент на основі лазера був розроблений МакДевітом для вимірювання кута атаки моделей під час випробувань в аеродинамічній трубі. У звичайних механічних системах вимірювання демонструють велику кількість помилок через вібрацію, але в оптичному методі падаючий промінь проходить нормально до поверхні моделі, і це не впливає, поки модель не нахилиться. Нахил моделі призведе до заломлення променя. Це зміщення пропорційне куту між поверхнею та падаючим променем. Для вимірювання переміщення за опорним середовищем закріплений фотодетектор. Налаштування оптичного вимірювання кута атаки показано в, відтвореному з посилання

Положення падаючого пучка щодо детектора може змінюватися внаслідок вібрації моделі, прогинів внаслідок динамічного тиску та температури. Ці обмеження подолані за допомогою просторового фільтра, встановленого перед заломлюючим середовищем разом із колімірованим світловим пучком. Завжди буде падаючий промінь в одному і тому ж відкаліброваному положенні щодо фотодетектора. Детектори були здатні забезпечувати зчитування з роздільною здатністю  $0,01^\circ$  в діапазоні  $18^\circ$  і роздільною здатністю  $0,03^\circ$  в діапазоні  $44^\circ$  з часовою потужністю 60 Гц, якої було достатньо для забезпечення точних вимірювань кута атаки в реальному часі.

Уітмор розробив систему даних змивного повітря, яка складається з матриці з 25 отворів тиску, розташованих у концентричних колах на носі автомобіля. Він здатний вимірювати кут атаки, кут бокового ковзання, число Маха та висоту тиску. Традиційні методи не підходять для вимірювання кута атаки при польотах з високим кутом атаки. За дослідний апарат був прийнятий F-18 (дослідний апарат з високим альфа - HARV). Апаратне забезпечення HI-FADS, калібрування та розробка алгоритму були коротко обговорені в цій роботі. Випробування проводили для діапазону чисел Маха від 0,15 до 1,20 та кута атаки від  $-8,0^\circ$  до  $55^\circ$ . Система вимірювання HARV

включає дані з 25 отворів. Крім того, відношення кроку, повороту та повороту, лінійні прискорення, кутові швидкості та дані повітря з повітряних стріл наконечника крила були цифрово закодовані та телеметровані на землю для післяпольотного аналізу. Тести проводились для всіх 25 отворів та підгрупи з 9 отворів. Дані про тиск брали зі швидкістю 25 проб / с.

Тиск у  $i$ -му отворі системи HI-FADS задавали щодо кута падіння потоку в напівемпіричному:

$$\rho_i = q_c [\cos^2(\theta_i) + \varepsilon \sin^2(\theta_i)] + \rho_\infty$$

де  $\rho_i$  - тиск у  $i$ -му отворі HI-FADS,  $\theta_i$  є функцією розташування поверхні та ефективного кута атаки та бокового ковзання.  $\varepsilon$  - параметр калібрування моделі зондування даних зонду з високим кутом атаки.  $\rho_\infty$  - статичний тиск у вільному потоці.  $q_c$  - стисливий динамічний тиск у вільному потоці) Для розв'язання рівнянь використовувались метод найменшої квадратної регресії для отримання параметрів калібрування, а з калібрування для конфігурацій 9 та 25 портів повідомлялося, що обидва результати давали майже однакові результати і дійшли висновку, що калібрування в основному під впливом конфігурації літака.

Коли кут атаки дорівнює нулю, датчик нахилу буде знаходитись у збалансованому положенні. Опір між центральним електродом і зовнішніми електродами дорівнює. Коли змінюється кут атаки, електролітична рідина зміщується і створює зміну опору між електродами. Ця зміна опору пропорційна куту нахилу. Виконуючи різні випробування, було встановлено, що електролітичний датчик нахилу в режимі RG-37 виявляється з найвищою точністю. Незважаючи на те, що ці електролітичні датчики працювали краще, ніж звичайний сервоприскорювач, вони мають певні обмеження через рухому електролітичну рідину в датчику. Вимірювання догори дном неможливо. Крім того, діапазон вимірювання та чутливість до взаємодії валка (через рухому електролітичну рідину) дискваліфікують датчики нахилу як вимірювальний прилад кута атаки.

Новий метод був запропонований Серхіо Каллегарі та ін. використання емнісних смугових датчиків для вимірювання кута атаки та швидкості руху. Ці датчики були безпосередньо накладені на крило, що виключає виступаючий ефект звичайних датчиків. Цей смуговий датчик спеціально розроблений для застосування БПЛА. Вимога до точності окремого датчика може бути знижена за допомогою надлишкової кількості датчиків та відповідних методів обробки сигналів. Таким чином, пристрої можна зробити недорогими. Динамічний розподіл тиску на крило було реконструйовано шляхом застосування цих смуг тиску, які здатні вимірювати перепади тиску. Напірна стрічка має три шари, включаючи підлогу, розпірку та деформовану тонку поліімідну поверхню з безліччю чутливих до тиску плям. Кожна пляма виконана з камери з двома електродами, одна закріплена внизу, а інша - рухома за допомогою гнучкого верхнього шару. Між усіма камерами підтримується однаковий внутрішній тиск, з'єднуючи їх мініатюрними трубами.

Схема оцінки параметрів повітря в режимі реального часу була розроблена та впроваджена з нерухомим крилом Мохаммадом Шакрой та іншими. Апаратне забезпечення в моделюванні циклу було використано для аналізу продуктивності та ефективності алгоритму. Байєсовський підхід оцінки було порівняно з оцінкою розширеного фільтра Калмана . Підхід заснований на розкладанні нелінійної динамічної моделі БЛА на кінцевий набір лінійних моделей. За алгоритмом вибору режиму вибирається правильний режим на основі декількох етапів фільтрації. Для оцінки використовується лінійний метод найменших квадратів або байєсівська фільтрація. Для обох підходів було розроблено аналітичне вираження швидкості руху, і оцінене значення  $\alpha$ ,  $\beta$  використовується для оновлення оцінки швидкості руху. LSM вирішує кінцеве число лінійних задач найменших квадратів для оцінки  $\alpha$  і  $\beta$ . Цей метод швидший, ніж байєсівський підхід, оскільки матриці рішень LSM є єдиною функцією динамічної моделі. У байєсівському підході шум береться з Інерційного вимірювального блоку ,



і він дає більш точні результати. Для оцінки  $\alpha$ ,  $\beta$  і  $V_a$  використовувались нелінійні режими гібридної системи. Шість системи рівнянь DOF писали як  $A_i x_i = b$  (матриця, що залежить від режиму  $A_i - 6 \times 2$ ), де  $x_i = [\alpha_i, \beta_i]^T$  містить оцінює кут атаки, а  $b$  - незалежна матриця аеродинамічних параметрів планера в режимі  $6 \times 1$ .

Мартос та Роджерс розробили недорогу систему приладів для вимірювання кута атаки. Ця система кута атаки працює на основі значення перепаду тиску. Було виявлено, що використання ненормованого перепаду тиску не забезпечує належної точності в усьому діапазоні кута атаки літака. Калібрувальна крива є лінійною з достатньою точністю у високих кутах областей атаки, за винятком області стійла; тому система кута атаки, яка використовує "ненормований перепад тиску", не може бути використана для вимірювання кута атаки під час круїзу або польоту з низьким кутом атаки. Він підходить лише для польотів з високим кутом атаки або як попереджувальні пристрої. Тиск вимірювали за допомогою датчика перепаду тиску MA4525. Повномасштабний вихід - 1,0 фунт / кв. Дюйм з точністю  $\pm 1/4\%$  від повного масштабу. В якості мікроконтролера було обрано Arduino Uno через його вартість та простоту. Дві системи DFRDAS були встановлені на 38,9% хорди в лівому та правому крилі відповідно. Виміряні диференціальні тиски були оброблені для обчислення кута атаки.

Новий тип датчика кута атаки був розроблений Sumantra Bhattacharya за допомогою кульового кодера миші та двох інфрачервоних модулів. Цей метод може бути реалізований лише для випробувань аеродинамічної труби. Цей прилад складається з колеса кодера, який обертається разом із моделлю, і він вирізає ІЧ-ближнє світло, що виходить із передавача інфрачервоних модулів. Це зменшує інтенсивність світлового променя, що надходить у приймач, і зміна інтенсивності світла використовується для вимірювання кута, на який обертається колесо. Два інфрачервоні модулі використовуються для ідентифікації напрямку обертання за допомогою різниці фаз між ними.

Приблизне значення справжнього аерометричного кута атаки можна визначити за аналітичною залежністю:

$$a_i = K_a \cdot a_m + a_u \sim a_m \cdot K_a(M, P) + K_0(M, P),$$

де:  $K_a$  - коефіцієнт аеродинаміки,  $a_u$  - значення початкового налаштування кута атаки,  $K_0$  - коефіцієнт аеродинаміки,  $M$  - число Маха,  $\beta$  - кут ковзання,  $a_m$  - значення локального кута.

Постійність коефіцієнтів  $K_a$  та  $K_0$  визначається правильним вибором місця встановлення датчика. Значення цих коефіцієнтів визначаються методом найменших квадратів на основі льотних вимірювань кута атаки та обчислення справжнього кута атаки для конкретного літака.

Під час польоту на високій швидкості та критичних режимах польоту пам'ятайте про критичний кут атаки.

Критичний кут атаки - це кут атаки, який відповідає максимальному коефіцієнту підйому. Під критичним кутом атаки, коли кут атаки зменшується, коефіцієнт підйому зменшується. І навпаки, над критичним кутом атаки, коли кут атаки збільшується, повітря починає плавно текти по верхній поверхні профілю і починає відокремлюватися від верхньої поверхні.

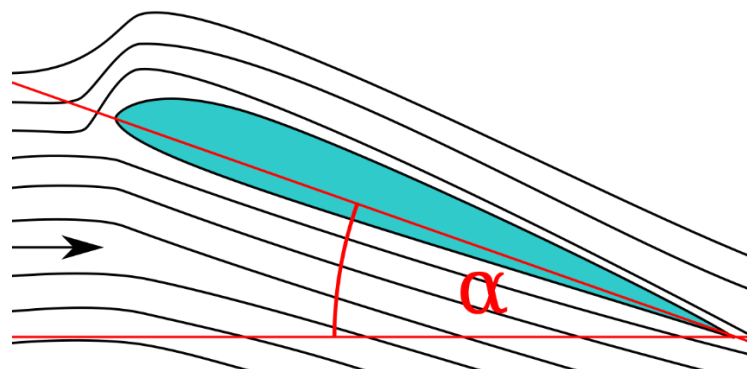


Рис 1.1 кут атаки крила

На більшості форм аеродинамічного профілю із збільшенням кута атаки верхня точка поверхневого розділення переміщується від заднього краю до переднього краю. При критичному куті атаки верхній поверхневий потік є більш відокремленим, і аеродинамічний профіль або крило виробляє свій максимальний коефіцієнт підйому. У міру подальшого збільшення кута атаки поверхневий потік стають більш розділеними, а коефіцієнт підйому ще більше зменшується.

Під цим кутом атаки літак вважається в небезпечному положенні. Літак із фіксованим крилом за визначенням затримується під критичним кутом атаки або вище критичного, нижче певної швидкості. Швидкість повітря, при якій літак має тенденцію випрямлятися, залежить від ваги літака, коефіцієнта навантаження, центру ваги літака та інших факторів. Однак літак завжди знаходиться під однаковим критичним кутом атаки. Критичний або критичний кут атаки крила зазвичай становить близько  $15^\circ - 20^\circ$  для багатьох аеродинамічних профілів.

Сучасні літаки оснащені вбудованою автоматичною системою керування, комп'ютером, який автоматично запобігає збільшенню кута атаки літака при досягненні максимального кута атаки, незалежно від дій пілота. Це називається "обмежувачем кута атаки" або "альфа-обмежувачем". Сучасні авіалайнери з технологією fly-by-wire, тобто передача сигналів на відхилення поверхонь шляхом передачі сигналів з рулів пілотів (або "бокових палиць" на деяких літаках) мережевих проводів, уникайте критичного кута атаки за допомогою програмного забезпечення в комп'ютерних системах, які контролюють відхиляючі поверхні.

Під час зльоту та посадки з коротких злітно-посадкових смуг, таких як операції морських перевізників та літаків STOL, країна може оснастити літаки показниками підйому резерву. Ці показники вимірюють кут атаки або потенціал підйому крила (POWL, або резерв підйому) безпосередньо

, допомагаючи пілоту з більшою точністю підлітати ближче до точки відмови. Операції STOL вимагають, щоб літаки діяли близько до критичного кута атаки під час посадки та з найкращим кутом зльоту під час зльоту. Індикатори кута атаки використовуються пілотами для досягнення максимальної продуктивності під час цих маневрів.

Також можна зазначити, що аеродинамічні кутоміри можна розділити на три класи:

1. Зондові лічильники різних принципів роботи та конструкцій, що визначають місцеві напрямки зустрічного потоку повітря в точці розміщення зонда з наступним перерахунком значень місцевого кута в істинний.
2. Аналітичні лічильники, які визначають справжні значення аеродинамічних кутів, розв'язуючи рівняння руху щодо цих кутів. Мається на увазі, що алгоритми калькулятора містять змінні швидкості, прискорення, маси, числа Маха, виміряні бортовими датчиками та системами.
3. Складні лічильники, що поєднують різні типи зондових та аналітичних лічильників. з метою підвищення їх точності та забезпечення постійного контролю справності.

Сучасна авіація використовує такі методи вимірювання:

- аерометричний метод, заснований на вимірюванні швидкісного тиску повітря;
- доплерівський метод вимірювання швидкості польоту, описаний явищем доплерівського зсуву частот радіосигналу, відбитого від Землі;
- інерційний метод, заснований на вимірюванні прискорень та одноразовій інтеграції прийнятих сигналів.

## 1.2. Флюгерний вимірювач кута атаки

Вимірювач кута флюгера призначений для вимірювання місцевих аеродинамічних кутів - кута атаки  $\alpha$  та кута ковзання  $\beta$ . Його характерною особливістю є те, що в якості первинного перетворювача (чутливого елемента) використовується зонд у вигляді флюгера, який найчастіше є симетричним клином з невеликим кут, що виходить за межі прикордонного шару літака. Під дією аеродинамічних сил флюгер орієнтований у напрямку зустрічного повітряного потоку, а кутове положення флюгера відносно напрямку поздовжньої осі літака визначає кут аеродинаміки в місці розташування датчика.



Рис 1.2 Флюгерний вимірювач кута атаки в корпусі

Корпус датчика встановлений на обшивці біля носової частини літака, де є певні умови потоку, отже, виміряний місцевий кут аеродинаміки слабо залежить від швидкості польоту та висота над рівнем моря, умови навколишнього середовища та інші зовнішні фактори. Для вимірювання кута атаки, щоб виключити вплив розсувного літака, зазвичай використовують два датчики, встановлені на правому та лівому бортах.

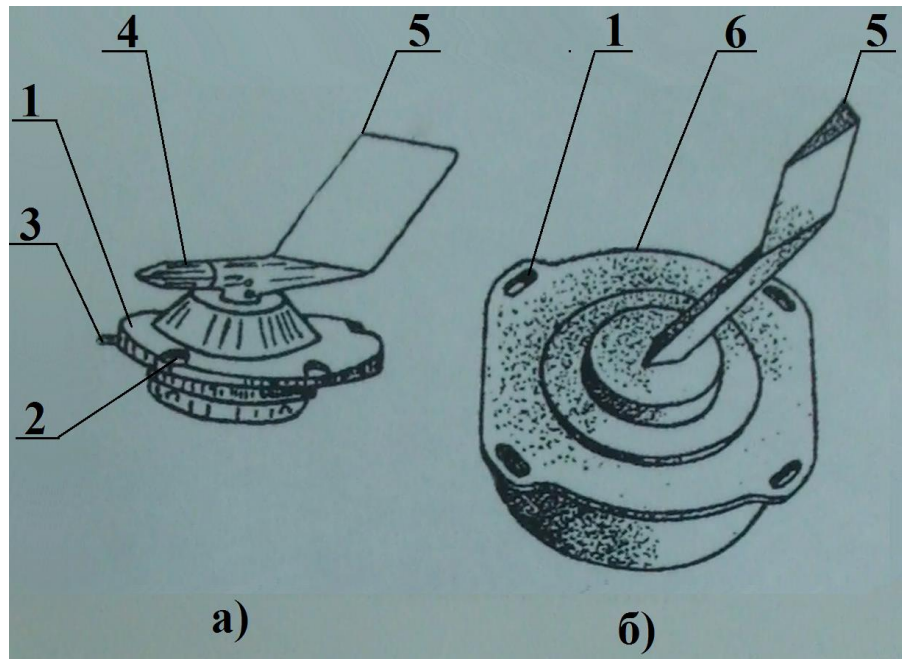


Рис 1.3 Флюгерний вимірювач кута атаки ( зовнішня будова)  
 а - ДАУ-12, б - ДАУ-85, 1 - корпус, 2 - отвори для кріплення, 3 - фіксатор, 4 - противага, 5 - флюгарка, 6 - паз кріпильний.

Перевагами цього лічильника є відносна простота, низька вартість та простота обслуговування, що робить їх найбільш поширеними.

До суттєвих недоліків належать низька точність на низьких швидкостях літака та низькочастотна смуга пропускання.

### 1.3. Пневматичний вимірювач кута атаки

Пневматичний аеродинамічний кутомір є другим за поширеністю вимірювачем кута атаки після флюгерного. Як і флюгерний, пневматичний вимірює місцеві аеродинамічні кути. Основні відмінності між ними - це підвищені динамічні характеристики, більш правильна форма чутливого елемента та підвищена чутливість до коні повітряного потоку на низьких швидкостях польоту пневматичного вимірювального приладу. Пневматичні вимірювальні прилади включають принцип створення рушійного моменту. Якщо у флюгері створення рушійного моменту пов'язане з підйомною силою крила в потоці повітря, то в пневматичному лічильнику рушійний момент залежить від природи потоку навколо чутливого елемента і перепад тиску впливає на робочі колеса, що призводить до підвищеної чутливості лічильника до фаз потоку.

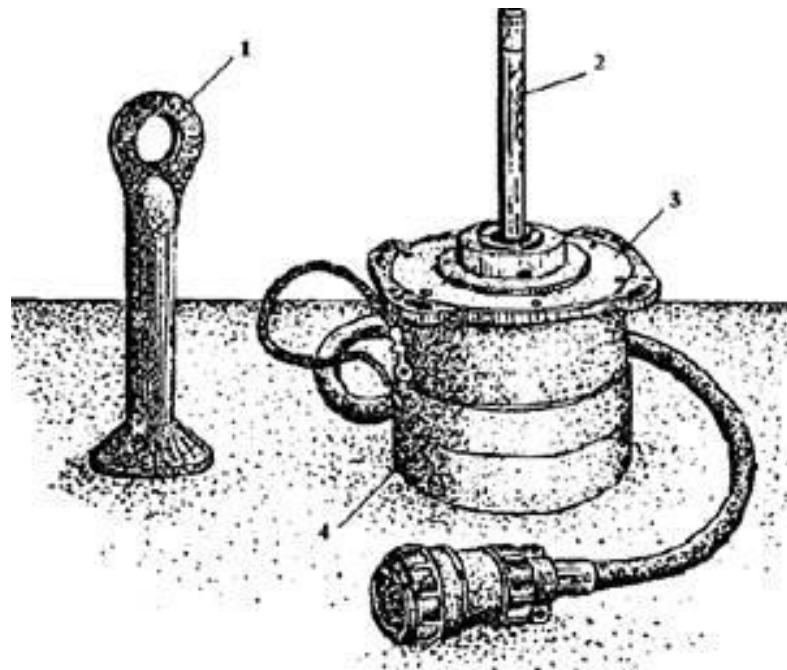


Рис.1.4 Зовнішній вигляд пневматичного датчика аеродинамічних кутів атаки 1 - чохол; 2 - зонд; 3 - фланець кріплення; 4 – корпус;

До недоліків можна віднести знижену надійність через можливість засмічення під час експлуатації пневматичних трактів та багато іншого. Однак американські експерти з Teledine та британські експерти з Ferranti розробили механічні аерометричні датчики кута з конічними зондами для високошвидкісних ЛА.

Переваги такого конічного датчика полягають у тому, що більш акуратний аеродинамічний корпус у формі конуса спроектований з меншим опором повітряного потоку за обшивкою літака;

До недоліків конусного датчика належать:

- технологічні труднощі розміщення нагрівальних елементів у зонді,
- менша чутливість через зменшення фактора форми.

#### 1.4. Маркерний вимірювач кута атаки

Маркерний аеродинамічний кутомір має єдину відмінність від обговореного вище:

- відсутність громіздкої конструкції зонда в потоці.

Носій інформації - це електрична мітка, яка рухається із середньою швидкістю в потоці, відстежуючи її напрямком. Вимірювач кута також відноситься до місцевих аеродинамічних вимірювачів кута.

Мірою швидкості в потоці є час прольоту точкою сталої відстані  $L$  між електродами 1 і 3.

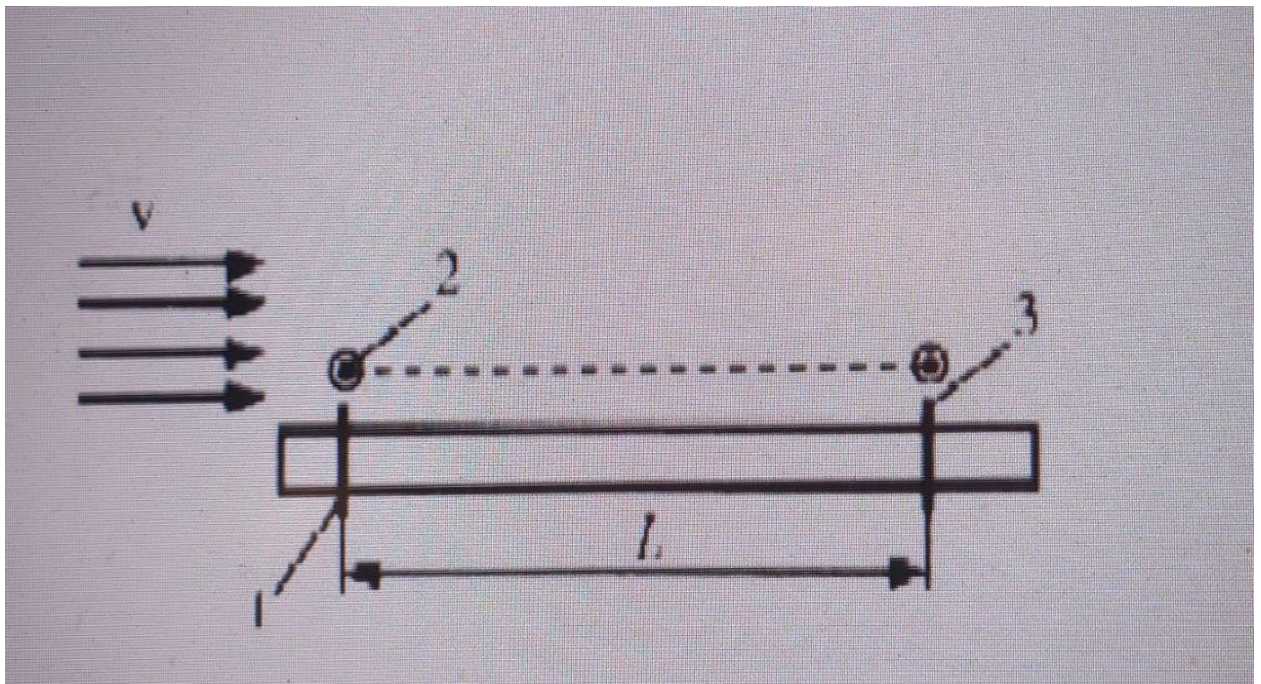


Рис.1.5 Принципова схема маркерного вимірювача: 1 - електроди генератора міток, 2 - мітка, 3 - приймальний електрод,  $L$  - мірна база (довжина вимірювальної площини).

Джерелом іскрової мітки є два електроди з нікелю або вольфраму, на які генератор періодично подає імпульси високої напруги. Електроди розміщуються безпосередньо в потоці повітря. В процесі електричного розряду відбувається іонізація повітря між електродами, створюється іонна хмара, яка передається потоком повітря до приймаючого електрода на вимірювальній базі  $L$ . несе яскраво виражений позитивний заряд. Етикетка має невеликий розмір, який визначається міжелектродною відстанню розрядника генераторів

- мати невеликі геометричні розміри,
- мати яскраво виражений заряд (часто позитивний),



- мати можливість подати сигнал про його реєстрацію при польоті на великій висоті;
- мати великий рівень сигналу;
- мати достатній термін служби в геометричних розмірах.

### **1.5. Сферичний вимірювач кута атаки**

Сферичний аеродинамічний кутомір призначений, як обговорювалося вище, для вимірювання місцевих кутів. Він використовує аеродинамічні властивості сфери в потоці повітря. Це схоже на пневматичний датчик, коли сфера використовується як зонд. Головною його відмінністю від усіх розглянутих лічильників є відсутність обертових частин конструкції. Такий лічильник іноді називають отвором через те, що в кулі зроблено багато отворів. Поширеним варіантом сферичного лічильника є напівсферичний зонд із п'ятьма отворами.

Ідея створення сферичного датчика з'явилася наприкінці 20-х років ХХ століття для отримання тиску під різними кутами. Вже тоді було встановлено, що чутливість приймачів тиску у вигляді сфери максимальна, якщо кут похилих отворів дорівнює центральній осі приймача від 40 до 45 градусів при дозвуковій швидкості.

Ці датчики використовуються для лабораторних досліджень повітряних потоків, наприклад, для вимірювання параметрів газових потоків у системах згоряння. Найпоширенішим був комбінований лічильник, який поєднує в собі приймачі повного і статичного тиску та також лічильник напрямку потоку повітря за аналогією з аерометричним метром швидкості повітря та кути ковзання.

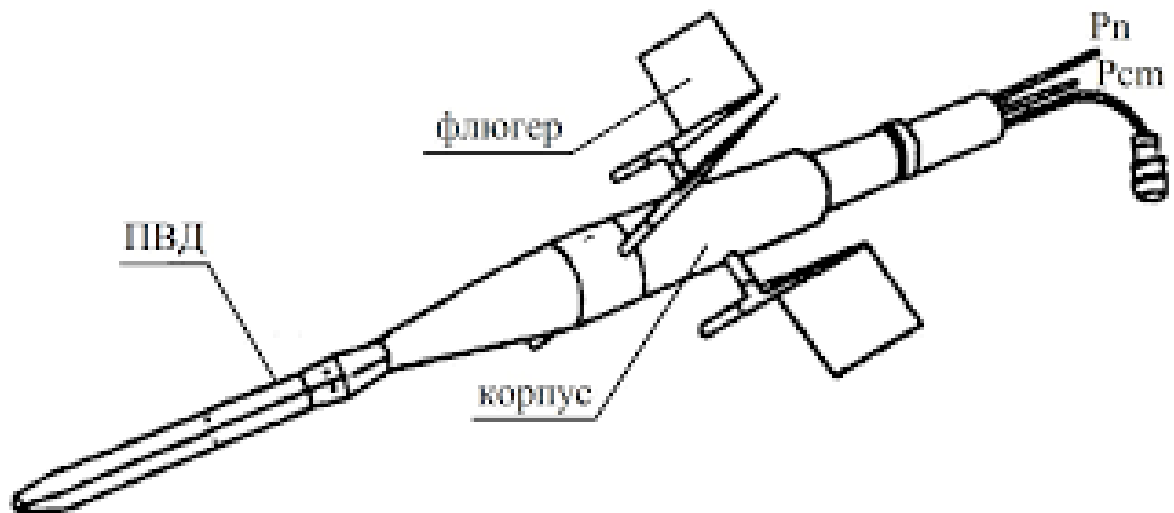
Зонд такого лічильника являє собою комбінацію приймача тиску повітря "PVD" з півсферою в основній частині з п'ятьма отворами. Позитивними якостями цього датчика є надійність через відсутність обертових частин конструкції, малі розміри та малу вагу.

До його недоліків можна віднести той факт, що обмежені робочі аеродинамічні кути в межах від 60-65 градусів, необхідність ретельного калібрування датчика в аеродинамічній трубі з деталлю ЛА, де він встановлений. Отже, сферичні датчики не можуть бути універсальними і використовувались лише в лабораторних дослідженнях та на унікальних багаторазових космічних кораблях типу ЛА, таких як «Шаттл» або «Шторм».

### **1.6. Гібридний вимірювач кута атаки**

Мотиваційні фактори для вивчення та розробки комбінованих аеродинамічних кутометрів - це спроба поліпшити метрологічні та масові характеристики, підвищити безпеку польоту літака та зменшити матеріальні витрати на випробування літаків. Комбінований аеродинамічний кутомір призначений для одночасного вимірювання локальних кутів атаки, ковзання, повного та статичного тиску. Використовується для вимірювання аеродинамічних параметрів у польоті вертольотів і літаків. Для цього вони переносяться штоком уперед у фюзеляжі у відносно тихій зоні повітряного потоку.

Використання цього датчика значно підвищує точність сприйняття тиску та вимірювання кутів атаки та ковзання через видалення конструкцій датчика поза корпусом літака в повітрі безперешкодно потік на спеціальному стрижні. Це зменшує загальну масу пристроїв та кількість елементів конструкції, які виступають за межі корпусу літака. Цей тип калібру часто використовується при вивченні нових типів літальних апаратів та порівняльних випробуваннях інших типів бортових "DAU" та "PVD". одночасне точне вимірювання місцевих аеродинамічних кутів та сприйняття повного та статичного тиску в їх широких діапазонах. Крім того, ці пристрої мають достатню універсальність, що дозволяє встановлювати їх на різних літаках без додаткових модифікацій та дорогих налаштувань.



Недоліками цих пристроїв "DUAS" і "DUAS-PVD" можуть бути такі:

- Вони спотворюють аеродинаміку літака;
- деякі можуть закрити огляд пілотам простору перед літаком; кути атаки та ковзання ( $\pm 15^\circ$ ), де сприйняття тиску здійснюється з прийнятною точністю.

Поза цим діапазоном кутова помилка "PVD" збільшується з великою інтенсивністю. У зв'язку з цим, найчастіше в стандартній версії "DUAS" і "DUAS-PVD" встановлюються вертольоти, де інші опції датчиків не можуть експлуатуватися, та надзвукові літаки. На інших літаках ці пристрої використовуються як еталон при випробуваннях бортових типів лічильників аеродинамічних параметрів, встановлених на фюзеляжі.

### 1.7. Висновки до розділу

Польоти літаків виконуються в атмосфері, де виконання основних польотних завдань пов'язане з пілотуванням вектора швидкості, положення якого в системі швидкості визначається за аеродинамічними кутами атаки та ковзання, цей розділ представляє основні методи вимірювання та вже давно впровадив пристрої для вимірювання кутів атаки та ковзання, їх переваги та недоліки.

Можна також зробити висновок, що кут атаки є одним із основних аеродинамічних параметрів, що визначають поведінку літаків у повітрі та пілотажні характеристики літака.

## РОЗДІЛ 2

### ДОПЛЕРІВСЬКИЙ ТА ЛАЗЕРНИЙ ВИМІРЮВАЧІ КУТА АТАКИ

#### 2.1. Загальні відомості про доплерівські та лазерні вимірювачі кута атаки

Лазерний вимірювач швидкості є най найсучаснішим і найскладнішим у впровадженні, але спочатку потрібно врахувати принцип дії лазера, а також роботу доплерівського вимірювача кута атаки ковзання. Лазер - це джерело когерентного, монохроматичного та вузько спрямованого електромагнітного випромінювання оптичного діапазону, яке характеризується високою щільністю енергії.

Існують газові лазери, рідкі лазери та тверді речовини, такі як діелектричні кристали, скло, напівпровідникові матеріали тощо. Лазер може перетворювати різні типи енергії в енергію лазерного випромінювання. Основним елементом лазера є активна середовище, для утворення якої використовується: вплив світла, електричний розряд у газах, хімічні реакції, випромінювання електронного пучка та інші фізичні елементи. Активне середовище розташоване між дзеркалами, які утворюють оптичний резонатор.

Також можна зазначити, що існує лазерів безперервної та імпульсної дії. Лазери широко використовуються у дослідженнях у галузі фізики, хімії, біології, голографії та техніки, насамперед в авіаційній промисловості.

Кафедра авіоніки							
	ПІБ	Підпис	Дата		Літера	Аркуш	Аркушів
Виконав	Худолій В.І.			ДОПЛЕРІВСЬКИЙ ТА ЛАЗЕРНИЙ ВИМІРЮВАЧІ КУТА АТАКИ			
Керівник	Землянський В.М.						
Консультант							
Н-контроль	Левківський В.В.						
Зав. каф.	Павлова С.В.						
					173 Авіоніка		

### 2.1.1. Доплерівський вимірювач швидкості та кута атаки

Ідея створення лазерного лічильника виникла після створення радіолокаційного доплерівського бортового лічильника (доплерівський лічильник швидкості та кута зносу).

«ДИСС» (ДВШЗ) – бортове устаткування, що стосується радіолокаційних пристроїв, що базується на використанні ефекту Доплера, призначеного для автоматичного безперервного вимірювання та індикації компонентів вектора швидкості, модуля швидкості, кут зносу та координати літака, автономно або в поєднанні з навігаційним обладнанням.

На відміну від спідометра манометричного типу, який показує швидкість літака відносно повітря,  $t, n$ , швидкість повітря, " ДИСС " визначає швидкість відносно земної поверхні.

Літаки " ДИСС " зазвичай призначені для визначення швидкості шляху та кута зносу або горизонтальних складових швидкості. Вертольоти " ДИСС " дозволяють нам визначити три складові вектора повної швидкості, тобто поздовжню, поперечну та вертикальну швидкості. поздовжньої осі літака під кутом не більше  $20 \dots 25^\circ$ , знак доплерівського зсуву частоти для кожного з променів відомий заздалегідь, і не потрібно визначити в польоті.

Рух вертольота в просторі може бути довільним. У деяких випадках, наприклад, у режимі зависання, вектор швидкості може бути нульовим або бути близьким до нуля та змінювати напрямок. У зв'язку з цим у вертольоті " ДИСС " необхідно виміряти доплерівські частоти до значень, близьких до нуля, а також визначити їх знак.

Крім того, вертольоти " ДИСС " характеризуються великою кількістю вихідних даних, оскільки поряд з трьома компонентами вектора швидкості в польоті на маршруті вимірюється доріжка швидкості і кут зносу, а також обчислення координат. Однопроменеві та багатопроменеві " ДИСС "

відрізняються кількістю променів, утворених антенною системою. В даний час найбільш широко використовуються чотирипроменеві літаки та трипроменеві доплерівські спідометри. півкуля зменшена до вертикальної площини, що проходить через поперечну вісь літака. Для двосторонніх лічильників ця умова не враховується

Принцип побудови «ДИСС» залежить від режиму випромінювання та типу модуляції випромінюваних коливань. Сучасний «ДИСС» використовує такі коливання:

- НМ - немодульований (безперервний режим);
- ЧС- безперервна частотно-модульована (режим частотної модуляції);
- НІМ - безперервний імпульс з низьким робочим циклом (безперервний імпульсний режим )
- ІМ - імпульсний (імпульсний режим)

Залежно від використовуваного доплерівського частотоміра розрізнити "ДИСС " за допомогою засобів відстеження та відстеження.

Метод вибору в вимірювачі доплерівської частоти із відбитого сигналу може бути когерентним або автокогерентним.

частота коливань передавача. У цьому випадку ви можете визначити знак доплерівського зсуву частоти. При випромінюванні імпульсних некогерентних коливань неможливо розрізнити доплерівську частоту безпосередньо для порівняння частоти випромінювання та відбитих коливань, оскільки вони зміщуються в часі.

У цьому випадку порівняйте фази або частоти коливань одночасно , отримані парами променів антенною системою. Однак при такій обробці знак доплерівського зсуву частоти визначити неможливо. Отже, режим роботи з випромінюванням імпульсних некогерентних коливань можна використовувати лише на доплерівських вимірювальних приладах літака. Головною перевагою «ДИСС» з безперервним немодульованим випромінюванням є концентрація доплерівського спектра сигналу в межах

однієї, досить вузької смуги частот, яка забезпечує найбільш повне використання енергії сигналу.

Отже, безперервне моделювання випромінювання є найбільш економічним режимом роботи лічильника. ширина спектра доплерівського сигналу. Оскільки при зміні режиму польоту спектр зміщується вздовж осі частоти, лічильник побудований як система відстеження, яка виконує фільтрацію. Такі лічильники можуть використовувати лічильники відстеження за допомогою частотного дискримінатора або за допомогою квадратурно-фазового дискримінатора.

Вимірювач відстеження працює у двох режимах: режимі пошуку сигналу та режимі вимірювання середньої доплерівської частоти. Суть режиму пошуку полягає у пошуку положення доплерівського спектра на частотній осі. Це досягається або переміщенням частотного АЧХ вздовж частотної осі смугового фільтра, або регулюванням частоти допоміжного генератора. Невід'ємним елементом системи є частотний дискримінатор. Режим відстеження призначений для підтримання постійного збігу спектра доплерівського сигналу з пропускну здатністю смугового фільтра, що може порушуватися при зміні режимів польоту ЛА. У режимі спостереження система працює як звичайний вимірювач.

### **2.1.2. Недоліки доплерівського вимірювача швидкості та кута атаки**

Недоліком " ДИСС " при безперервному випромінюванні є складність усунення проходу на вхід приймача передавача сигналу. Цей сигнал надходить на вхід приймача як через електричний зв'язок між приймальною та передавальними антенами, часто розташованими поруч, так і через відображення прямий сигнал від конструктивних елементів літального апарату. Вилучений сигнал зазвичай модулюється за амплітудою та фазою за випадковим законом, і коли літак літає на досить великій висоті, може

в рази перевищувати не тільки власний шум приймача , а також сигнал , що призводить до зменшення чутливості приймача.

Для зменшення ефекту проникнення цих сигналів у доплерівський лічильник використовується частотна модуляція або імпульсний режим випромінювання. У імпульсному режимі роз'єднання приймального та передавального каналів здійснюється шляхом закриття приймача на час імпульсного випромінювання. Однак існують "сліпі" висоти, тобто пристрій не працює на висотах, де час затримки відбитих сигналів кратний періоду повторення імпульсів.

Одним з головних недоліків доплерівського імпульсного випромінювання та автокогерентної обробки є погіршення якості роботи при нахилі та кроці літака, а також при політ над пересіченою місцевістю. У цьому випадку відбувається одночасне надходження сигналів парами променів, поки не буде перекриття в часі, внаслідок чого різниця не утворюється. Усуньте ефект нахилу та кроку шляхом стабілізації антени в горизонтальній площині. Слід також зазначити, що доплерівський вимірювач з автокогерентною обробкою сигналу може використовувати генератори з низькою частотою стабільність, оскільки для доплерівського вибору частоти порівнюють одночасно, приходять промені приймальної антени відображають сигнали, на які частота і фазова нестійкість впливають однаково і при відніманні спектрів компенсуються.

" ДИСС " з частотною модуляцією, зберігаючи переваги постійного випромінювання, дозволяють значно зменшити ефект шумової складової , що передається на вхід приймача випромінюваного сигналу, оскільки завдяки частотній модуляції спектр відбитого сигналу зміщується пропорційно його затримці . Однак у таких доплерівських лічильниках зазвичай є "сліпі" висоти, що є їх недоліком.



### **2.1.3. Класифікація доплерівських вимірювачів швидкості та кута атаки**

За призначенням існують літакові та вертолітні доплерівські вимірювачі: Літакові - для вимірювання швидкості руху та кута зносу, вертолітні - для визначення компонентів вектора повної, поздовжньої, поперечної швидкості руху.

Основна відмінність між вертольотом та бортовими лічильниками полягає в тому, що вони повинні оцінювати частоту Доплера майже з нуля та з урахуванням його знаку, і літак із силою, що літак літає лише вперед і має мінімальну швидкість польоту, вимірюється лише абсолютне значення (модуль) доплерівської частоти та при мінімальних значеннях крім нуля. Тому вертолітні вимірювачі важче виконати, ніж літакові.

Відповідно до типу випромінювання існують " ДИСС " із безперервним немодульованим та частотно-модульованим випромінюванням.

також розробив лічильник з імпульсним випромінюванням, але вони не пішли у масове виробництво. Стандартні смуги частот - 8,8-9,8 ГГц та 13,25-13,4 ГГц.

Залежно від особливостей технічної реалізації виділяють такі типи доплерівських лічильників:

- літакові та вертолітні;
- однопроменеві та багатопроменеві;
- з фіксованою та поворотною антенною системою;
- односторонній та двосторонній;
- з постійним та імпульсним випромінюванням;
- з випромінюванням модульованих і немодульованих коливань.

#### 2.1.4. Принцип дії доплерівського вимірювача швидкості

Принцип дії доплерівського вимірювача заснований на використанні ефекту Доплера, згідно з яким частота прийнятого сигналу, відбитого від певної поверхні, може відрізнятись від частоти випромінюваного сигналу, а різниця залежить від відношення швидкості об'єктів відносно один одного - "ефект Доплера".

Для вимірювання швидкості лічильник має антенну систему з кількома (3 або 4) загостреними променями. Сигнал, отриманий на, кожен з цих променів має доплерівську частоту, пропорційну проекції вектора швидкості літака на цей промінь. Для вимірювання вектора швидкості достатньо трьох променів, які не лежать в одній площині, але іноді використовуються чотири промені, що дає деяку надмірність без помітного ускладнення дизайну.

Цей метод має настільки суттєвий недолік, що він принципово потребує антен, які зазвичай мають великі розміри. Крім того, відхилення кутів антени від номінального значення, наприклад, через температурні деформації, призводить до помилок вимірювання. Крім того, напрямок надходження максимально відбитого сигналу може відрізнятись від напрямку максимуму шаблону, якщо потужність відбитого сигналу різко зменшується із зменшенням куту променя, що також призводить до методологічних помилок вимірювання.

Цей ефект відбиття, відомий як "дзеркальний ефект", особливо поширений над спокійною поверхнею моря. Тому при використанні лічильників швидкості використовується перемикач суша-море для внесення відповідних поправок у результати вимірювань. Функціонально такий лічильник включає приймач з антенами, блоки вибору різницевого сигналу та вимірювання їх частоти, блоки обчислення векторів швидкості, пристрої індикації та зв'язку з навігаційним обладнанням. Найбільш складним у структурі елементом є

антенна система . Оскільки лічильник використовує безперервне випромінювання, необхідно використовувати окремі антени для прийому та випромінювання, тоді як необхідно забезпечити прямий вплив випромінювача на приймач вхід був мінімальним. Два типи антен використовувались у вимірі , а в старих системах використовуються дві окремі параболічні антени з багатопроневими випромінювачами.

У нових системах використовується більш складна, але менша антена з щільною хвилею. Конструктивно функціональні блоки - це, як правило, два великі блоки, високочастотні та низькочастотні, а також блок дисплея в кабіні.

## **2.2. Прототип лазерного вимірювача швидкості та кута атаки**

Як уже згадувалося вище, лазерний вимірювач параметрів швидкості повітря є найсучаснішим і найскладнішим у впровадженні, але він має ряд переваг перед іншими пристроями, представленими в роботі вимірювання швидкості , кута атаки.

Цей пристрій визначає параметри швидкості повітряного судна , вимірюючи доплерівські зсуви частоти повітряного випромінювання за допомогою лазерного променя, викликаного збудженням лазер у режимі попереднього пробою спонтанного випромінювання молекул повітря в двох точках перед літаком у його площині симетрії береться на борт випромінювання літака кожна точка, виділяючи в , вона має одну спектральну складову у вигляді двох розбіжних взаємно когерентних променів, що лежать в одній площині симетрії, змішуючи їх, вимірюючи різницю частот з нерівномірний доплерівський зсув, те саме відбувається за рахунок збудження спонтанного випромінювання в двох точках перпендикулярної площини, що проходить через поздовжню вісь літака, і результати вимірювань чотирьох різниць частот визначають значення справжньої швидкості, кутів атаки та ковзання.

Для визначення параметрів швидкості повітря в заявленому пристрої використовується власне спонтанне випромінювання молекул повітря, зондоване з лазером і отримане на борту літака. Крім того, у таких пристроях параметри швидкості руху визначаються на основі вимірювань різниць у доплерівських зсувах частоти.

### **2.2.1. Призначення лазера як приладу**

Назва "лазер" походить від перших літер слів "Light Amplification by Stimulated Emission Radiation", що означає: мікрохвильовий підсилювач із вимушеним випромінюванням. А. Прохоров та Н. Басов були першими, хто розробив лазер в СРСР. Спочатку ми працювали з радіочастотами. У 1956 р. Н. Г. Басов написав та захистив докторську дисертацію: "Молекулярний генератор", яка розглядала можливість аastosування принципів і методів квантової радіофізики до оптичної частоти діапазону, були створені принципово нові квантові генератори та підсилювачі радіочастот - мазери, першим з яких був мазер на молекулах аміаку. У 1959 р. Н. Г. Басов та А. М. Прохоров були нагороджені Ленінською премією за відкриття нового принципу генерації та посилення електромагнітного випромінювання на основі квантових систем.

Ці відкриття та дослідження, також проведені приблизно в той самий час у США Чарльзом Таунсом, породили та розробили нову галузь фізики - квантову електроніку. Перший діючий рубіновий лазер був представлений американським фізиком Теодором Майманом 7 липня 1960 р. У 1962 р. Н. Г. Басов та О. Н. Крохін виступили з ідеєю створити термоядерний синтез шляхом нагрівання певного об'єкта лазерним випромінюванням. Тож з'явився новий науково-технічний напрямок - лазерний термоядерний синтез (LTS), що призвело до створення різних типів лазерів, які на той час були лише твердотільними лазери стану з енергією в імпульсах, менше джоулів та газові лазери безперервної дії з малою потужністю, менше вата.

У 1964 році Н. Г. Басов, А. М. Прохоров і К. Таунс стали лауреатами Нобелівської премії за основні дослідження в галузі квантової електроніки, що призвело до створення мазерів і лазерів .

Лазер - це оптичний квантовий генератор, пристрій якого випромінює вузький промінь світла. Це відкриває безпрецедентні можливості для передачі енергії на будь-яку відстань зі швидкістю світла. Звичайне світло, яке дають різні джерела, можна охарактеризувати як невеликі промені світла, що летять у різних напрямках . Їх можна сконцентрувати за допомогою увігнутого дзеркала або лінзи і навіть розпалити вогонь, але енергія такого світлового потоку не дорівнює енергії лазерного променя.

Лазерний промінь складається з квантових частинок світла, це досягається примусовою активацією атомів прозорого середовища, що є основою лазерного випромінювання. Щоб викликати лавиноподібне  $\{1\}$  випромінювання в рубіновому стрижні, необхідно вразити атоми цієї речовини енергією іншого джерела, наприклад світлом, що утворюється під час вибуху. При контакті з рубіновою речовиною кожен зовнішній фотон виб'є новий фотон зі своїх атомів , який рухатиметься з тією ж силою і в тому ж напрямку , і коли він зіткнеться з нове атомне ядро, виб'є нову частинку. світло.

Завдяки полірованим стінкам рубіну, які діють як дзеркала, що відображають, потік фотонів багато разів пройде цей шлях, досягнувши високої щільності. У в цій точці нахил дзеркальної поверхні можна змінити, а промінь високої енергетичної потужності випустить назовні. Для досягнення випромінювання лазерного випромінювання необхідно підключити до робочої речовини лазера джерело енергії, що викликає збудження атомів. гази з газоподібним активним середовищем - це світиться електричний заряд, для твердотільних лазерів використовується імпульсна лампа, для рідких лазерів ви можете використовувати світло додаткового лазера , для напівпровідникових лазерів , наприклад, електричний струм.

Відповідно можна зазначити, що лазерні пристрої поділяються на: твердотільні лазери, газові лазери, барвники лазерів, пари металів, напівпровідники, вільні електрони, хімікати та волокна. Твердотільні лазери були створені першими у світі. У них промінь вигинається всередині скла, кристалів, дорогоцінних каменів. Ці кристали та камені не видобуваються в кар'єрах, а вирощуються в лабораторіях, всередині спеціальних камер відбувається хімічна реакція під дією високої температури (близько 2500 градусів)

Що таке синтетичні кристали - активне середовище для твердотільних лазерів. З твердотільних лазерів спочатку були розроблені рубінові лазери. Лазерний промінь - це підсилений або концентрований світло, і шматок рубіну діє як такий підсилювач, його називають активним середовищем. Якщо розмістити дзеркала по обидві сторони рубіну і створити потужний спалах, світло буде пробігати між ними, багато разів відображаючись і посилюючись в активному середовищі до він перетворюється на лазерний промінь. В активному середовищі промінь лазера стає когерентним, тобто частинки світла в ньому не заважають одна одній і летять паралельно, вони мають одну довжину хвилі та вузький спектр випромінювання. Для випромінювання лазерного променя - одне дзеркало робиться напівпрозорим. Замість рубінового активного середовища можна використовувати інший із багатьох варіантів:

Газові лазери - використовуються як активне середовище - суміш газів та парів. Щільність газу в лазері невелика, створює оптичну однорідність, світло не розсіюється і світловий промінь не спотворюється, що дозволяє збільшити відстань між дзеркалами, але досягти висока потужність - це не газ містить менше збурених атомів, які випромінюють світло порівняно з твердим тілом. Наразі існує три типи газорозрядних лазерів : іонні, нейтральні атомні та молекулярні лазери.

Вони відрізняються діапазоном генерованих хвиль та механізмом утворення

інверсії. популяція, тобто коли кількість атомів активного середовища, які перебувають у збудженому стані, стає більшим, ніж число атомів з низькою енергією, результатом є інверсія.

Лазери на барвниках - це активне середовище, в якому використовують органічні барвники на основі бензолу. Потужність випромінювання вимірюється в десятках ват, досягається безперервного випромінювання, а також може бути у формі ультракоротких імпульсів.

Ексимерні лазери - тип газоподібного активного середовища, який являє собою суміш інертних газів. Енергетичні переходи молекул ексимерів, які можуть існувати лише деякий час у збудженому стані, створюють недовговічні сполуки.

Металеві парові лазери можуть використовувати 27 типів металів, іонів та атомів, атоми яких мають відповідну структуру, щоб створити зворотну заселеність енергетичних шарів. Наприклад: лазери на парах міді випромінюють зелене світло, а потужність досягає 40 Вт, довжини хвиль 510,4 і 578,2 нм.

Напівпровідникові лазери, активним середовищем яких є напівпровідникові кристали, вони мають широкий діапазон довжин хвиль, а також низьку когерентність, надлишок електронів або їх дефіцити їх також називають дірками, коли вони рекомбінують енергію електричного струму перетворюється на випромінювання. Накопичення здійснюється електричним струмом, електронами, світловими променями. Вони мають високу ефективність і малий розмір, потужність в імпульсі до 1 МВт, можуть працювати в безперервному режимі, а їх довжина хвилі коливається від 0,3 до 40 мкм.

Лазери на вільних електронах - використовується випромінювання електронів, яке коливається під впливом зовнішнього магнітного або електричного поля. Діапазон хвилі від 6 нм (рентгенівське випромінювання) до СВЧ випромінювання 12,25 см. Частота випромінювання таких лазерів

плавно може змінюватися в широкому діапазоні при зміні швидкості руху електронів.

Хімічні лазери – вони в якості активного середовища зазвичай використовують суміш фтору з молекулярним воднем. Відбуваються екзотермічні хімічні реакції (тобто з виділенням тепла). Можуть працювати в імпульсному або безперервному режимі. Волоконні лазери - активне середовище оптичне волокно. Оптичне волокно виготовляється з кварцу, висока прозорість якого забезпечує насичений стан енергетичних рівнів атомів. Домішки, що вносяться до кварц, перетворюють його і поглинають в активне середовище, створюючи інверсний стан заселеності енергетичних рівнів при певній, підбраною експериментально потужністю накачування. Мають високу оптичну якість випромінювання, володіють невеликими розмірами, їхньою особливістю є те, що їх можна вбудовувати в волоконні лінії.



### 2.2.2. Сутність лазерного вимірювача швидкості та кута атаки ЛА

Принцип роботи заявленого приладу пояснюється наступними графічними зображеннями:

на рис.2.1 показано розташування лазерних ключів в площині  $X, Z$  симетрії літального апарату і в площині  $X, Y$ , що проходить через його поздовжню вісь перпендикулярно площині симетрії:

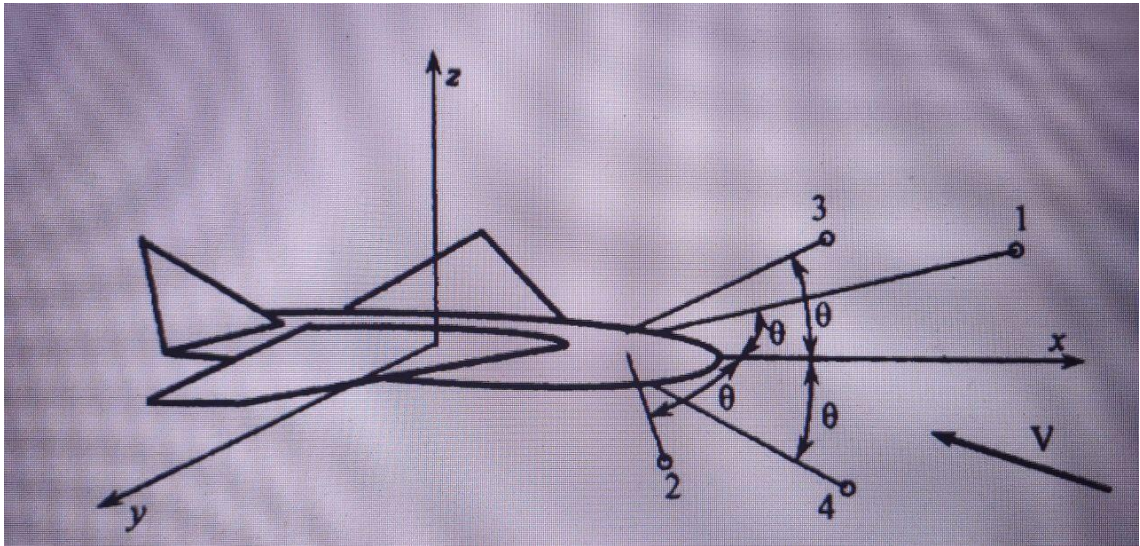


Рис 2.1

на рис.2.2 показані напрямки променів двох лазерів і збудження ними спонтанного випромінювання молекул повітря в площині  $X, Y$ ;

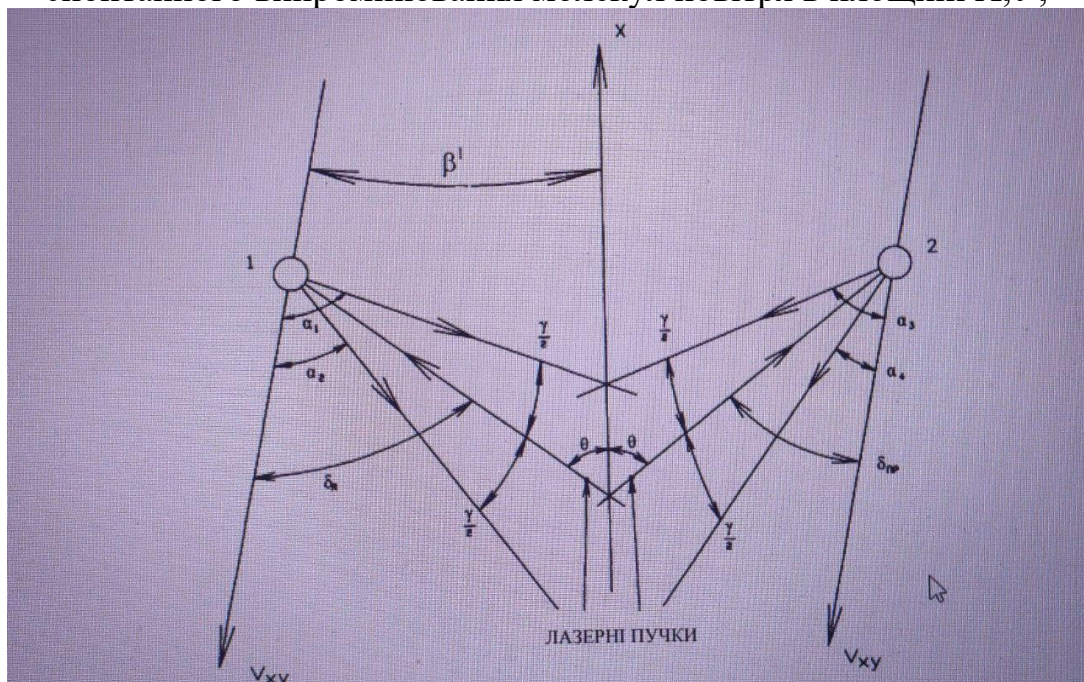


Рис 2.2

на рис.2.3 представлені напрямки променів в спрощеному варіанті реалізації;

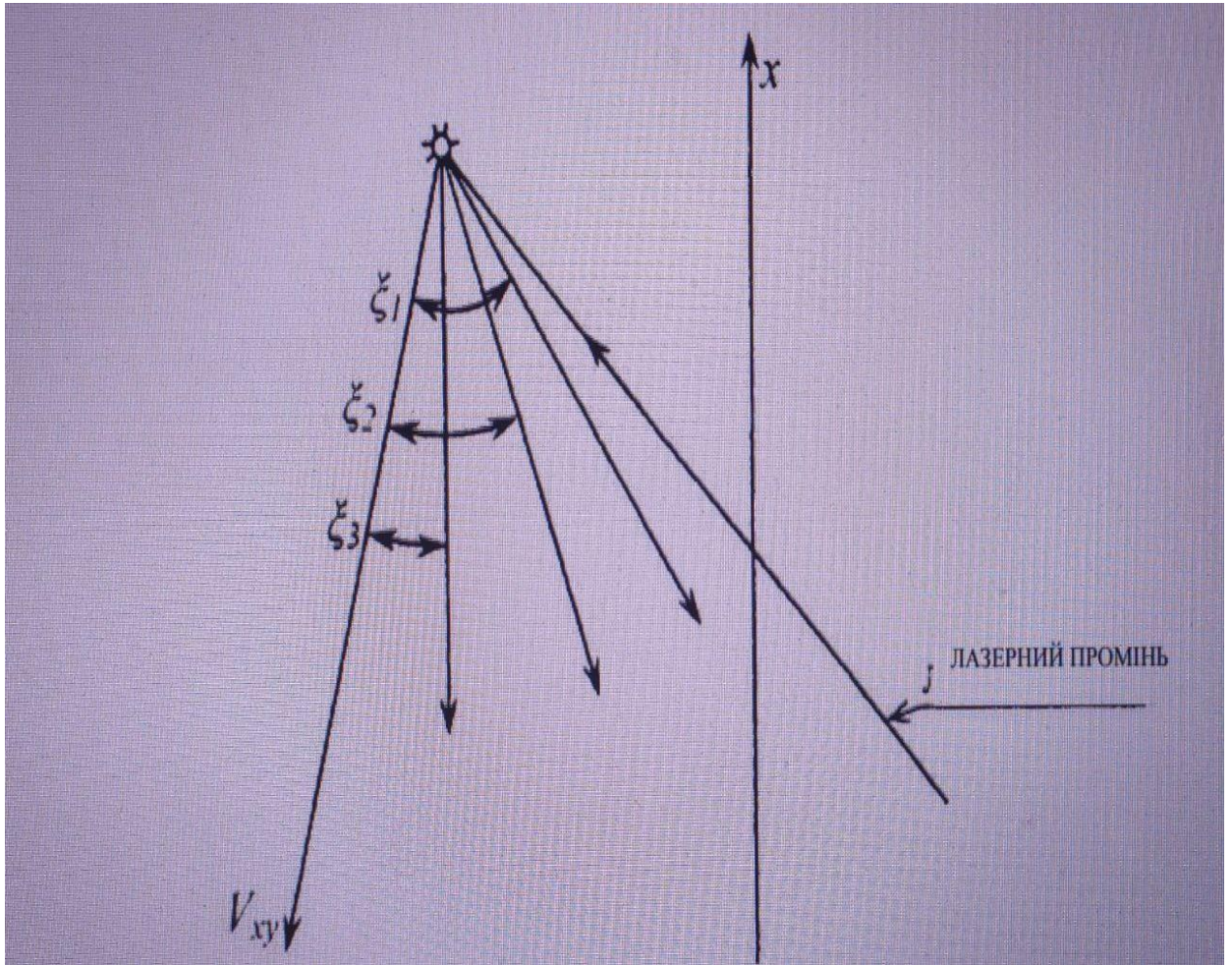


Рис 2.3

на рис.2.4 зображена блок-схема всього пристрою;

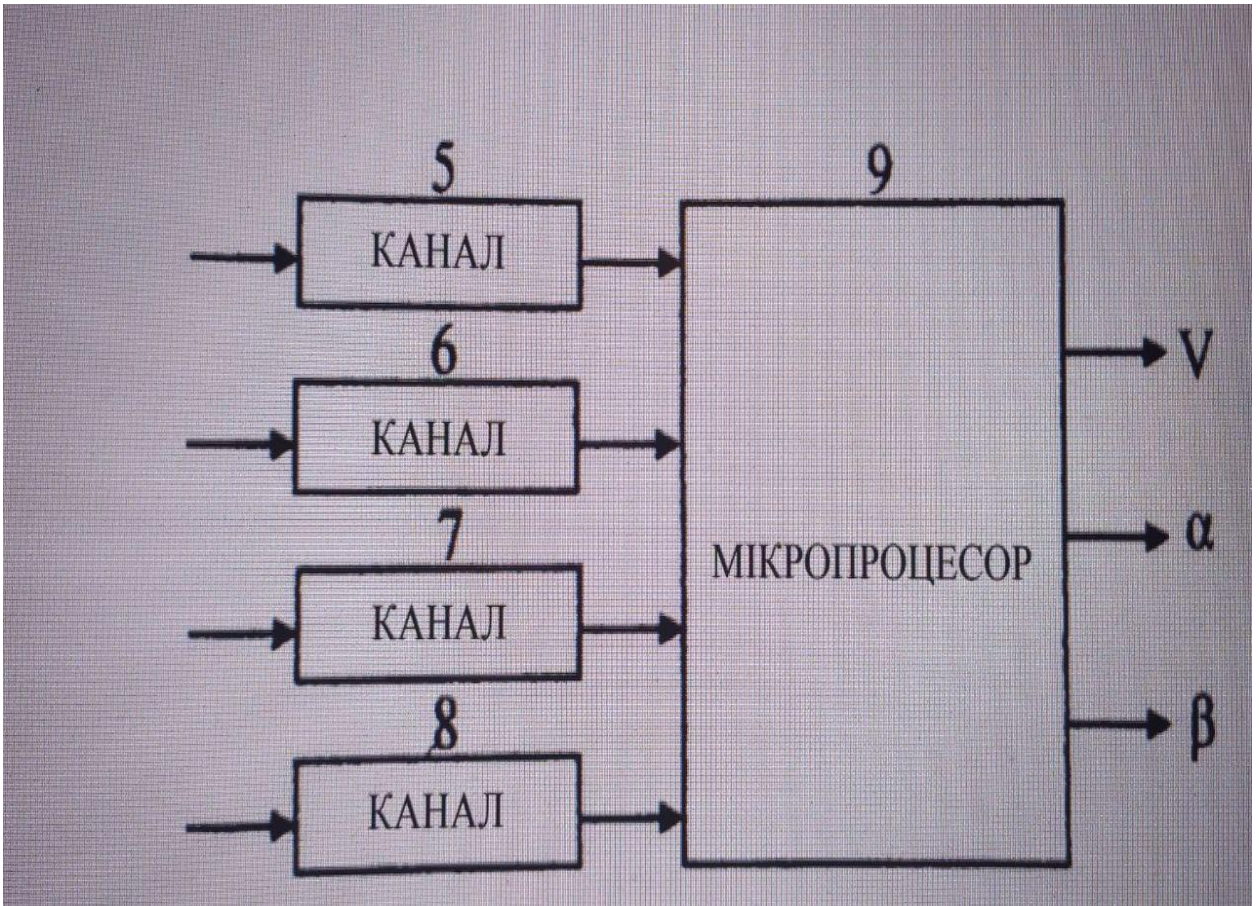


Рис 2.4

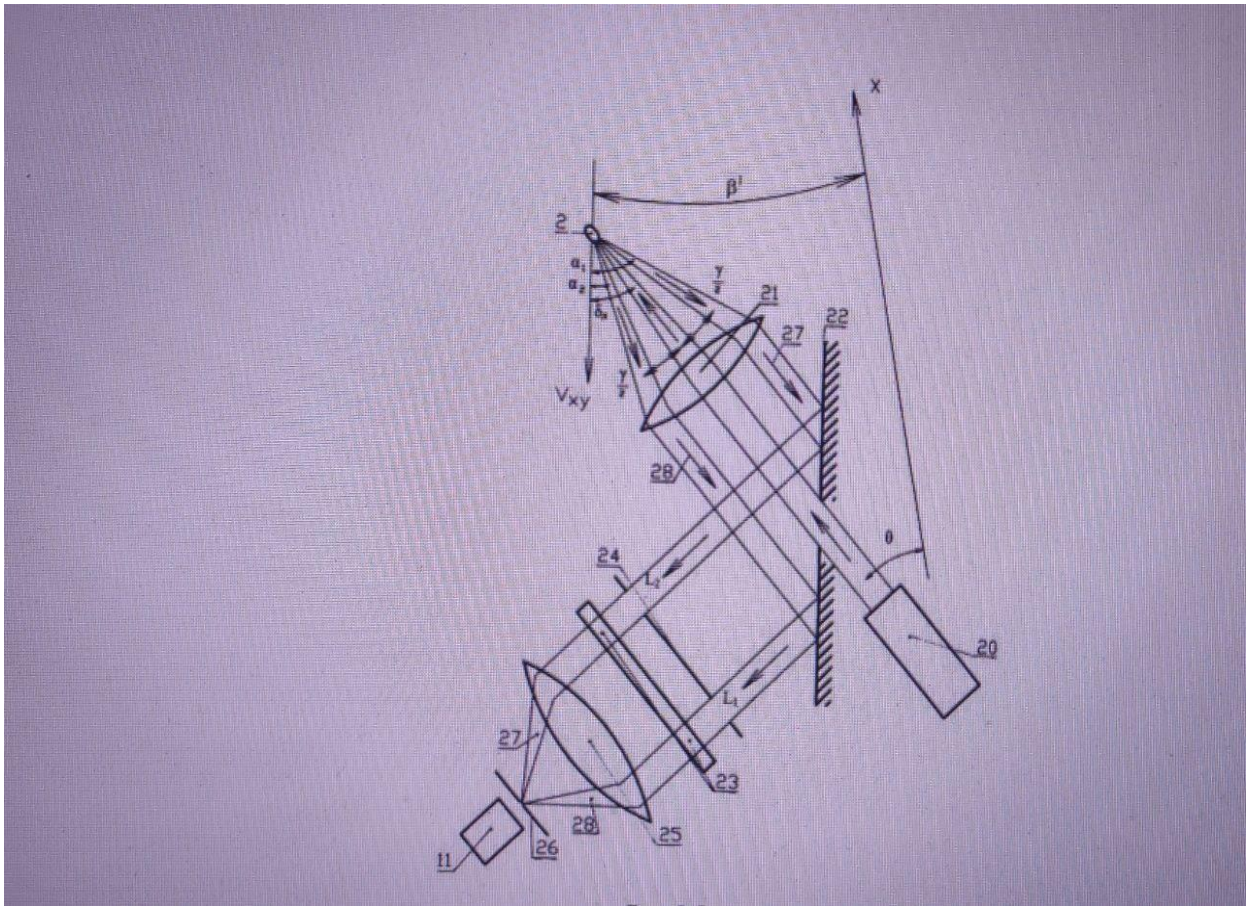


Рис 2.5

У кожному оптичному каналі лазер, зроблений, наприклад, на CO<sub>2</sub>, генерує промінь із діаметром світла 10-15 мм, який фокусується перед літаком поза звуковим бар'єром, збуджує молекули повітря в елементарному об'ємі, що оточує фокус, і перетворює їх на рівень енергії, що відповідає частоті лазерного випромінювання. Лазерний промінь, який лежить у площині X літака (рис. 2.1) і сфокусований у точці 1, утворює перший оптичний канал.

Потужність лазера повинна бути такої величини, щоб викликати значні порушення молекул повітря, але не перевищувати величину, яка спричиняє електричний пробій. Подібне явище відбувається у другому оптичному каналі, промені, які лежать у площині X, B, а лазер фокусується в точці 2 (рис. 2.1), а також у третій і четвертий канали, осі яких лежать у площині X, Z і лазерні промені фокусуються в точках 3 і 4 (рис. 2.1).

Вимірювання пояснюється фізичними та математичними обґрунтуваннями, в яких використовуються такі позначення:

$\alpha$  - кут атаки;

$\beta$  - кут ковзання,

$V$  - вектор справжньої швидкості повітря;

$VXY$  - проекція вектора справжньої швидкості повітря  $V$  на площину  $x, y$  літака (рис. 2.1, 2.2, 2.5);

$VXZ$  - проекція вектора справжньої швидкості повітря  $V$  на площину  $x, z$  літака;

$\alpha_1, \alpha_2$  - кути в площині  $x, y$  між  $VXY$  та осями, обраними оптикою першого променя  $L_1$  та  $L_2$  через отвори на екрані ;

$\alpha_3, \alpha_4$  - кути в площині  $x, y$  у другому оптичному каналі, подібні кутам  $\alpha_1, \alpha_2$ ,

$\theta$  - кут між поздовжньою віссю літака та осі лазерних променів, які

проходять через точки 1, 2, 3, 4 в площинах  $X, Y$  та  $X, Z$

$\gamma / 2$  - кут між віссю лазерного променя та осей оптично вибраних пучків

$L_1$  і  $L_2$ , однакові для всіх чотирьох оптичних каналів системи (рис. 2.5);

$\delta_L, \delta_{PP}$  - кути в площині  $x, y$  між  $VXY$  і осями лівого лазерного променя, що проходить через точку

, і правого лазерного променя, що проходить через

точку 2 (рис. 2.1, 2.2);

$\delta_B, \delta_H$  - кути в площині  $x, z$  між  $VXZ$  і осями верхнього лазерного променя, що проходить через точку 3, і нижнього лазерного променя, що проходить через точку 4 (рис. 2.1);

$\beta_1$  - кут між вектором  $VXY$  і віссю  $x$  літака.

Під дією лазерного випромінювання частина збуджених частинок повітря витісняється в початковий стійкий стан, що супроводжується "вимушеним" випромінюванням у напрямку лазерного променя. Інша частина збуджених частинок самостійно переходить у початковий стан, який супроводжується «спонтанним» випромінюванням тієї ж частоти, що і лазер. Останнє є ненаправленим випромінюванням. Лінія спектра спонтанного випромінювання цієї частоти за допомогою оптики виділена у вигляді двох взаємокогерентних променів, що лежать у площині  $x$  та  $y$

, розташованих симетрично до осі лазера під кутами  $\alpha_1$  та  $\alpha_2$  до проекції  $V_{NU}$  істинного вектора швидкості повітря  $V$  літака на площину  $x, y$  (рис. 2.2).

### **2.2.3. Основна складова існуючого прототипу лазерного вимірювача швидкості та кута атаки та його принцип дії**

Лазерний вимірювач працює наступним чином:

Чотири лазери  $CO_2$ , встановлені в носовій частині літака, постійно випромінюють монохроматичне когерентне випромінювання з довжиною хвилі  $\lambda = 10,6$  мкм, яка фокусується зовні звуковий бар'єр, який знаходиться біля межі. Два лазери, оптичні осі яких лежать у площині, паралельній площині  $x, y$  літаку (рис. 2.1) працюють у каналах спроектованих для визначення проекції справжньої швидкості повітря  $V$  на площину  $x, y$  та кут  $\beta_1$ . Дві інші з оптичними осями в площині  $x, z$  працюють в каналах 7, 8, які вимірюють проекції швидкості справжнього повітря  $V$  на площину  $x, z$  та кут атаки  $\alpha$ .

Лазер 20 (рис. 2.5), що працює в каналі 5, збуджує спонтанне випромінювання молекул повітря, що проходять через лінзу 21 діаметром 5 см, дзеркало 22, світлофільтр 23, два круглі симетричні отвори екрану 24, лінза 25, отвір екрану 26 і падає у вигляді двох взаємокогерентних променів 27 ( $L_2$ ), 28 ( $L_1$ ) на поверхні фотодетектора 11, встановленого у фокусі лінзи 25. Пристрій має оптичні елементи інфрачервоної технології. Екран 24 із двома отворами необхідний для формування двох пучків 27, 28 з різними доплерівськими зсувами частоти. Інтерференційний фільтр 23 необхідний для створення монохроматичного променя, ізолюючи дну лінію спектра спонтанного випромінювання.

При русі літака із справжньою швидкістю повітря  $V$  промені виходять на поверхню фотодетектора з доплерівськими зсувами з частотами, визначеними за формулами (1), що дає вихід сигнал фотоприймача з

частотою биття  $f_b$ . Цей сигнал подається на смуговий фільтр, який пропускає смуги доплерівських частот.

Доплерівський сигнал вимірюється за частотою і відстежується системою, що включає раніше перелічені блоки. На вхід операційного підсилювача подається напруга  $U = k(\omega_0 - \omega_a)$ , де  $\omega_0$  - середня доплерівська частота,  $\omega_a$  - частота, до якої фільтр несуча частота встановлена, відрізняється від  $\omega_0$ ,  $k$  - коефіцієнт. Напруга  $U$  на виході фільтра пропорційна миттєвій доплерівській частоті швидкості зміни фази доплерівського сигналу. Система відстеження - це відома схема вимірювання доплерівських сигналів.

Вихідна напруга  $U_{\text{вих}}$  несе інформацію про значення  $VXU \sin(\theta + \beta_1)$ . Аналогічно працюють канали, що містять інформацію:  $VXU \sin(\theta - \beta_1)$ ,  $VXZ \sin(\theta + \alpha)$ ,  $VXZ \sin(\theta - \alpha)$ . Розрахунки виконуються за допомогою мікропроцесора  $\mu$ , який дає вихідні значення  $V$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ .

Тепловий рух випромінюючих частинок призводить до появи доплерівського спектру, ширина якого тим більша, чим вища температура повітря поблизу точки, де знаходиться промінь цілеспрямований. Отже, потужність лазера обмежена мінімально необхідним для достатнього випромінювання середовища.

Робоча лінія спектра спонтанного випромінювання дає монохроматичний промінь з невеликою на відміну від лазера довжиною когерентності внаслідок спонтанного характеру випромінювання частинки та її короткий термін. Довжина когерентності (відстань, на якій світлова хвиля ще не накопичила значний фазовий зсув) для розбавленого газу становить значення близько 10 см. Це значення дає уявлення про порядок допустимих значень різниці оптичних шляхів двох змішаних променів на фотодетекторі з точки зору збереження їх взаємної когерентності. При вимірюванні надзвукових швидкостей, доплерівський сигнал не залежить від коливань звуку випромінюючих частинок, оскільки лазери фокусуються поза стрибком звуку.

При вимірюванні дозвукових швидкостей доплерівський сигнал відображає звукові коливання частинок, вплив яких гасить фільтр. Параметри літака дозволяють з високою точністю вимірювати справжню повітряну швидкість та кути атаки та ковзання на високошвидкісних маневруючих польотах до 35 км, а також на траєкторію космічного багаторазового використання літаків в атмосфері, що підтверджує дослідження лазерно-збудженого випромінювання повітря, а також доплерівські сигнали в вимірювальній схемі з оптичними та електричними фільтрування у фізичних умовах моделювання.

### **2.3. Висновки до розділу**

У цьому розділі розглядаються сучасні прилади для вимірювання кутів атаки та ковзання, принцип дії доплерівського вимірювача для кутів атаки та ковзання, розглянуто та розкрито сутність лазерів як пристроїв та їх класифікація та розглянуто існуючий прототип лазерного вимірювача кутів атаки та кутів ковзання.

Можна зазначити, що лазерний вимірювач параметрів швидкості повітря є найсучаснішим та складнішим у впровадженні, але він має ряд переваг перед аерометричними приладами, представленими в роботах з вимірювання кута атаки та ковзання через те, що лазерне випромінювання використовується для порушення молекул повітряного потоку, але цей пристрій вимагає потужнішого джерела живлення, і набагато дорожче, якщо розглянути його реалізацію з фінансової точки зору.



