

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
ОДЕСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ЕКОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Мансарлійський В.Ф.

**АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ**

Частина I

Конспект лекцій

Одеса  
Одеський державний екологічний університет  
2023

УДК 551.509:656.7  
М 23

**Мансарлійський В.Ф.**

М 23 Авіаційна метеорологія: конспект лекцій. Частина І. Одеса : Одеський державний екологічний університет, 2023, 157 с.

ISBN 978-966-186-269-1

Конспект лекцій призначений для курсантів, які навчаються за спеціальністю 103 Науки про Землю за ступенем вищої освіти бакалавр, освітня програма «Організація метеорологічного та геофізичного забезпечення Збройних Сил України».

*Рекомендовано методичною радою Одеського державного екологічного університету  
Міністерства освіти і науки України як конспект лекцій  
(протокол №7 від 27. 06. 2023 р.)*

ISBN 978-966-186-269-1

© Мансарлійський В.Ф., 2023  
© Одеський державний екологічний університет, 2023

## ЗМІСТ

Перелік прийнятих скорочень.....	5
ВСТУП.....	6
ТЕМА 1 ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО КОНСТРУКЦІЮ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ, ЇХ УСТАТКУВАННЯ І ОЗБРОЄННЯ.....	8
1.1 Основні частини і системи літальних апаратів.....	8
1.1.1 Загальні відомості про конструкцію повітряних суден.....	8
1.1.2 Пілотажно-навігаційне обладнання повітряних суден.....	18
1.1.3 Схеми та принцип дії основних типів авіаційних двигунів.....	21
1.2 Висота польоту і способи її вимірювання.....	24
1.2.1 Основні поняття і закони аеродинаміки.....	24
1.2.2 Причини виникнення підйімальної сили.....	27
1.2.3 Особливості аеродинаміки надзвукових швидкостей.....	30
1.2.4 Особливості аеродинаміки вертольотів.....	32
1.2.5 Аеродинамічні та геометричні характеристики крила.....	33
ТЕМА 2 ВПЛИВ ФІЗИЧНОГО СТАНУ АТМОСФЕРИ НА ПОЛЬОТИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ.....	39
2.1 Висота польоту і способи її вимірювання.....	39
2.1.1 Стандартна атмосфера і приведення льотних характеристик до її умов.....	39
2.1.2 Принцип вимірювання повітряної швидкості.....	48
2.1.3 Вплив тиску і температури на повітряну швидкість.....	50
2.2 Вплив параметрів атмосфери на зліт і посадку літака.....	53
2.2.1 Зліт і посадка літака. Злітно-посадкові характеристики літальних апаратів.....	53
2.2.2 Вплив атмосферного тиску і температури на зліт і посадку літака.....	55
2.2.3 Вплив швидкості вітру на зліт і посадку літака.....	57
2.2.4 Вплив напрямку вітру на зліт і посадку літака.....	59
2.3 Вплив вітру на путьову швидкість літака.....	62
2.3.1 Вплив вітру на путьову швидкість. Навігаційний трикутник швидкостей.....	62
2.3.2 Вплив вітру на путьову швидкість і напрям польоту літака.....	64
2.3.3 Еквівалентний вітер.....	66
2.4 Вплив зсувів вітру на політ літака.....	68
2.4.1 Загальні поняття про зсув вітру.....	68
2.4.2 Умови злету та посадки літаків при наявності зсуву вітру.....	72
2.4.3 Метеорологічні умови виникнення зсувів вітру і рекомендації що до їхньої оцінки.....	74
ТЕМА 3 ВПЛИВ ХМАРНОСТІ, ОБМЕЖЕНОЇ ВИДИМОСТІ ТА НЕБЕЗПЕЧНИХ ЯВИЩ ПОГОДИ НА ПОЛІТ ЛІТАКА.....	77
3.1 Основні чинники які визначають метеорологічні умови польотів.....	77

3.1.1 Хмарність і видимість основні фактори, що визначають метеорологічні умови польотів.....	77
3.1.2 Мінімуми погоди.....	79
3.1.3 Вплив низької хмарності і обмеженої видимості на політ повітряного судна.....	81
3.1.4 Небезпечні для авіації явища погоди.....	87
3.1.5 Умови польотів у небезпечних для авіації явищах погоди.....	88
3.2 Обмерзання літаків і його вплив на безпеку польотів.....	100
3.2.1 Метеорологічні та термодинамічні умови обмерзання літаків.....	100
3.2.2 Вплив обмерзання на аеродинамічні та льотні характеристики літака.....	108
3.2.3 Способи боротьби з обмерзанням.....	111
3.3 Вплив атмосферної турбулентності на політ літака .....	113
3.3.1 Загальні відомості про турбулентність та її вплив на політ.....	113
3.3.2 Структура турбулентності, що викликає бовтанку літака. Поняття про перевантаження літаків.....	115
3.3.3 Оцінка інтенсивності турбулентності.....	119
3.3.4 Турбулентність в струминних течіях, в хмарах різних форм і в гірських районах.....	122
4 ОСНОВИ АВІАЦІЙНОЇ ОРНІТОЛОГІЇ.....	131
4.1 Загальна характеристика орнітологічної обстановки.....	131
4.1.1 Стан авіаційно-орнітологічної проблеми в Україні і за кордоном....	131
4.1.2 Загальні відомості про птахів, що живуть на території України.....	135
4.1.3 Особливості авіаційно-орнітологічної обстановки у різні пори року і часи доби.....	136
4.2 Заходи по організації орнітологічного забезпечення.....	140
4.2.1 Організація орнітологічного забезпечення польотів.....	140
4.2.2 Орнітологічне дослідження та заходи по скороченню птахів в районі аеродрому.....	147
4.2.3 Наочне відображення орнітологічної обстановки в районі аеродрому.....	152
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ .....	156

## Глосарій (перелік прийнятих скорочень)

АІ	авіаційний інцидент
АП	авіаційна подія
БП	безпека польотів
БПРМ	ближній привідний радіомаркер
ВВ	вертикальна видимість
ВНМХ	висота нижньої межі хмар
ВПр	висота прийняття рішення
ВПС	Військово-повітряні Сили
ДПРМ	дальній привідний радіомаркер
ЕОМ	електронно-обчислювальна машина
ЗПС	злітно-посадкова смуга
ІКАО	Міжнародної організації цивільної авіації
КДП	командно-диспетчерський пункт
КЗП	керівником зони посадки
ККД	коефіцієнт корисної дії
КП	Командний пункт
КрП	керівник польотів
ЛА	літальний апарат
МВЗ	мінімальна висота зниження
МДВ	метеорологічна дальність видимості
МРЛ	метеорологічний радіолокатор
НЯП	небезпечні явища погоди
ОПВП	особливі правила візуального польоту
ОПР	обслуговування повітряного руху
ПВП	правила візуальних польотів
ПМУ	прості метеорологічні умови
ППП	правила польотів за приладами
ППТ	приймач повітряного тиску
ПРП	повітряна розвідка погоди
ПС	повітряне судно
ПТРД	подвійний турбореактивний двигун
РЛС	радіолокаційна станція
РСП	радіолокаційна система посадки
СА	стандартна атмосфера
СКП	стартовий командний пункт
СМУ	складні метеорологічні умови
ТГД	турбогвинтовий двигун
ТРД	турбореактивний двигун
ТЯН	турбулентність ясного неба
ЦТ	центр тяжіння

## ВСТУП

Авіаційна метеорологія – прикладна, спеціалізована дисципліна, яка вивчає вплив метеорологічних умов на діяльність авіації і розробляє способи метеорологічного забезпечення польотів та захисту авіаційної техніки від несприятливих атмосферних впливів.

Предметом дисципліни «Авіаційна метеорологія» є вивчення теоретичних основ і набуття практичних навичок з метеорологічного забезпечення польотів і перельотів авіації.

Основними задачами авіаційної метеорології як навчальної дисципліни є:

–вивчення впливу метеорологічних величин, явищ погоди і орнітологічних умов на польоти авіації;

–ефективне використання метеорологічних умов при забезпеченні спеціальної підготовки;

–безпека польотів у метеорологічному і орнітологічному відношенні.

Для вирішення своїх задач авіаційна метеорологія широко використовує дані інших розділів метеорології (фізики атмосфери, синоптичної метеорології, кліматології, авіаційні прогнози погоди та ін.) та суміжних наук (аерологія аеродинаміка, повітряна навігація тощо).

Зв'язок авіаційної метеорології з цими областями знань є закономірним. Без нього неможливо пізнати фізичну сутність впливу атмосферних умов на польоти і діяльність авіації в цілому. Названі галузі наукових знань, вирішуючи свої задачі, також дотинаються до авіаційної метеорології.

У свою чергу велика кількість досліджень у згаданих галузях метеорології ведуться з урахуванням вимог, які висуває сучасна авіація, а результати робіт отримують велику прикладну направленість. Взаємозв'язок цих галузей метеорології стимулює їхній розвиток.

Сучасні метеорологічні комплекси можуть виконувати спеціальні задачі у тропосфері, стратосфері, мезосфері без обмеження по дальності і тривалості польоту. Це зобов'язує авіаційних метеорологів вивчати вплив метеорологічних умов на аеродинамічні, льотно-технічні характеристики авіаційних комплексів на гранично малих, малих висотах, у тропосфері та навколоземному космічному просторі.

Ступень складності метеорологічних умов польотів визначається станом хмарності, видимості та наявністю небезпечних явищ погоди, таких, як грози, шквали, зливи, град, тощо.

З введенням категоризованих мінімумів для здійснення злету і посадки зросли вимоги до метеорологічної інформації та способам кількісної оцінки відповідності метеорологічних умов рівню підготовки льотного складу.

В авіаційній метеорології використовуються експериментальні і фізико-математичні методи досліджень, а при аналізі метеорологічного і орнітологічного забезпечення авіації, узагальнення досвіду роботи метеорологічної служби.

Ефективне застосування авіації і безпека польотів у значній мірі залежать від організації метеорологічного забезпечення польотів. Нехтування метеорологічними умовами приводить до невиконання льотних завдань та авіаційних подій.

Одним з вирішуючи факторів оцінки та обліку погодних умов, є наявність відповідної метеорологічної інформації, повнота збору якої визначається технічними засобами метеорологічного підрозділу, а своєчасність доведення до льотного складу і командування – чіткою організацією метеорологічного забезпечення.

Вимоги до метеорологічного і орнітологічного забезпечення польотів в сучасних умовах зростають це пов'язано з вирішенням наступних задач:

- забезпечення безпеки польотів і особливо посадки в складних метеорологічних умовах;

- забезпечення польотів на малих висотах за умов обмеження наявності гідрометеорологічної інформації в різних фізико-географічних районах;

- забезпечення польотів на великих висотах та навколоземному космічному просторі;

- удосконалення засобів вимірювання, збору та обробки гідрометеорологічної інформації;

- розробка спеціалізованих авіаційних прогнозів погоди з урахуванням місцевих особливостей.

Таким чином, авіаційна метеорологія є дуже важливою дисципліною , яка забезпечує підготовку спеціалістів метеорологічної служби, у метеорологічному і орнітологічному відношенні.

# ТЕМА 1 ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО КОНСТРУКЦІЮ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ, ЇХ УСТАТКУВАННЯ І ОЗБРОЄННЯ

## 1.1 Основні частини і системи літальних апаратів

### 1.1.1 Загальні відомості про конструкцію повітряних суден

Конструкцію літального апарату прийнято поділяти на ряд частин, кожна з яких об'єднує групи елементів за своїм основним призначенням, умовам роботи, характером конструкції, а також за способами ремонту, обслуговування і контролю.

Основні частини конструкції літального апарату (ЛА) включають планер, злітно-посадкові пристрої, засоби, що забезпечують життєдіяльність і спасіння екіпажу, силові системи, систему керування ЛА, паливну систему.

Всі елементи конструкції ЛА мають задовольняти загальним вимогам довговічності, міцності, експлуатаційної надійності, безпечності роботи тощо. Перелічені вимоги у першу чергу визначають бойову ефективність ЛА, час на підготовку його до повторного вильоту і підтримку бойової готовності.

Особливості льотних властивостей літака визначаються його аеродинамічною компоновкою. Аеродинамічна компоновка повітряного судна (ПС) – це сукупність зовнішніх форм, розмірів і взаємного розташування його частин. Вона визначає зовнішній облік ПС та істотно впливає на аеродинамічні характеристики.

Аеродинамічні компоновки можна кваліфікувати за наступними ознаками:

- за типами літаків (винищувачі, бомбардувальники, розвідники, військово-транспортні і т. д.);
- за діапазоном швидкостей польоту (дозвукові, трансзвукові, надзвукові, гіперзвукові);
- за маневровими властивостями (високоманеврові, маневрові обмежено маневрові, неманеврові);
- за умовами базування (аеродромного, корабельного, морського та ін.).

Елементами аеродинамічної компоновки є схема ПС та його геометричні характеристики. Схема ПС визначається кількістю та взаємним розташуванням його основних агрегатів (частин).

Літак у загальному випадку має наступні основні агрегати (рисунок 1.1): фюзеляж, крило, вертикальне і горизонтальне оперення, силову установку, шасі, пілони для підвіски різних елементів.



*Фюзеляжем* називається корпус літака, який призначений для розміщення екіпажу, вантажу та устаткування, іноді двигунів, до нього кріпляться крила, оперення, шасі, іноді силова установка. У гідролітаків роль фюзеляжу виконує човен, який дозволяє проводити зліт і посадку з або на поверхні води. Фюзеляж характеризується розмірами, формою поперечного перетину, видом з боку та подовжуванням. Форма перетину і розміри фюзеляжів, в основному, визначаються призначенням літака.

Засклена частина фюзеляжу називається «*ліхтарем*» (рисунок 1.2). Форма ліхтаря, його розміщення та розміри обираються з умов забезпечення найкращого обзору й найменшого опору повітря.

Лобові стекла ліхтаря мають обігрів для запобігання їхнього обмерзання під час польоту.



Рисунок 1.1 – Основні частини літака: 1 – фюзеляж; 2 – крило; 3 – вертикальне оперення (двокриле); 4 – руль напрямку; 5 – стабілізатор; 6 – елерон; 7 – руль висоти; 8 – передкрилок; 9 – задкрилок; 10 – пілони для підвіски озброєння (балочні утримувачі); 11 – ліхтар

*Крило* є основним елементом конструкції літака, що утворює підймальну силу. З точки зору аеродинаміки крило розглядається з підфюзеляжною частиною. Частини крила, що знаходяться поза фюзеляжем, називаються консолями. У літаків, в яких є можливість змінення геометрії крила консолями, називаються поворотні частини

крила, а та частина, що залишається нерухомою і прилягає до фюзеляжу, називається центропланом.

У загальному випадку на крилі розташовуються частина органів керування ПС (елерони і інтерцептори), а також елементи злітно-посадкової механізації (закрилки, передкрилки, відхилянні носки).

До крила можуть прикріплюватись головні стійкі шасі, гондоли двигунів, пілони (балочні утримувачі) для підвіски озброєння і паливних баків.



Рисунок 1.2 – Ліхтарі кабіни екіпажу (а) та штурману (б)

Крило складається з силового каркасу і обшивки. Каркас крила являє собою сукупність поздовжнього і поперечного силових наборів (рисунок 1.3).

Підкрильний силовий набір складається з лонжеронів і стрингерів. Лонжерон являє собою балку або ферму, розташовану по всій довжині крила, і призначений для роботи на вигін. Стрингер, являє собою поздовжній стрижень, що приймає на себе основне навантаження та підкріплює обшивку.

Поперечний силовий набір складається з комплекту нервюр, розташованих поперек до крила. Нервюра являє собою поперечний елемент крила, призначений надавати крилу форму і жорсткість у поперечному перетині, а також для з'єднання поздовжнього набору з обшивкою.

Обшивка крила, це зовнішня оболонка каркасу яка призначена для придання крилу обтічної форми, а також для передавання аеродинамічних навантажень каркасу крила. На швидкісних літаках обшивка виготовляється з листів гладкого дюралюмінію або титану. Така обшивка приймає на себе навантаження пов'язані зі згинальним моментом і крученням.

Несучі поверхні, призначені для створення стійкості, керованості і збалансування літака, називають *оперенням*.

Оперення забезпечує стійкість і керованість літака під час польоту. На ПС є горизонтальне і вертикальне оперення (в деяких випадках можна зустріти V – подібне оперення). *Горизонтальне оперення* називається стабілізатором. Стабілізатор може бути суцільноповторним або мати рухому частину – руль висоти. *Вертикальне оперення* називається кілем (може бути багатокільове оперення), воно буває суцільноповторним або у більшості випадків, має рухому частину – руль напрямку. Кіль на фюзеляжі розташовується з верхнього боку. В деяких випадках кіль може розташовуватись з нижнього боку фюзеляжу (фальшкіль, або підфюзеляжний гребінь).

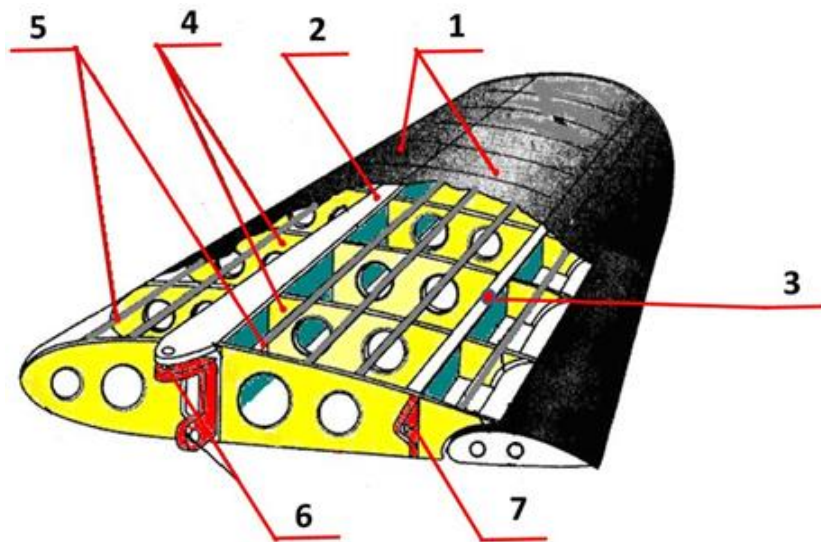


Рисунок 1.3 – Конструктивні елементи силової схеми крила:  
1 – обшивка; 2 – лонжерон ; 3 – поздовжня стінка; 4 – нервюри; 5 – стрингери;  
6 – моментний вузол; 7 – шарнірний вузол

Поздовжнє збалансування, стійкість і керованість літака забезпечуються горизонтальним оперенням, путьове збалансування, стійкість і керованість – вертикальним оперенням, збалансування і керування літака відносно поздовжньої осі – елеронами. Оперення (рисунок 1.4) зазвичай складається з нерухомих поверхонь, призначених для забезпечення рівноваги (збалансування) і стійкості, і рухомих поверхонь, при відхиленні яких утворюються аеродинамічні моменти, що є необхідними для рівноваги (збалансування) та управління польотом. Нерухома частина горизонтального оперення називається стабілізатором, а вертикального – кілем.

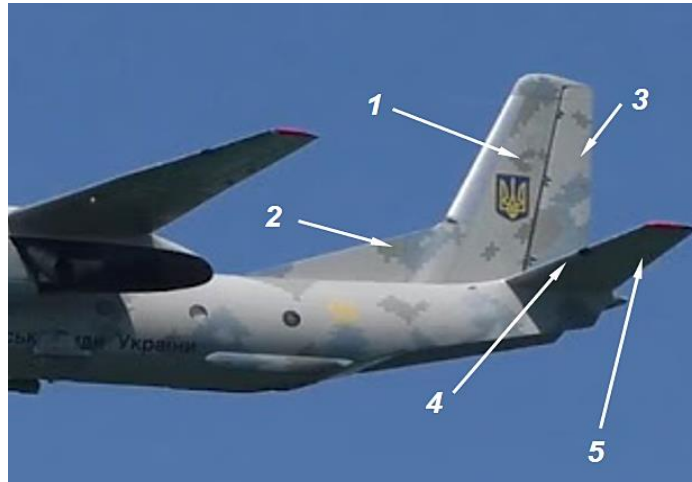


Рисунок 1.4 – Оперення літака: 1 – киль; 2 – форкіль; 3 – руль напрям;  
4 – стабілізатор; 5 – руль висоти

До стабілізатора шарнірно прикріплюється руль висоти, який зазвичай складається з двох половин, а до кілю – руль напрям. Дія аеродинамічних рулів основана на змінні, при постійному куті атаки, аеродинамічної сили профілю, внаслідок змінення його кривизни. Відхиленням руля висоти (напряму) в той чи інший бік можна утворити момент відносно центру тяжіння літака і викликати поворот літака відносно поперечної (поздовжньої) осі, тобто керувати літаком.

*Шасі* являє собою систему опор на колесах (лижах), що забезпечують ПС руління і розбіг під час злету, пробіг після посадки та переміщення по аеродрому. У більшості літаків і у деяких вертольотів шасі прибирається під час польоту, відповідно впливає на аеродинамічні характеристики лише на режимах злету і посадки.

Для сталого положення літака на землі необхідні мінімум три опори. В залежності від відстані опор відносно центру тяжіння літака відрізняють наступні основні схеми (рисунок 1.5): з хвостовою опорою, з передньою опорою і велосипедне шасі.

В авіації дуже поширеними є шасі з передньою опорою, що пояснюється наступними перевагами:

- можливістю приземлення на більш великій швидкості порівняно з літаком, що має шасі з хвостовою опорою;
- доброю путьовою сталістю під час пробігу і розбігу;
- горизонтальним положенням осі фюзеляжу забезпечується просторий обзір екіпажу, полегшується завантаження літака, реактивні двигуни розміщуються горизонтально і газова струмина не пошкоджує крил літака.

Недоліки схем шасі з переднім колесом: складність пересування по м'якому в'язкому ґрунту, велика небезпечність під час посадки з пошкодженою передньою опорою, велика маса конструкції, проблемність

забезпечення значного об'єму в передній частині фюзеляжу для прибирання шасі після злету.



Рисунок 1.5 – Схеми шасі: 1 – основні колеса; 2 – хвостове колесо; 3 – носове колесо; 4 – підкрильні колеса; ЦТ – центр тяжіння

Літаки і вертольоти, що здійснюють зліт і посадку як з сухопутних, так і з водних аеродромів, називають амфібіями. Такі ПС мають колісне шасі і корпус у вигляді човна з підкрильними поплавками, що дозволяють у нормальному положенні пливти по водній поверхні.

*Силова установка* призначена для створення сили тяги і представляє собою комплекс двигунів з пристроями, що забезпечують роботу двигунів в різних умовах польоту. Двигуни можуть розміщуватись у спеціальних гондолах або всередині фюзеляжу.

Наявність двигунів суттєво впливає на аеродинамічні характеристики ПС, при наявності поршневого двигуна тяга утворюється за допомогою повітряних гвинтів; при турбореактивному – за допомогою повітряних гвинтів і частково реакції газів; при реактивному і ракетному – реакцією газів.

Струмені повітряних гвинтів і газові струмини додатково впливають на характер обтікання і аеродинамічні характеристики ПС. При розміщенні повітряно-реактивних двигунів всередині фюзеляжу помітний вплив на аеродинамічні характеристики справляють забірники повітря.

Крило, фюзеляж і органи управління (оперення) разом складають планер літака. Вага планера сучасного літака складає біля 20% і більше від польотної маси. З точки зору наявності агрегатів і їхнього взаємного розташування розрізняють наступні основні аеродинамічні схеми літаків (рисунок 1.6):

- нормальна схема – горизонтальне оперення розташоване позаду крила (рисунок 1.6. а);
- схема «качка» – горизонтальне оперення розташоване попереду крила (рисунок 1.6 б);
- схема «тандем» - відсутнє горизонтальне оперення, але є два крила, розташовані одне за одним (цю схему можна інтерпретувати як

нормальну схему або схему «качка» з гіпертрофованим горизонтальним оперенням (рисунок 1.6.з);

– схема «літальне крило» - відсутні горизонтальне оперення і фюзеляж (рисунок 1.6.д)

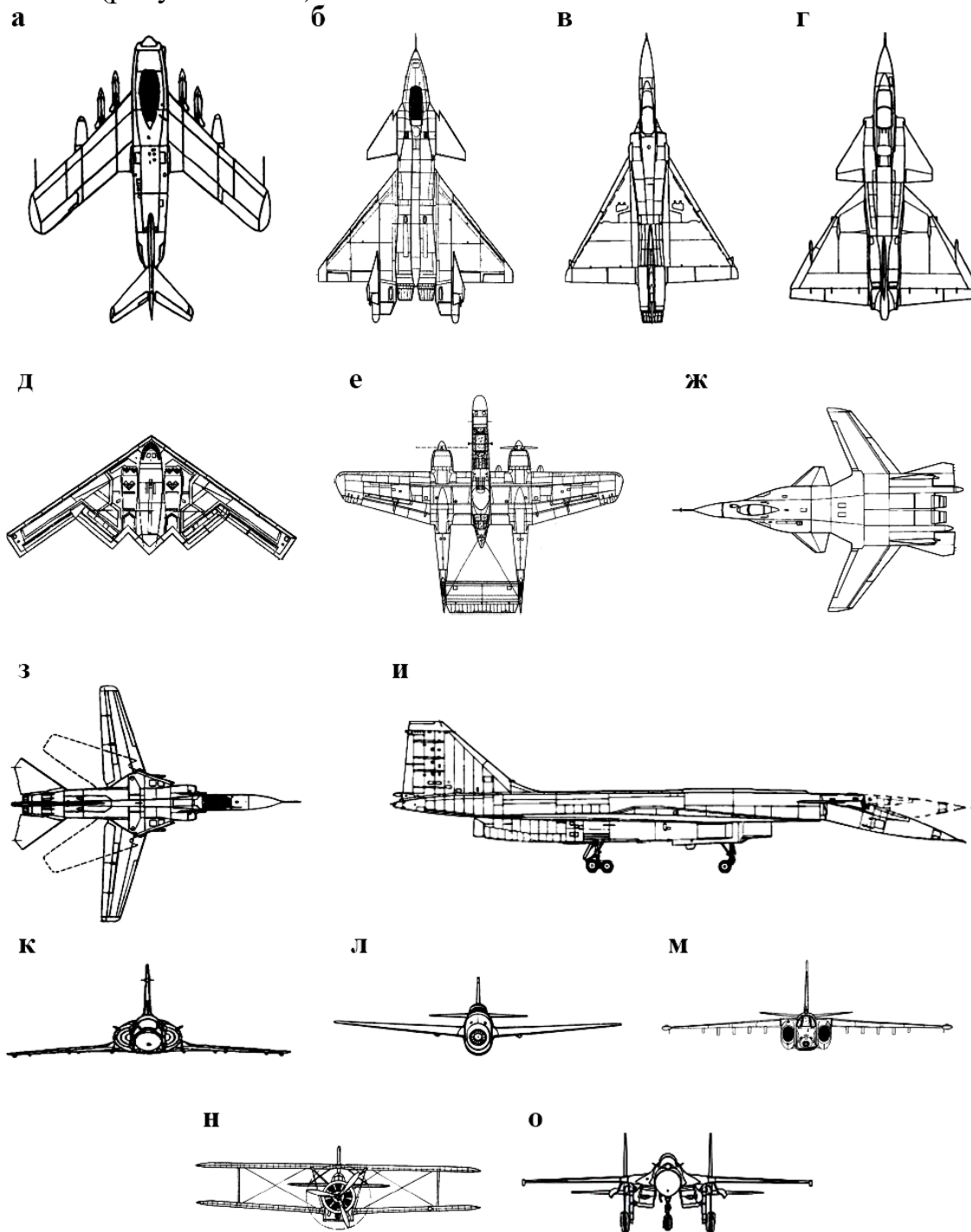


Рисунок 1.6 – Основні схеми літаків

Аеродинамічні схеми класифікують і за іншими ознаками. За кількістю агрегатів розрізняють наступні схеми:



- з одним крилом – «моноплан» (рисунок 1.6 *а, б, в, г, д, е, ж, з, к, л, м, о*) або з двома крилами «біплан» (рисунок 1.6*н*) і «тандем» (рисунок 1.6*г*);
- з одним або двома фюзеляжами (рисунок 1.6 *е*);
- з одним або двома поверхнями горизонтального (рисунок 1.6 *е, ж*) або вертикального (Рисунок 1.6 *б, е, ж*) оперення;
- з одним або декількома двигунами (рисунок 1.6 *б, д, е, ж, и, к, м, о*) тощо.

Характерна ознака схеми визначається формою крила в плані – літаки з прямим (рисунок 1.6 *е*), стрілоподібним (прямої і зворотної стрілоподібності) (рисунок 1.6 *а, ж*), трикутними крилами (рисунок 1.6 *б, в*); крилом змінної стрілоподібності.

Характерну особливість схеми утворює і розташування крила відносно фюзеляжу по висоті – низькоплан (рисунок 1.6 *к*), середньоплан (рисунок 1.6 *л*), високоплан (рисунок 1.6 *м*).

В деяких випадках форма агрегатів змінюється під час польоту (схеми, що трансформуються, рисунок 1.6 *з, и*). Застосовуються і так звані інтегральні схеми, коли один агрегат плавно спрягається з іншим (наприклад, крило з фюзеляжем).

Таким чином, незважаючи на різноманітність схем, всі літаки мають одні й ті самі агрегати, які виконують аналогічні функції. До таких агрегатів відносяться: крило, фюзеляж, оперення, шасі і силова установка.

Сучасні вертольоти також можна класифікувати за різноманітними ознаками: за призначенням (пасажирські, вантажні, санітарні, пожежні і т. д.), за видом приводу несучого гвинта і за кількістю несучих гвинтів. Однак класифікація вертольотів повинна відображати перш за все принципіальні конструктивні відмінності одного вертольоту від іншого. Оскільки обов'язковою частиною конструкції будь якого вертольоту є несучий гвинт, найбільш правильною вважають класифікацію вертольотів за методом компенсації (гасіння) реактивного моменту несучого гвинта.

Реактивний момент несучого гвинта прагне повернути фюзеляж вертольоту вбік, протилежний до обертання гвинта. У вертольоті з одним гвинтом цей момент компенсується за рахунок тяги хвостового (рульового) гвинта, а реактивні моменти несучих гвинтів багатогвинтового вертольоту врівноважуються за рахунок обертання цих гвинтів у протилежних напрямках.

За способом компенсації реактивного моменту несучого гвинта розрізняють шість основних схем вертольотів (рисунок 1.7): одногвинтова з рульовим гвинтом, двогвинтова співвісна, двогвинтова поздовжня, двогвинтова поперечна, багатогвинтова, з реактивними двигунами (або соплами) на лопатях несучого гвинта.

Одногвинтова система з рульовим гвинтом (рисунок 1.7 *а*) є найбільш розповсюдженою і має ряд переваг: простота конструкції і системи

керування, гарні льотні характеристики і маневреність, порівняно невелика вартість.

Двигун, що повертає несучий гвинт, через трансмісію також повертає і хвостовий (рульовий) гвинт. Сумарна тяга на лопатях рульового гвинта, помножена на плече хвостової балки, утворює момент, зворотній реактивному моменту несучого гвинта. При рівності моментів вертоліт летітиме по прямій, по курсу. Якщо порушити цю рівність за рахунок зменшення або збільшення тяги рульового гвинта зміненням кута атаки його лопатей, то можна змусити вертоліт розгорнутись у необхідний бік.

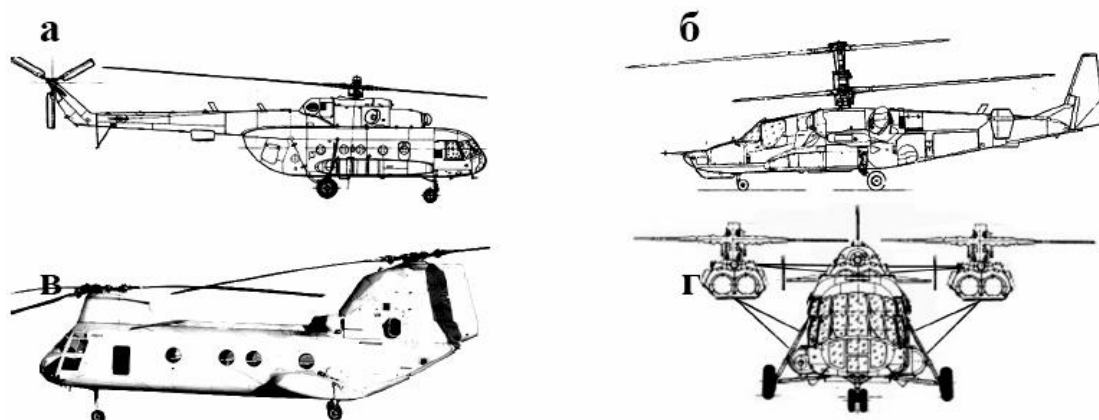


Рисунок 1.7 - Основні схеми вертольотів: а – одногвинтова схема з рульовим гвинтом, б – співвісна схема, в – двогвинтова поздовжня схема, г – двогвинтова поперечна схема

Існують вертольоти, в яких для компенсації реактивного моменту замість рульового гвинта використовується реактивна тяга газів двигунів або повітря від компресора. Однак такі схеми практично не реалізуються за можливості втрати управління вертольотом під час зниження в режимі авторотації гвинтом при відмові двигуна, а також внаслідок значних втрат потужності двигуна під час польоту.

До недоліків одногвинтової схеми вертольоту з рульовим гвинтом відносяться: вузький діапазон можливих центрівок, асиметричність конструкції, збільшення загальних розмірів за рахунок хвостової балки, необхідність використання 6-10% потужності двигуна на обертання рульового гвинта.

Вертольоти співвісної схеми (рисунок 1.7. б) мають два гвинти, які обертаються на одній осі, з однаковою частотою у протилежні боки, розташовані один над одним, завдяки чому їхні реактивні моменти взаємно врівноважуються. До позитивних сторін цієї схеми вертольотів відносяться: компактність конструкції, малі габаритні розміри, простота техніки пілотування, надійність і безпечність здійснення режиму



авторотації, простота посадки при непрацюючому двигуні, відсутність необхідності у синхронізації обертання несучих гвинтів.

Поздовжньо-поперечне управління вертольотом співвісної схеми здійснюється за допомогою автомата перекоосу, що забезпечує одночасне змінення нахилу лопатей обох несучих гвинтів. Путьове управління досягається диференціальним змінням кутів атаки лопатей нижнього і верхнього гвинтів, яке викликає відмінність обертальних моментів, що і приводить до повороту корпусу вертольоту у необхідний бік. Для спрощення путьового управління вертоліт співвісної схеми іноді забезпечують рулями повороту, дія яких є подібною до дій аналогічних рулів на літаку.

Вертольоти співвісної схеми мають наступні недоліки: складність конструкції автомата перекоосу і системи управління, погіршення коефіцієнту корисної дії (ККД) несучих гвинтів, що є результатом їхнього взаємного впливу, недостатня путьова сталість, що потребує встановлення вертикального оперення.

Двогвинтова поздовжня схема вертольоту (рисунок 1.7. в) передбачає встановлення двох несучих гвинтів на кінцях фюзеляжу по його поздовжній осі (тандем). Вертоліт даної схеми має хорошу поздовжню сталість, має довгий фюзеляж, який зручно використовувати для розміщення пасажирів і вантажу, має великий діапазон центрівок і значну вантажопідймальність. Несучи гвинти обертаються з однаковою частотою обертання у протилежних напрямках, внаслідок чого їхні реактивні моменти врівноважуються. З метою уникнення шкідливих взаємних впливів площина обертання заднього несучого гвинта зазвичай розташовується вище, за передню. Гвинти працюють з перекриттям тому, що відстань між осями несучих гвинтів є меншою за їхні діаметри, і задля запобігання зіткнень лопатей обов'язковою умовою є синхронізація обертання.

Поздовжньо-поперечне і путьове управління вертольотів поздовжньої схеми здійснюється за допомогою автомата перекоосу. Ці вертольоти мають і декілька недоліків: складна трансмісія і система управління, необхідність надійної синхронізації обертання несучих гвинтів, складність посадки в режимі авторотації.

Двогвинтова поперечна система вертольоту (рисунок 1.7 г) має два несучих гвинти, рознесені по обидва боки від фюзеляжу, і характеризується тими ж самими аеродинамічними особливостями польоту, що і двогвинтова поздовжня система. Задля кріплення несучих гвинтів використовують спеціальні балки або крила, що є більш раціональним оскільки крила під час польоту з поступальною швидкістю розвантажують несучи гвинти. Вертольоти такої схеми можуть мати велику вантажопідймальність і зазвичай використовуються як повітряні підймальні крани з перенесенням вантажу на зовнішній підвісі.

Багатогвинтова схема використовується на вертольотах з великою польотною масою. Складність конструкції трансмісії і управління наразі обмежує можливість вироблення таких вертольотів.

### 1.1.2 Пілотажно-навігаційне обладнання повітряних суден

Вимірювання повітряних параметрів ПС, визначення просторового положення і забезпечення автоматичного, директорного і ручного керування дозволяє розробляти пілотажно-навігаційне обладнання, до його складу входять:

- системи і прилади вимірювання повітряних параметрів;
- пілотажне обладнання;
- навігаційне обладнання.

Системи і прилади вимірювання повітряних параметрів призначені для вимірювання, обчислення та індикації абсолютної та відносної висоти польоту, числа  $M$  і швидкостей (приладової, істинної, вертикальної, заданої приладової, максимально допустимої приладової), температури зовнішнього повітря. Вони виробляють керувальні сигнали для системи автоматичного управління, автоматичної системи сталості і керованості. Забезпечують сигналізування про вихід на заданий ешелон та про відхилення від висоти заданого ешелону, а також призначені для попередження екіпажу про небезпечну швидкість зближення з землею за допомогою звукової і світлової сигналізації.

Пілотажне обладнання об'єднує системи, які вирішують задачі автоматичного, директорного і ручного управління ПС.

До пілотажного обладнання відносяться прилади, що вимірюють просторове положення та еволюцію ПС: авіагоризонти, корекції, радіовисотоміри, автомат кута атаки і перевантаження з сигналізацією, автоматична система сталості і керованості, система тримирування.

До складу навігаційного обладнання входять: курсові системи, автоматичні навігаційні пристрої, навігаційні комплекси, базова система курсу і вертикалі, доплерівські вимірювачі швидкості та знесення, радіотехнічні системи ближньої навігації і посадки, навігаційні обчислювачі, інерційні системи, радіодалекоміри, автоматичні радіокомпаси, радіолокаційні станції.

Одним з основних пристроїв у пілотажному обладнанні є прилад, який вимірює вертикальну швидкість сполучуваного літака (варіометр), що дозволяє льотчику строго дотримуватися заданої висоти польоту. Вимірювання вертикальної швидкості польоту літака варіометром ґрунтоване на принципі заміру періоду між атмосферним тиском і тиском всередині замкнутого об'єму корпусу приладу, сполучуваного з атмосферою через капіляр (рисунки 1.8).

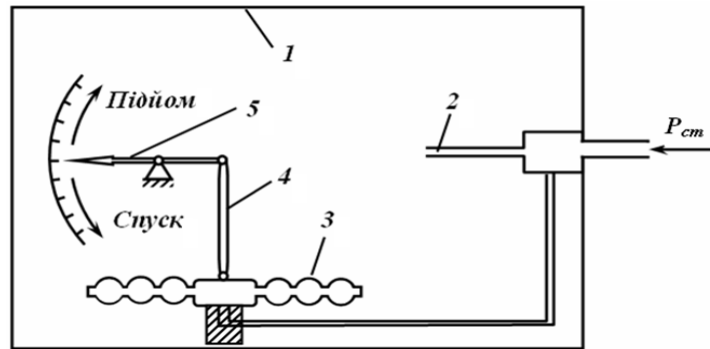


Рисунок 1.8 – Схема варіометра: 1- корпус приладу, 2- капілярна трубка, 3 – манометрична коробка, 4 – тяга, 5 – стрілка показчика,  $P_{ст}$  – атмосферний тиск на висоті польоту

В якості чутливого елемента у варіометрі використовується манометрична коробка, що безпосередньо сполучається з атмосферою. При вимірюванні атмосферного тиску (висоти польоту) всередині манометричної коробки тиск змінюється одразу, а в площині корпусу поступово. В результаті утворюється перепад між тиском всередині і зовні мембранної коробки. Шкала показчика градується в метрах на секунду.

*Приклад:*

Літак йде з набиранням висоти (атмосферний тиск знижується), при цьому в площині манометричної коробки тиск буде швидко зменшуватися, а в площині корпусу приладу тиск зменшуватиметься поступово. Внаслідок утвореного перепаду тиску манометрична коробка стиснеться і рух її центру через передаточний механізм змістить стрілку показчика догори, що буде свідчити про підйом літака. При зниженні літака стрілка показчика відхиляється донизу, а під час горизонтального польоту знаходиться на нулі.

*Вимірювачі курсу* призначені для визначення напрямку польоту. У залежності від принципу дії курсові прилади і системи поділяються на магнітні, індукційні, гіроскопічні, астрономічні і радіотехнічні.

Найбільшу точність показань мають гіронапівкомпаси, які використовують в своїй роботі властивість гіроскопу з трьома ступенями свободи і здатні зберігати незмінним положення осі ротора у просторі.

Вісь ротора гіроскопу встановлюється паралельно до поздовжньої осі літака (рисунок 1.8). Якщо літак повернеться на деякий кут, то на такий самий кут повернеться й його поздовжня вісь. Вісь ротора гіроскопу завдяки своїм властивостям зберігатиме попереднє положення. (рисунок 1.9б). За шкалою приладу можна визначити, на яке значення кута зміниться курс літака.

*Авіагоризонт* призначений для визначення положення літака відносно площини горизонту. Принцип його роботи базується на використанні

властивостей гіроскопу з трьома ступенями свободи зберігати незмінним положення осі ротора у просторі.

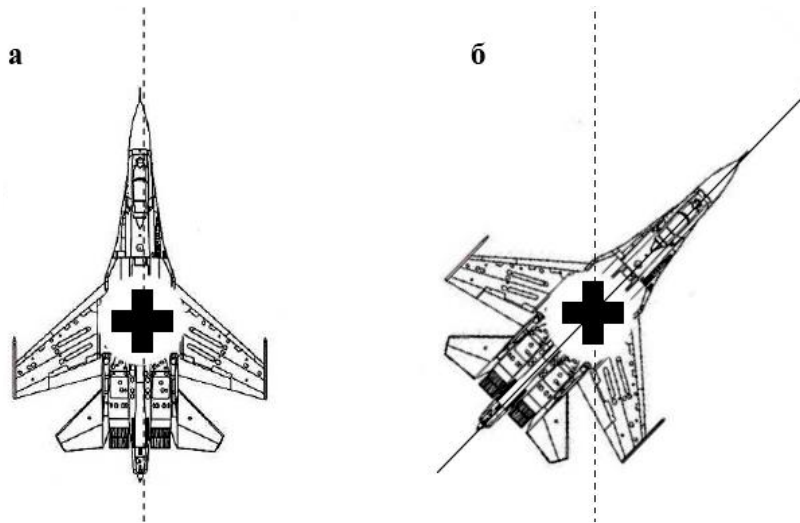


Рисунок 1.9 – Положення осі ротора гіроскопу під час повороту літака

Пілотажно-авіаційні системи об'єднують комплекси обладнання різного принципу дії, але, при цьому вимірюють одні й ті ж самі параметри, тому досягається велика точність вимірювання. Широко застосовуються єдині курсові системи, що являють собою комплекс гіроскопічного магнітного і астрономічного датчиків. За визначення поточних географічних координат місцеположення літака відповідає спеціальна система навігації, в якій у якості чутливих елементів, у вимірювачах прискорення літака, використовуються (акселерометри) та гіроскопи.

Керування ПС може бути ручним і автоматичним. При ручному керуванні льотчик безпосередньо керує рухом ПС за допомогою ручки (штурвальної колонки), відхилення якої передаються на відповідні виконавчі органи безпосередньо або через посилювачі. Під час ручного керування льотчик повинен порівнювати інформацію, що видається пілотажно-навігаційними приладами, зі значеннями параметрів, необхідними для даного режиму польоту.

Автоматичне керування передбачає керування польотом і режимами роботи двигунів без участі льотчика. Льотчик в цій ситуації лише контролює дії системи. Прикладом такого керування є пілотування літаком з використанням автопілоту.

Автопілот складається з чутливих елементів, проміжного механізму (посилювач), рульових машин (виконавчі механізми), джерел живлення, пульта керування. Чутливими елементами автопілотів є гіроскопічні прилади, зовнішня рамка яких має зв'язок з електричними, пневматичними, гідравлічними або іншими датчиками.

### 1.1.3 Схеми та принцип дії основних типів авіаційних двигунів

*Турбореактивний двигун (ТРД)* – двигун, в якому тяга утворюється за рахунок перетворення теплової енергії, що виділяється під час згоряння палива, у кінетичну енергію потоку газу, а реакція, що виникає при цьому використовується як рушійна сила. ТРД складається з вхідного пристрою, компресора, камери згоряння, газової турбіни і вихідного пристрою (рисунок 1.10).

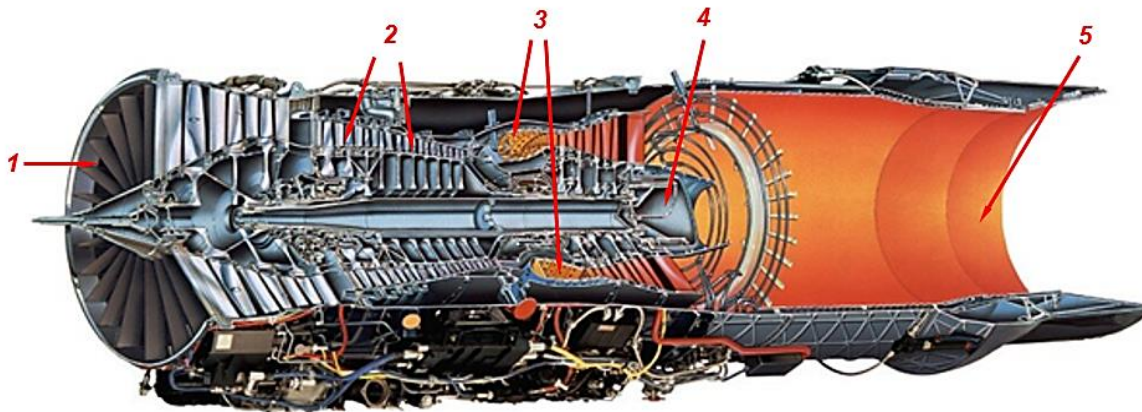


Рисунок 1.10 – Схема ТРД з осьовим компресором: 1 – вхідний пристрій, 2 – компресор, 3 – камера згоряння, 4 – газова турбіна, 5 – вихідний пристрій

Вхідний пристрій призначений для проведення повітря до компресора двигуна. У залежності від розташування двигуна на літаку він може входити до конструкції літака або до конструкції двигуна. Вхідний пристрій сприяє підвищенню тиску повітря перед компресором, що призводить до подальшого підвищення тиску повітря у компресорі. У ТРД використовуються осьові і відцентровані компресори.

В осьовому компресорі під час обертання ротора робочі лопатки, впливаючи на повітря, закручують його і примушують рухатись вздовж осі до виходу з компресора. У відцентрованому компресорі під час обертання робочого колеса повітря затягується лопатками і під впливом відцентрованих сил рухається до периферії. В авіації частіше використовуються двигуни з осьовим компресором.

Камера згоряння є одним з найважливіших елементів двигуна, вона підвищує температуру робочого тіла (повітря) шляхом спалювання палива, енергія якого перетворюється у кінетичну енергію струмин газів. Камери згоряння за своїм конструктивним виконанням бувають трубчатими (індивідуальними), кільцевими і трубчасто-кільцевими.

Газова турбіна призначена для приводу ТРД. Вона складається з двох основних частин: соплового або спрямовуючого апарату та робочого

колеса, сукупність яких називається ступенем турбіни. Сучасні газові турбіни зазвичай мають декілька ступенів.

Вихідний пристрій двигуна, називається вихідним соплом, призначений для перетворення потенційної енергії, що залишилася після турбіни у кінетичну енергію газового потоку, який використовується для утворення тяги. Окрім цього, вони відводять газовий потік до атмосфери і захищають елементи конструкції ПС від нагріву. Перетини вихідних пристроїв бувають регульованими і нерегульованими. На всіх сучасних авіадвигунах встановлюється реверс, тобто пристрій, який дозволяє змінювати напрям газового потоку, що виходить з двигуна й тим самим створювати гальмівну силу під час пробігу літака після посадки.

Таким чином, принцип дії ТРД можна описати наступним чином: атмосферне повітря, що проходить до двигуна, стискається за рахунок швидкісного напору і всередині компресора надходить до камери згоряння, газ, що утворюється під час згоряння та має велику температуру і тиск, надходить до турбіни, де частина потенційної енергії продуктів згоряння віддається робочому колесу турбіни, тобто йде на обертання компресора та агрегатів двигуна, інша частина – на прискорення потоків газів, тобто на утворення реактивної тяги.

*Турбогвинтовим двигуном (ТГД)* – називається двигун, в якому тяга утворюється роботою повітряного гвинта і реакцією газового струменя, що витікає з двигуна. ТГД (рисунок 1.11) складається з таких самих вузлів і агрегатів, що і ТРД, але додатково забезпечений повітряним гвинтом і редуктором. Редуктор ТГД призначений для зменшення частоти обертання повітряного гвинта порівняно з частотою обертання ротора двигуна, що забезпечує роботу гвинта з найбільшим коефіцієнтом корисної дії.

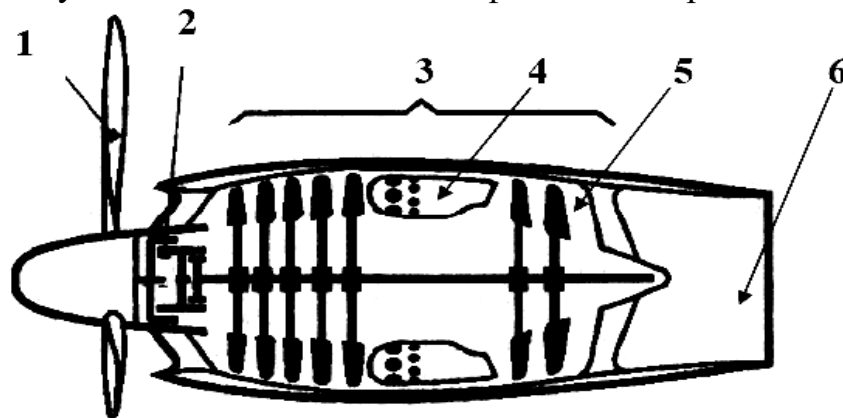


Рисунок 1.11 – Схема турбогвинтового авіаційного двигуна:  
1 – повітряний гвинт, 2 – редуктор, 3 – компресор, 4 – камера згоряння,  
5 – газова турбіна, 6 – вихідний пристрій

Принцип дії ТГД багато в чому схожий на принцип дії ТРД. Атмосферне повітря, стиснуте в компресорі, надходить до камери

згоряння, де йому передається тепло, яке утворюється за рахунок згоряння палива.

Гази, що утворюються в результаті згоряння паливноповітряної суміші, які мають високу потенційну енергію, прямують до газової турбіни, де майже повністю розширюючись, призводять роботу, що передається до компресора, повітряного гвинта та приводом агрегатів. За турбіною тиск газу практично дорівнюється атмосферному. Реактивна сила тяги, складає всього 10-20% сумарної сили тяги, в той час коли на гвинт приходится 80-90% сили тяги. Тому вихідний пристрій ТГД частіше роблять спрощеним.

*Подвійним турбореактивним двигуном (ПТРД) – називається двигун (рисунок 1.12), в якому надмірна потужність турбіни передається не гвинту, як у ТГД, а компресору, що міститься у кільцевому каналі, який й представляє собою другий зовнішній контур. Компресор другого контуру називають вентилятором, а двигун турбовентилятором.*

Привод компресора другого контуру може здійснюватися від тієї ж самої турбіни, що і привод компресора першого контуру, або від самостійної турбіни, яка може розташовуватись за турбіною компресора.

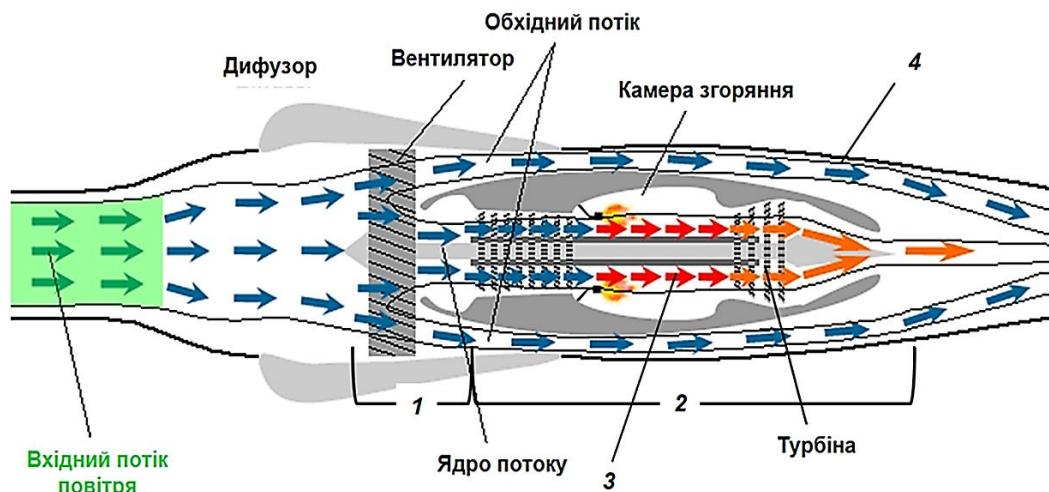


Рисунок 1.12 – Схема двоконтурного турбореактивного двигуна:  
1 – контур низького тиску, 2 – контур високого тиску, 3 – гарячий потік,  
4 – холодний потік

Атмосферне повітря надходить до повітрязабірника та проходить через лопатки компресора низького тиску 1. Далі повітря з цього компресора надходить до контуру високого тиску 2. Робочий процес в контурі високого тиску є аналогічним до робочого процесу компресорного ТРД нормальної схеми. Газ, що має високу кінетичну енергію 3, проходить вихідний пристрій, де він зустрічається з потоком холодного повітря 4, що

надходить через контур низького тиску, утворюючи, реактивну тягу, тому у ПТРД польотний ККД є більшим за ТРД.

*Контрольні запитання:*

1. Перелічить основні частини конструкції літального апарату.
2. Що входить до конструктивних елементів силової схеми крила літака?
3. Як за способом компенсації реактивного моменту несучого гвинта розрізняють основні схеми вертольотів?
4. Що входить до пілотажно-навігаційного обладнання літального апарату?
5. Для чого призначений і за яким принципом функціонує варіометр?
6. За яким принципом функціонує турбореактивний двигун?
7. Надайте визначення турбогвинтового двигуна.
8. За яким принципом функціонує подвійний турбореактивний двигун?

## 1.2 Висота польоту і способи її вимірювання

### 1.2.1 Основні поняття і закони аеродинаміки

*Аеродинамікою* називається наука, що вивчає закони руху газів та їх силовий вплив на поверхню обтічних тіл. При обтіканні повітряним потоком різних частин ПС виникають сили і моменти, які впливають як на форму ПС, так і на їх льотно-технічні характеристики.

Аеродинаміка розвивається у двох напрямках – теоретичному і експериментальному, обидва ці напрями взаємодоповнюють один одного.

В залежності від швидкості течії газового відтоку аеродинаміка як наука розділяється на два розділи: аеродинаміку малих швидкостей (не враховується стисливість газів) і аеродинаміку великих швидкостей (враховується змінення щільності і температури всередині потоку).

При вивченні руху повітря, аеродинаміка виходить з припущення, що середовище є суцільним і нерозривним розподілом речовини у просторі і використовується принцип обертання руху (результат не залежить від того, що переміщується – повітря, тіло або повітря і тіло одночасно).

Основні закони аеродинаміки виведені для ідеального газу і сталого потоку. *Ідеальним газом* прийнято вважати такий газ, в якому відсутні сили в'язкості, а молекули газу не мають об'єму.

*Сталий потік* – це такий потік, в кожній точці якого тиск, щільність, швидкість і його напрям не змінюються у часі.

Фізичні властивості повітря характеризуються в основному тиском, температурою, щільністю і стисливістю. Між тиском, щільністю і температурою газу існує наступна залежність, яка називається рівнянням стану газу:



$$PV = RT, \quad (1.1)$$

де

$R$  – питома газова стала;

$P$  – тиск;

$V$  – питомий об'єм (об'єм одиниці маси);

$T$  – температура повітря.

Таким чином, стан газу визначається двома параметрами: тиском і щільністю або температурою і щільністю, а третій параметр визначається через рівняння. Якщо ж вказані параметри з часом змінюються – рух називається несталим.

Розглянемо умови зберігання маси для сталого руху повітря всередині трубки змінного перерізу. (рисунок 1.13).

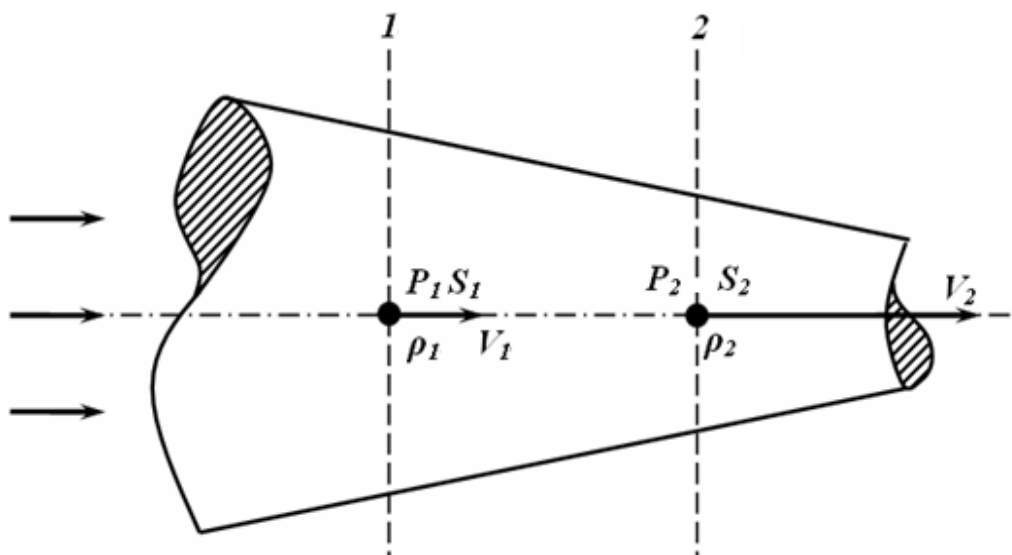


Рисунок 1.13 – До аналізу рівняння нерозривності

Закон зберігання маси у даному випадку зводиться до того що через кожний поперечний переріз трубки за одиницю часу протикає одна й та ж сама маса повітря. Тобто,

$$\rho_1 S_1 V_1 = \rho_2 S_2 V_2, \quad (1.2)$$

де

$\rho$  – щільність повітря;

$S$  – площа перерізу трубки;

$V$  – швидкість повітря в перерізі.

Для сталого потоку:

$$\rho SV = \text{const} , \quad (1.3)$$

Це рівняння отримало назву *рівняння нерозривності струменю*: секундна маса повітря через будь який переріз сталого потоку є величиною постійною. Величина  $V$  називається питомою витратою повітря і дорівнює масі повітря, що проходить за одну секунду через переріз  $1\text{м}^2$ . Як наслідок, площа поперечного перерізу є обернено пропорційною питомій витраті повітря тобто зі зменшенням площі поперечного перерізу швидкість потоку збільшується, і навпаки.

$$\rho V = \frac{1}{S} , \quad (1.4)$$

Це характерно для малих швидкостей потоку, коли стисненням повітря можна нехтувати ( $\rho_1 = \rho_2$ ),

$$S_1 V_1 = S_2 V_2 , \quad (1.5)$$

Рівняння нерозривності для ідеальної рідини представляє собою застосування закону зберігання маси до струменю рідини і встановлює залежність між швидкістю і площиною поперечного перерізу.

*Рівняння енергії* (закон Бернуллі) встановлює зв'язок між швидкістю руху повітря і тиском у рухомому середовищі. Вважаючи рух сталим, а повітря нестислим при відсутності тертя, рівняння Бернуллі прийме вигляд:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = \text{const} , \quad (1.6)$$

де

$P$  – статичний тиск;

$\frac{\rho V^2}{2}$  – динамічний тиск (швидкісний напір).

Статистичний тиск рідини або газу рівномірно передається у всі боки. тому тиск, що діє на поверхню, що є паралельною до потоку, є статистичним і визначає потенційну енергію потоку. Швидкісний напір представляє собою додатковий тиск на поверхню, що є перпендикулярною до руху потоку, і визначає його кінетичну енергію. Рівняння Бернуллі дозволяє пояснити фізичну сутність виникнення аеродинамічних сил на крилі літака і несучому гвинті вертольоту.

Це свідчить про те, що в будь-якому перерізі сталого потоку повітря сума статичного і динамічного тисків є величиною постійною. Це означає, що більшої швидкості потоку відповідає менший статичний тиск.

### 1.2.2 Причини виникнення підйімальної сили

Для вирішення питання про причини виникнення підйімальної сили розглянемо дві аеродинамічні характеристики – хорду крила і кут атаки крила. *Хордою* крила називається відрізок прямої, що з'єднає передню і задню точки профілю крила. *Кутом атаки* крила  $\alpha$  називається кут між хордою крила та напрямом швидкості незбуреного потоку (рисунок 1.14).

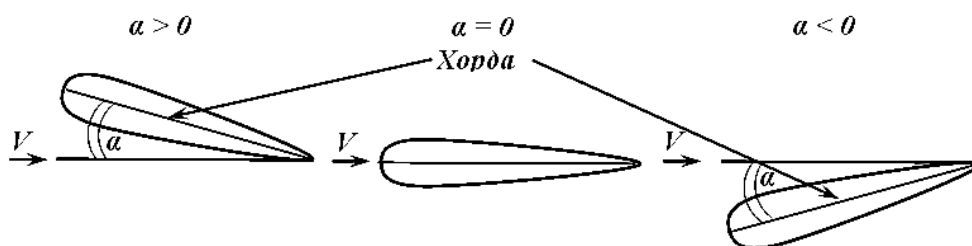


Рисунок 1.14 – Кути атаки крила

При набіганні повітряного потоку на нижню поверхню крила він вважається додатнім, якщо напрям руху повітряного потоку співпадає з напрямом хорди, то кут дорівнюватиме нулю. При набіганні повітряного потоку на верхню поверхню крила – кут атаки від'ємний.

На рисунку 1.15 наведений приклад обтікання крила дозвуковим потоком. Перед профілем крила струминки повітря розширюються, що призводить, відповідно за рівнянням нерозривності, до зменшення швидкості потоку та обумовлює збільшення тиску в передній частині крила. Обтікаючи верхню і нижню поверхні крила, струминки звужуються, швидкості обтікання збільшуються, а тиск зменшується.

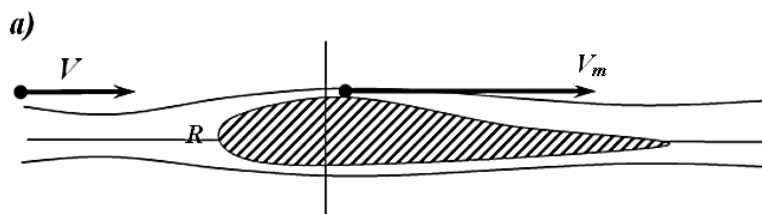


Рисунок 1.15 – Обтікання крила дозвуковим потоком а) та діаграма розподілу тиску за профілем б)

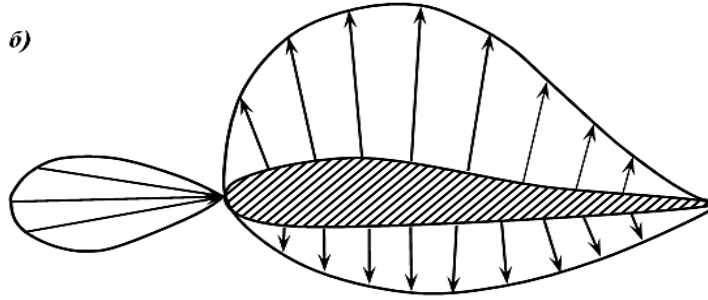


Рисунок 1.15 – Продовження

При цьому місцеві швидкості обтікання  $V_m$  перевищують швидкість незбуреного потоку  $V$ . Чим більшою є опуклість крила, тим більше деформуються (звужуються) струминки повітря, що призводить до збільшення швидкості обтікання і зменшення тиску.

Використаємо рівняння Бернуллі для струминки, що обтікає профіль крила, без урахування стисливості:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = P_m + \frac{\rho V_m^2}{2}. \quad (1.7)$$

Звідси знайдемо місцевий тиск:

$$P_m = P + \frac{\rho}{2}(V^2 - V_m^2), \quad (1.8)$$

та надлишковий тиск ( $P_{надл} = P_m - P$ ),

$$P_{надл} = \frac{\rho V^2}{2} \left( 1 - \frac{V_m^2}{V^2} \right). \quad (1.9)$$

З остаточної формули виходить, що надлишковий тиск має додатне значення при  $V_m < V$  і від'ємне при  $V_m > V$ , крім цього, він є пропорційним швидкісному напору зустрічного потоку.

Для польоту літака необхідна підймальна сила, яка утворюється його крилом. Крило спрофільовано таким чином, щоб можна було отримувати максимальну підймальну силу при мінімальному лобовому опорі. Розглянемо обтікання двоякоопуклого симетричного профілю крила повітряним потоком, при різних положеннях профілю (рисунок 1.15).

При симетричному обтіканні профілю ( $\alpha = 0$ ) струминки повітря, що набігають на нього викривляються і внаслідок однакової опуклості профілю площини поперечних перетинів струминок над і під крилом змінюватимуться однаково.

Згідно з рівняннями нерозривності і Бернуллі швидкість повітряного потоку на верхній і нижній поверхнях крила змінюються у рівній мірі і

відповідно тиск з обох сторін профілю буде однаковим. Біля передньої частини профілю виникає розрядження. Внаслідок різниці тисків і тертя повітря виникає аеродинамічна сила, спрямована уздовж потоку.

При несиметричному обтіканні профілю повітряним потоком ( $\alpha > 0$ ) над верхньою частиною профілю поперечних перетинів струминок буде менше, ніж в нижній частині, тому і швидкість потоку над профілем буде більшою, ніж під ним. Тому, тиск повітря на верхній поверхні профілю буде меншим, ніж на нижній. Крім того, тиск повітря біля передньої частини профілю зростає внаслідок гальмування потоку, а позаду від профілю область розрядження збільшується.

На рисунку 1.16 області підвищеного тиску позначені знаком «плюс», а області пониженого тиску – знаком «мінус». Внаслідок утвореної різниці тисків виникає повна аеродинамічна сила, спрямована під деяким кутом до набігаючого потоку. Проекція сили  $R$ , спрямована уздовж траєкторії руху – лобовий опір,  $X$ , друга складова сили  $R$ , спрямована перпендикулярно до набігаючого потоку – підймальна сила  $Y$  (при  $\alpha < 0$  підймальна сила  $Y$  буде спрямована донизу). Точка прикладання повної аеродинамічної сили називається центром тиску.

Дослідженнями встановлено, що аеродинамічні сили через їхні коефіцієнти можуть бути виражені наступним чином:

$$R = c_r S \frac{\rho V^2}{2}, \quad Y = c_y S \frac{\rho V^2}{2}, \quad X = c_x S \frac{\rho V^2}{2}, \quad (1.10)$$

де

$c_r, c_y, c_x$  – коефіцієнти повної аеродинамічної сили, підймальної сили, сили лобового опору і бокової сили відповідно;

$S$  – площа крила в плані;

$\frac{\rho V^2}{2}$  – швидкісний напір.

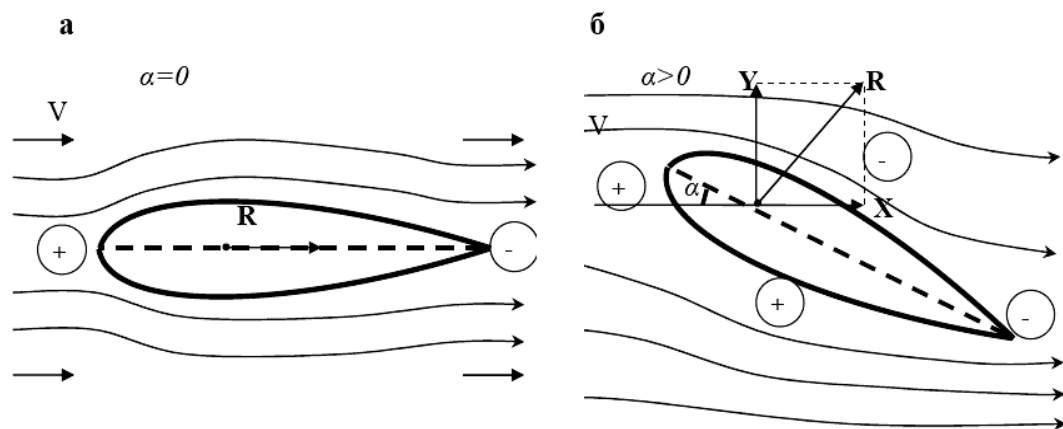


Рисунок 1.16 – Аеродинамічні сили крила: а – симетричне обтікання крила, б – несиметричне, повна аеродинамічна сила

Коефіцієнти  $c_r$ ,  $c_y$ ,  $c_x$  залежать від форми профілю, форми крила в плані, стану поверхні крила і положення його відносно набігаючого потоку. Вони можуть визначатись розрахунковим способом, але більш достовірні значення можна отримати за допомогою досліджень, що проводяться у аеродинамічній трубі.

Аеродинамічна досконалість крила характеризується аеродинамічною якістю  $K$ , що дорівнює відношенню підйимальної сили до лобового опору або, що є рівнозначним, відношенню коефіцієнта підйимальної сили до коефіцієнта лобового опору:

$$K = \frac{Y}{X} = \frac{c_y}{c_x}. \quad (1.11)$$

Чим більшою є величина  $K$ , тим більш відхиленням є вектор повної аеродинамічної сили  $R$  від напрямку швидкості незбуреного потоку і тим досконалішим, при інших рівних умовах є ПС з точки зору аеродинаміки.

В таблиці 1.1 приведені орієнтовані значення максимальної аеродинамічної якості, характерні деяким типам ПС.

Таблиця 1.1 – Аеродинамічна якість деяких типів повітряних суден

Тип повітряного судна	Значення максимальної аеродинамічної якості
Винищувач	10 – 14
Транспортний літак	15 – 20
Планер-ширяч	30 – 50

З таблиці 1.1 видно, що при реалізації максимальної аеродинамічної якості (наприклад, в режимі крейсерського польоту) сила лобового опору ПС є величиною другого порядку малості порівняно з підйимальною силою, тому величина аеродинамічної якості багато в чому залежить від геометричних характеристик крила.

### 1.2.3 Особливості аеродинаміки надзвукових швидкостей

Політ у надзвуковій області характеризується надзвуковим режимом обтікання, при якому у кожній точці обтічної поверхні, місцева швидкість є більшою за швидкість звуку. Надзвукове обтікання є можливою тільки на достатньо великих надзвукових швидкостях.

При надзвуковому обтіканні тіла на його передній частині утворюється косий головний стрибок ущільнення (рисунок 1.17).

Зі збільшенням польотного числа  $M$  кут нахилу косоного стрибка зменшується, і при певному куті нахилу потік вже не може загальмуватись до дозвукової швидкості. Зі зменшенням кута нахилу стрибка звужується

область розподілу збурень. Обмеження сфери розповсюдження збурень потоку є характерною особливістю надзвукового обтікання.

Надзвуковий стрибок, проходячи головний стрибок, стає паралельним до передніх граней профілю крила і трохи загальмовується. Поверхні профілю, оберненні до потоку, отримують додатний надлишковий тиск. На задніх гранях відповідно до законів надзвукового обтікання швидкість потоку збільшується, а тиск зменшується. В результаті на цих гранях утворюється розрядження. Проходячи хвостову ділянку ущільнення потік знову змінює напрям. При великих кутах атаки додатний надлишковий тиск спостерігається на всій нижній поверхні крила, а розрядження – на всій верхній поверхні.

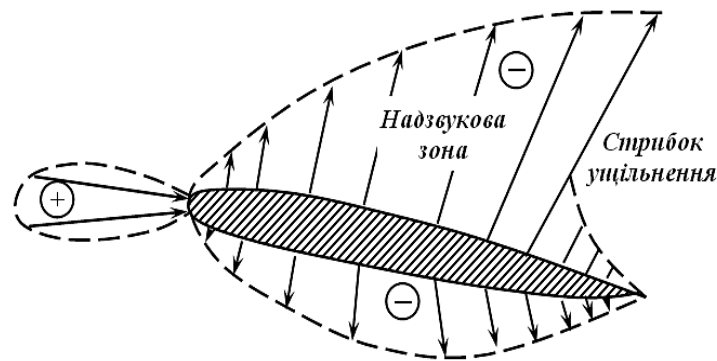


Рисунок 1.17 – Обтікання профілю крила на надзвукових швидкостях

Під час розгону надзвуковий літак долає хвильову кризу, яка різко змінює аеродинамічні сили, характеристики сталості і керованості, викликає небезпечні вібрації, порушує роботу пілотажних приладів.

Щоб подолати звуковий бар'єр під час переходу від дозвукового польоту до надзвукового, довелося вирішувати наступні проблеми: утворення великої тяги для подолання різко зростаючого опору при швидкостях наближених до звукових; забезпечення сталості і керованості.

Ефективним засобом зменшення опору і поліпшення характеристик сталості і керованості на швидкостях наближених до звукових, виявилось стрілоподібне крило малого подовження. Значного зниження кризисних явищ дало застосування тонких профілів малої кривизни, але стрілоподібне крило схильне до кінцевих зривів потоку, тому для запобігання зриву потоку використовують кінчне кручення крил, механізацію передніх кромки: турбулізатори, віддільні носки, носові щітки Крюгера, передкрилки здування пограничного шару.

*Звуковий удар* – результат взаємодії стрибка ущільнення, створеного літаком під час надзвукового польоту, з поверхнею землі.

Тепловий бар'єр виникає внаслідок нагріву конструкції літака при надзвукових і гіперзвукових швидкостях польоту за таких причин:

– аеродинамічного (кінетичного) нагріву, який виникає при гальмуванні потоку у критичних точках, граничному шарі і стрибках ущільнення; кінетичний нагрів утворює основний потік тепла, що діє на конструкцію крила літака;

– тепловипромінювання, що відбувається в двох напрямках; обшивка літака сприймає тепловипромінювання Сонця, зірок, землі внутрішніх елементів конструкції і сама випромінює тепло до довколишнього середовища;

– теплового потоку від бортових нагрітих агрегатів (силових установок, електричного обладнання тощо).

Таким чином, аеродинаміка польоту літака на надзвукових швидкостях є складним процесом, який потребує на практиці вирішення великої кількості інженерних задач

#### 1.2.4 Особливості аеродинаміки вертольотів

У вертольоті підймальна сила і сила тяги, що є необхідними для поступального руху в атмосфері, утворюється за допомогою одного або декількох несучих гвинтів. Тому суттєву відмінність динаміки польоту вертольоту від динаміки польоту літака визначають аеродинамічні характеристики та динамічні якості несучого гвинта, їхній взаємозв'язок з аеродинамічними характеристиками планеру, клерувальними діями льотчика (або автопілоту) і повнішими збуреннями.

Точне математичне описання і аналіз польоту вертольоту в просторі, як складної динамічної системи, пов'язані зі значними труднощами. При вирішенні задач динаміки польоту вертольоту його прийнято представляти у вигляді системи, що складається з двох цілком жорстких елементів: планеру (фюзеляжу з оперенням) і конусу, утвореного за рахунок обертання лопатей несучого гвинта.

Однією з основних особливостей несучого гвинта вертольоту є те, що він не тільки створює підймальну силу і силу тяги без наявності поступальної швидкості (режим висіння), але і виконує функції органів управління під час руху (польоту).

Ще одна особливість несучого гвинта складається в тому, що його лопаті у поступальному польоті обтикаються зустрічним потоком повітря неоднаково як по їх довжині, так і в залежності від азимутального положення. Різниця в обтіканні потоком різних частин лопатей зі збільшенням швидкості поступального руху вертольоту буде зростати. Потік повітря, що натикає на несучий гвинт є більш нерівномірним і менш сталим, ніж повітряний потік, що взаємодіє з крилом літака.

Для несучого гвинта розрізняють основні режими осьового і косоного обтікання і окремі режими – бокового обтікання, самообертання і вихрового кільця.



Осьове обтікання виникає під час вертикального підйому вертольоту, весіння і вертикального зниження і відбувається тільки за рахунок обертального руху. Тому підймальні сили лопатей є постійними і не залежать від їх азимутального положення. Тяга несучого гвинта може бути розрахована за формулою:

$$P = c_p \cdot S_{p.m} \frac{\rho(\omega \cdot R)^2}{2}, \quad (1.12)$$

де

$c_p$  – аеродинамічний коефіцієнт тяги, який залежить від кроку несучого гвинта (визначається експериментально);

$S_{p.m}$  – площа роздмухувана за рахунок роботи гвинта;

$\rho$  – щільність повітря;

$\omega$  – кутова швидкість обертання;

$R$  – радіус лопаті.

Косе обтікання несучого гвинта обумовлюється двома потоками повітря, що виникають внаслідок обертання лопатей та їх поступального руху разом з вертольотом. Сумарна швидкість обтікання кінця лопаті  $W$  в будь якому азимутальному положенні визначається співвідношенням:

$$W = \omega \cdot R + V \cdot \sin \varphi, \quad (1.13)$$

де  $V \cdot \sin \varphi$  – складова швидкості повітряного потоку, спрямована перпендикулярно до ребра атаки лопатей, яка викликає появу підйимальної сили.

В залежності від азимутального положення лопаті швидкість  $W$  змінюється від максимальних значень  $\varphi=90^\circ$  до мінімальних при  $\varphi=270^\circ$ . Аналогічно змінюється підймальна сила і сила лобового опору. Періодичність аеродинамічних сил несприятливо впливає на міцність лопатей, викликає вібрацію вертольоту, тому лопаті несучого гвинта закріплюють до втулки за допомогою трьох шарнірів – осьового, горизонтального і вертикального.

Тяга, яку розвиває несучий гвинт при косому обертанні, дорівнює

$$P = 2\rho S_{p.m} v_1, \quad (1.14)$$

де  $v_1$  – середня індуктивна швидкість підсмоктування повітря.

Для здійснення поступального руху тяга утворюється нахилом площині обертання несучого гвинта вертольоту в бік руху за допомогою спеціального автомату перекоосу (установки) лопатей під час їх обертання.

### 1.2.5 Аеродинамічні та геометричні характеристики крила

Крило призначене для утворення аеродинамічної підйимальної сили і має одну площину симетрії, що співпадає з площиною симетрії ПС.

Геометрія крила характеризується формою профілю, видами крила в плані і з переду. *Профіль крила* – форма перерізу, отримана від перерізу крила площиною, паралельною площині симетрії літака (рисунок 1.18). Геометричними характеристиками профілю є хорда, відносна товщина і відносна угнутість.

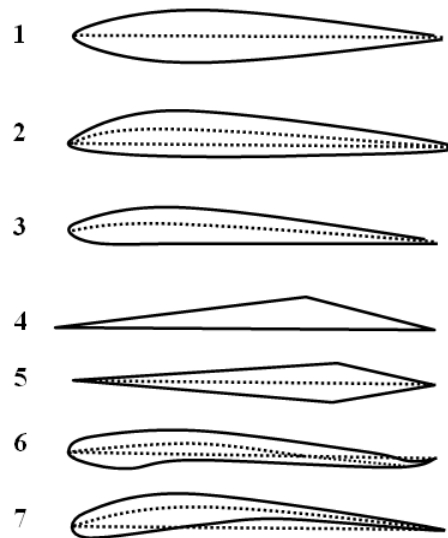


Рисунок 1.18 - Профілі крил: 1 – симетричний подвійноопуклий, 2 – подвійноопуклий несиметричний, 3 – несиметричний плоско-опуклий, 4 – клиновидний, 5 – ромбовидний 6 – S-образний, 7 – опукло-угнутий

*Відносна товщина профілю* це відношення максимальної товщини профілю до його хорди і має вплив на коефіцієнт лобового опору.

Для зменшення лобового опору товщину профілю намагаються зробити меншою, але при значному зменшенні товщини профілю характеристики міцності та несучі властивості крила літака погіршуються. Для дозвукових літаків відносна товщина профілю крила знаходиться в межах 10-18 %, а у надзвукових літаків 2,5-5 %.

*Середня лінія профілю* – це геометричне місце точок середин перпендикулярних хорді відрізків між верхнім і нижнім контурами профілю. Відносна угнутість профілів сучасних літаків коливається в межах 0-4 %.

Форма крила в плані (рисунок 1.19) може бути прямокутною, трапецієвидною, стрілоподібною і трикутною. Для польотів на дозвукових швидкостях найменш індуктивний опір створює крило еліптичної форми, але таке крило складно виробляти, тому його рідко приймають до виробництва. На літаках, що літають на великих дозвукових і надзвукових швидкостях, в основному застосовуються стрілоподібні, трикутні крила.

Параметрами, що характеризують форму крила в плані, є розмах, площа, видовга, звуження і стрілоподібність.

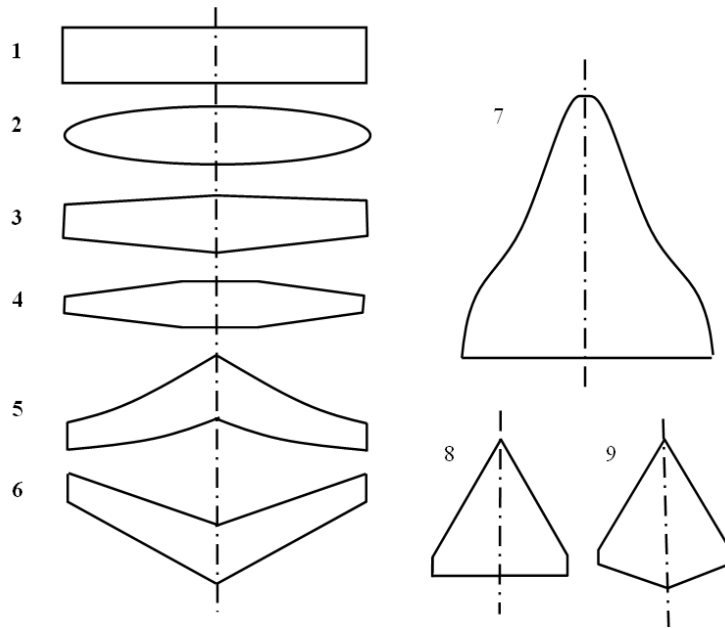


Рисунок 1.19 – Форма крила в плані: 1 – прямокутна, 2 – еліптична, 3,4 – трапецевидна, 5,6 – стрілоподібна, 7 – оживальна, 8,9 – трикутна

*Розмах крила* – найбільша відстань між кінцевими точками крила, заміряна по нормалі до площини симетрії.

*Площа крила* – площа його проекції на площу хорд.

*Звуження крила* – це відношення довжини кореневої хорди до довжини кінцевої хорди.

*Видовга крила* – це відношення квадрату розмаху до площі крила.

*Стрілоподібність крила* визначається кутом стрілоподібності, тобто кутом, що утворюється, якщо дивитись на крило зверху перпендикулярно до площини симетрії літака, і лінією, що з'єднує точки, які знаходяться на відстані 0,25 профілів крила, якщо рахувати від носка. Кут вважається доданим, якщо кінці крила піднесені, і від'ємним, якщо кінці крила опущені. Цей параметр справляє суттєвий вплив на поперечну сталість і керованість літака.

Аеродинамічні сили і коефіцієнти залежать від положення крила у повітряному потоці, що визначається кутом атаки. Аеродинамічні характеристики крила зручно представляти у вигляді графіків залежності підйімальної сили і лобового опору від кута атаки. (рисунок 1.20)

Експериментально встановлено, що при збільшенні кута атаки збільшується коефіцієнт підйімальної сили  $c_y$ , однак він зростає до відповідного значення кута атаки, вище за який спостерігається різке падіння коефіцієнту  $c_y$ . Кут атаки  $\alpha_{кр}$ , при якому  $c_y$  досягає максимального значення, називається *критичним*.

Падіння коефіцієнту підйімальної сили при  $\alpha > \alpha_{кр}$  пояснюється тим, що на великих кутах атаки відбувається зрив потоку з поверхні крила і

сильне вихроутворення. Критичний кут атаки крил сучасних літаків складає приблизно  $15-20^\circ$  і  $c_{y\max} = 0,8-1,2$ .

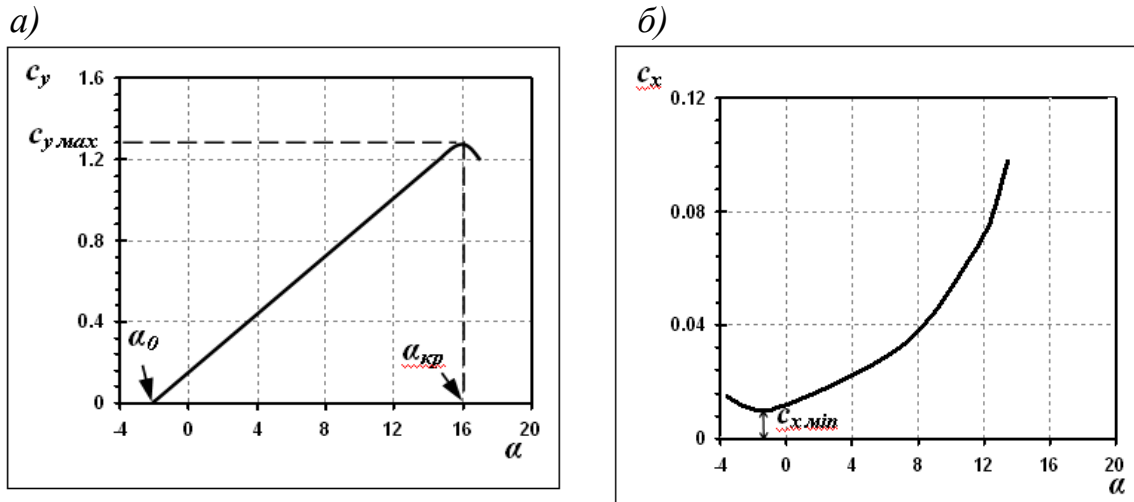


Рисунок 1.20 – Залежність коефіцієнту підйімальної сили прямого крила великого видовження: а) і коефіцієнту лобового опору б) від кута атаки

Польоти на кутах атаки, близьких до критичних є небезпечними, тому що за рахунок зривного обтікання літак отримує погану сталість і керованість. Зрив потоку починається на кутах атаки, дещо менших за критичні, але зони зриву є ще невеликими, тому  $c_y$  продовжує повільно збільшуватись.

Кут атаки, що відповідає початку зриву, позначають  $\alpha_{mp}$  і називають кутом трусіння, тому що льотчик відчуває це явище, як трусіння органів управління.

Кут атаки при якому коефіцієнт підйімальної сили дорівнює нулю, називається кутом нульової сили  $\alpha_0$ , яка залежить від кривизни профілю. Для симетричного профілю цей кут дорівнює нулю, тому що при  $\alpha = 0$  викривлення струминок повітряного потоку, що набігає на верхню і нижню поверхні профілю буде однаковим (статистичний тиск теж однаковий) і повна аеродинамічна сила буде направлена строго вздовж потоку (хорди). Для несиметричних профілів кут  $\alpha_0$  має від'ємне значення. Діапазон кутів від  $\alpha$  до  $\alpha_{cr}$  називається *діапазоном льотних кутів атаки*.

Коефіцієнт лобового опору має більш складну залежність від кута атаки (рисунок 1.20б). З рисунку виходить, що коефіцієнт лобового опору крила ні на одному з кутів атаки не дорівнює нулю. Це пояснюється тим, що обтікання лобового профілю без опору є неможливим.

Характерною є нижня точка кривої тому, що вона відповідає куту атаки, при якому  $c_x = \min$ , і тому крило має найменший опір. Цей кут атаки називається кутом атаки найменшого опору. При зміні кута атаки

в обидва боки по відношенню до нуля коефіцієнт лобового опору збільшується.

З наближенням до критичного кута атаки зростання  $c_x$  пришвидшується з початком зриву потоку. Максимального значення коефіцієнт лобового опору досягає при куті атаки, близькому до  $90^\circ$ , коли крило перетворюється на пластину, поставлену поперек відносно потоку. Для сучасних профілів крила  $c_{x \min} = 0,0009 \div 0,1$ .

Універсальною характеристикою, яка має велике практичне значення, є залежність коефіцієнтів  $c_x$  і  $c_y$  від кута атаки  $\alpha$ , що має назву *поляра крила*.

За графіками  $c_y = f(\alpha)$  і  $c_x = f(\alpha)$  (рисунок 1.21) для кожного кута атаки визначають аеродинамічні коефіцієнти опору і відкладають на осі ординат  $c_y$ , на осі абсцис –  $c_x$ .

Кожна точка отриманого графіка відповідає відповідному куту атаки. Поляра крила дозволяє визначити значення коефіцієнтів  $c_y$ ,  $c_x$ ,  $c_r$ , для будь якого лобового кута атаки. Ці коефіцієнти є пропорційними до відповідних аеродинамічним сил.

Коефіцієнт  $c_x$  зазвичай є у декілька разів меншим, тому в багатьох випадках масштаб для  $c_x$  прийнято обирати у п'ять разів більшим за  $c_y$ .

На полярі крила можна визначити наступні характерні кути атаки (рисунок 1.21):

– точка 1 перетину поляри з віссю абсцис відповідає куту атаки нульової підйімальної сили  $\alpha_0$ . При цьому куті атаки коефіцієнт  $c_y = 0$ ,  $\alpha_0 = -2 \div 0$ ;

– кут атаки найменшого опору  $\alpha_x$  знаходиться в точці 2 дотикання поляри з прямою, паралельною осі ординат,  $\alpha_x = -1 \div 0$ ; точка 3 дотикання поляри з прямою, проведеною від початку координат, відповідає найвигіднішому куту атаки  $\alpha_{найв.}$ . Кут якості на цьому куті атаки є мінімальним, а аеродинамічна якість максимальною,  $\alpha_{найв.} = 4 \div 8$ ,  $K_{\max} = 15 \div 25$ ;

– критичний кут атаки  $\alpha_{кр.}$  визначається точкою 4 дотикання поляри з прямою, паралельною осі абсцис. В цій характерній точці  $\alpha_{кр.} = 12 \div 18$ , а коефіцієнт підйімальної сили дорівнює максимальному значенню ( $c_{y \max} = 0,9 \div 1,4$ ).

Графік залежності між  $c_y$  і  $c_x$  називається *полярою* тому, що він з'єднує кінці векторів коефіцієнту  $c_r$ , проведених зі спільного полюса для різних кутів атаки і його можна розглядати як полярну діаграму, побудовану в полярних координатах коефіцієнтів  $c_r$  і кута ( $90^\circ - \theta$ ), де ( $90^\circ - \theta$ ) – кут нахилу коефіцієнта  $c_r$  відносно напрямку швидкості потоку, що набігає.

Аеродинамічні характеристики літака за формою є аналогічними до характеристик крила. Відмінності є в тому, що при розгляданні аеродинамічних характеристик літака в цілому необхідно враховувати

аеродинамічні коефіцієнти не тільки крила, але і фюзеляжу, оперення та інших частин літака. Однак коефіцієнт підйимальної сили літака  $c_{y \text{ літ}}$  в основному визначається коефіцієнтом підйимальної сили крила  $c_{y \text{ кр}}$ , а коефіцієнтами підйимальної сили інших частин літака можна нехтувати, тоді  $c_{y \text{ літ}} \approx c_{y \text{ кр}}$ .

Опір літака дорівнює сумі опорів крила, фюзеляжу, оперення і опору інтерференції (взаємного впливу цих частин). Відповідно і коефіцієнт лобового опору літака дорівнює сумі коефіцієнтів вказаних опорів. Всі складові лобового опору літака за виключенням опору крила об'єднуються під загальною назвою *шкодливого опору* ( $c_{x \text{ шк}}$ ).

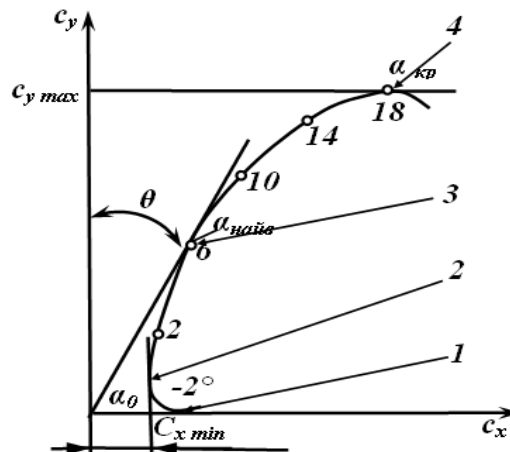


Рисунок 1.21 – Поляра крила

Таким чином, аеродинамічна якість літака є меншою за аеродинамічну якість крила внаслідок значного впливу шкодливого опору, максимальне значення аеродинамічної якості сучасних цивільних літаків складає  $15 \div 18$  при  $\alpha_{найв} = 5 \div 7^\circ$ .

*Контрольні запитання:*

1. Які основні поняття і закони аеродинаміки враховуються при визначенні висоти польоту літального апарату?
2. Надайте пояснення визначенню кут атаки крила.
3. Чим відрізняються діаграми розподілу тиску за профілем у дозвукових і надзвукових літаках?
4. Як змінюються аеродинамічні сили крила при зміні кута атаки?
5. Чим пояснюється падіння коефіцієнту підйимальної сили?
6. Що характеризує поляра крила?
7. При якому куті атаки коефіцієнт лобового опору досягає Максимального значення?

## ТЕМА 2 ВПЛИВ ФІЗИЧНОГО СТАНУ АТМОСФЕРИ НА ПОЛЬОТИ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

### 2.1 Висота польоту і способи її вимірювання

#### 2.1.1 Стандартна атмосфера і приведення льотних характеристик до її умов

Рух літального апарату в атмосфері супроводжується складною його взаємодією із довколишнім середовищем. Тому при визначенні параметрів польоту необхідно розглядати ЛА та атмосферу як єдину систему.

Оскільки вплив фізичних характеристик у різний час є різним, то для отримання порівнювальних характеристик використовують параметри деяких умов атмосфери.

Для забезпечення безпеки польотів необхідно знати як змінюватимуться характеристики польоту літака у залежності від стану атмосфери.

При конструюванні ПС, їх обладнання і приладів та приведенні результатів льотних випробувань виходять із завчасно заданого, постійного (стандартного) розподілу фізичних характеристик стану атмосфери по висоті, тобто використовується деяка, незалежна від часу доби і пори року, а також від географічного району, так звана *стандартна атмосфера* (СА). Введення СА дозволяє отримати порівнювані між собою показники приладів, даних льотних випробувань, результати аеродинамічних розрахунків, географічних і метеорологічних вимірювань.

Для визначення параметрів і фізичних характеристик СА використовують осередненні дані багаторічних метеорологічних спостережень в приземному шарі і результати радіозондувань. З вдосконаленням засобів метеорологічних спостережень дані СА уточнюються.

На даний час в нашій країні прийнята модель СА ГОСТ 4401-81 (СА-81) що відповідає міжнародному стандарту ІСО 2533, яка встановлює середнє значення основних параметрів атмосфери у діапазоні від -2 до 120 км для широт 45°32'33", які відповідають середньому рівню сонячної активності. Атмосфера вважається нерухомою відносно поверхні землі (вітер відсутній).

В якості основних параметрів і фізичних констант у СА-81 використовуються: температура, тиск, щільність повітря, прискорення вільного падіння, швидкість звуку, динамічна і кінетична в'язкість, а також відносні величини (по відношенню до їхніх значень на рівні моря) тиск і щільність повітря. На рівні моря основні фізичні параметри СА-81 приймають наступні значення:

- тиск  $p_0 = 1013,25$  мбар = 760 мм. рт. ст.;
- температура повітря  $t_0 = 15^\circ\text{C}$  або  $T_0 = 288,15^\circ\text{K}$ ;
- щільність повітря  $\rho_0 = 1,225$  кг/м<sup>3</sup>;
- відносна молекулярна маса повітря  $M_0 = 28,96$  кг/кмоль;
- відносна вологість повітря  $f = 0\%$ ;
- прискорення вільного падіння  $g = 9,80665$  м/с<sup>2</sup>;
- швидкість звуку  $a_0 = 340,28$  м/с.

В шарі від 0÷11 км вертикальний градієнт температури  $\gamma$  дорівнює  $0,65^\circ\text{C}/100\text{м}$ , так на рівні 11 км, який умовно приймається за рівень тропопаузи, температура знижується до  $-56,5^\circ\text{C}$ , або  $216,65^\circ\text{K}$ . Вище розташовується шар ізотермії (11÷12 км), на висотах 20÷50 км температура зростає з висотою або залишається постійною, при цьому вологість на всіх висотах дорівнює нулю.

Для розрахунку параметрів СА температура кожного шару апроксимується лінійною функцією потенційної висоти, значення інших параметрів визначаються за рівнянням стану для ідеального газу і рівнянням гідростатики (за барометричною формулою).

В реальній атмосфері тиск, температура і щільність повітря змінюються, тому до показань приладів вводяться відповідні поправки на відхилення реальних значень цих метеорологічних величин від стандартних значень.

СА широко застосовується при вирішенні науково-практичних задач двох видів:

- 1) задач, пов'язаних з переходом фактично спостережених атмосферних умов до стандартних і навпаки;
- 2) задач, пов'язаних з урахуванням відхилень фактичних умов від стандартних для отримання значень відповідних характеристик і параметрів.

Задачі першого виду називаються приведенням результатів льотних випробувань літаків до стандартних умов. Вихідним положенням є рівність в реальних умовах і на деякій умовній висоті у СА значень відповідної льотно-технічної характеристики ПС, яка розглядається як функція тиску і температури повітря.

Висоти, на яких реальні атмосферні умови є такими ж самими, як і у СА, називаються *стандартними*. Вони можуть визначатись окремо за тиском, за температурою або за щільністю повітря.

При вирішенні різного роду задач найчастіше застосовується стандартна барична висота ( $H_p$ ) – висота у СА, на якій значення атмосферного тиску дорівнює значенню фактичного тиску на рівні польоту.

Інший вид стандартної атмосфери, що використовується у авіаційній практиці – висота за щільністю повітря ( $H_\rho$ ). Вона визначається як висота у СА, на якій щільність повітря дорівнює фактичній щільності на рівні



польоту. Ця висота використовується у розрахунках льотно-технічних характеристик ПС під час злету і посадки на гірських аеродромах.

Внаслідок відхилення температури повітря від стандартних значень, висоти приведенні за тиском і щільністю, не співпадають.

Задачі другого роду пов'язані з урахуванням впливу фізичного стану атмосфери на політ ПС і на показання деяких аеронавігаційних приладів (барометричного висотоміру, показчика швидкості, тощо) з метою отримання дійсних значень відповідних параметрів, тобто визначення їхніх методичних похибок. Такі задачі доводиться вирішувати постійно під час виконання польотів і при різноманітних аеронавігаційних розрахунках.

В авіаційній практиці разом зі стандартною висотою широко використовується геометрична висота. Вона визначається під час польоту за допомогою радіотехнічних засобів (радіовисотомірів) або барометричним способом (за показаннями барометричного висотоміру). У залежності від вихідного рівня відліку розрізняють абсолютну (над рівнем моря), відносну (над рівнем аеродрому вильоту або посадки) і істинну (над місцевістю, над якою здійснюється політ) висоти (рисунок 2.1).

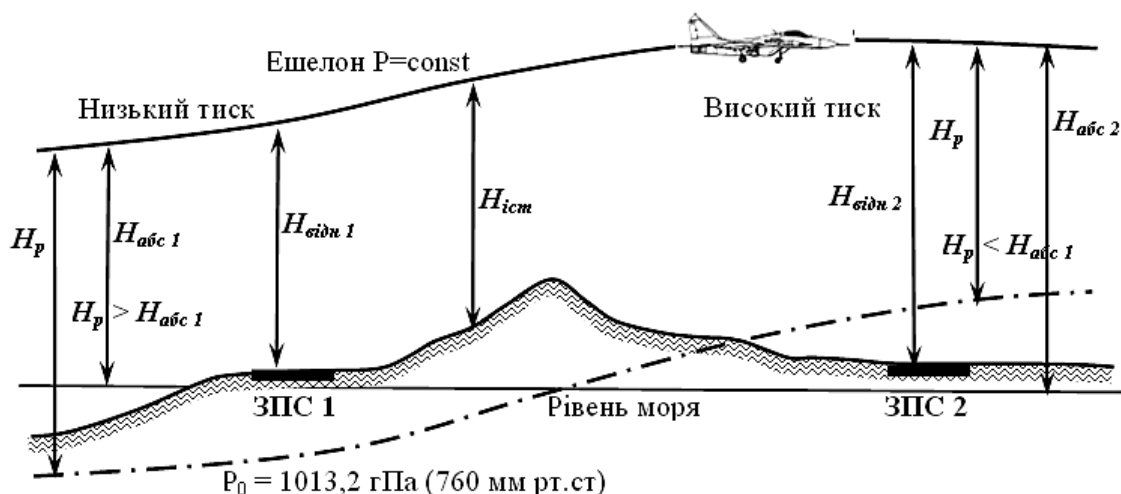


Рисунок 2.1 – Визначення абсолютної  $H_{абс}$ , відносної  $H_{відн}$ , істинної  $H_{ісм}$  і барометричної  $H_p$  висот польоту

При використуванні радіовисотоміру визначається істинна висота польоту. Принцип роботи приладу заснований на вимірюванні часу ( $t$ ) проходження радіохвилею відстані від передатчика, встановленого на борту літака, до поверхні землі і назад,

$$H_{ісм} = \frac{ct}{2}, \quad (2.1)$$

де  $c$  – швидкість розповсюдження радіохвилі.

Радіовисотоміри забезпечують високу точність вимірів, їхні показання практично не залежать від метеорологічних умов. Радіовисотоміри безперервно показують істину висоту польоту і є «чутливими» до будь якого змінення рельєфу місцевості, що є не тільки позитивним, але і досить серйозним негативним фактором. Використовувати висотоміри під час польоту над пересічною місцевістю важко тому, що при витримуванні постійної висоти польоту за радіовисотоміром траєкторія польоту ПС повністю повторюватиме профіль рельєфу місцевості.

Під час польоту за хмарами або в умовах обмеженої видимості льотчик не має змоги визначити, чим викликане змінення висоти польоту – порушенням режиму польоту або впливом рельєфу місцевості. Окрім того, під час польоту зі значним креном показання радіовисотоміру стають помилковими і користуватися ними в цих випадках не рекомендується. Все це обмежує можливості застосування радіовисотоміру, тому радіовисотоміри використовують зазвичай у якості контрольних приладів (наприклад, у системі сигналізації небезпечного зближення з землею), а також під час посадки, коли необхідно знати істину висоту польоту.

Основним методом вимірювання висоти у польоті є барометричний метод, який використовує закономірності змінення атмосферного тиску з висотою. Залежність повітряного тиску від висоти до 11000 м виражається формулою:

$$p_h = p_0 \left( 1 - \frac{\gamma h}{T_0} \right)^{\frac{1}{R}}, \quad (2.2)$$

де

$p_h$  – тиск на висоті польоту;

$p_0$  і  $T_0$  – тиск і температура на рівні початку відліку;

$\gamma$  – вертикальний градієнт температури;

$h$  – висота польоту;

$R$  – газова стала.

Вирішуючи це рівняння відносно висоти польоту, виходить, що вимірювана висота польоту є функцією чотирьох параметрів:  $p_h$ ,  $p_0$ ,  $T_0$  і  $\gamma$ .

$$h = \left[ 1 - \left( \frac{p_h}{p_0} \right)^{\gamma R} \right] \frac{T_0}{\gamma}. \quad (2.3)$$

Якщо застосовувати параметри  $p_0$ ,  $T_0$  і  $\gamma$  сталими (в умовах СА), то висоту польоту можна визначити як функцію атмосферного тиску, яку на

висоті польоту можна визначити безпосередньо за допомогою барометра анероїда.

Основним навігаційно-пілотажним приладом є барометричний висотомір. Він представляє собою високочутливий барометр-анероїд, основна шкала якого градується в одиницях висоти за барометричною формулою для умов СА:

$$H_p = 18400 \frac{\bar{T}_{ст}}{T_{0,ст}} \lg \frac{p_0}{p}, \quad (2.4)$$

де

$H_p$  показання барометричного висотоміру при тиску  $p$  (стандартна барометрична висота);

$T_{0,ст}$  та  $\bar{T}_{ст}$  – температура повітря на рівні моря та середня барометрична температура повітря в умовах СА в шарі від нульового рівня до висоти польоту;

$p_0$  та  $p$  – атмосферний тиск на рівні моря (нульовому рівні) і висоті польоту відповідно.

Оскільки висотомір встановлюється на приладовій панелі у кабіні ПС, де тиск суттєво відрізняється від атмосферного (в особливості у герметичних кабінах), його корпус з'єднується за допомогою спеціального трубопроводу з приймачем повітряного тиску (ППТ), який має отвори для зв'язку з атмосферою.

ППТ встановлюється таким чином, щоби ПС не справляло викривляючого впливу на повітряний потік (спереду крила, під фюзеляжем і на значній відстані від них, особливо у швидкісних літаків). Внаслідок цього зменшуються аеродинамічні помилки, що залежать від швидкісних характеристик літака, типу ППТ та місця його встановлення. Ці помилки приладу, разом з інструментальними помилками, що залежать від недосконалості виготовлення висотоміру, зношення деталей та змінення тугості чутливого елемента, визначаються під час випробувань і відображаються у вигляді таблиці сумарних поправок до показань приладу.

З принципу роботи барометричного висотоміру виходить, що якщо під час польоту втримується постійна висота за приладом, то ПС переміщується по ізобаричній поверхні ( $p = \text{const}$ ). Ізобаричні поверхні мають невеликий нахил. Тому політ за ізобаричною поверхнею практично тотожний до горизонтального польоту. Однак, положення ізобаричної поверхні може змінюватись у просторі при змінненні атмосферних умов, відповідно до показань приладу будуть внесені методичні помилки.

Шкала барометричного висотоміру градується відповідно до умов СА. Під час польоту в реальній атмосфері, при перетинанні атмосферних фронтів, циклонів, антициклонів та інших баричних утворень при

однакових показаннях приладу істинна висота відповідної ізобаричної поверхні буде різною, особливо на великих висотах.

Тому для врахування методичних помилок приладу до показань барометричного висотоміру необхідно додати поправку  $\Delta H_{\text{пр}}$  на відхилення реальних атмосферних умов від СА:

$$\Delta H_{\text{пр}} = \Delta H_p + \Delta H_T. \quad (2.5)$$

Методичні помилки враховують три складові:

- барометричну похибку ( $\Delta H_p$ );
- температурну похибку ( $\Delta H_T$ );
- похибку, що утворюється внаслідок того, що висота під час польоту визначається відносно рівня тієї ізобаричної поверхні, атмосферний тиск якої встановлений на приладі.

Барометрична похибка  $\Delta H_p$  – це похибка, обумовлена непостійністю атмосферного тиску біля поверхні землі (рисунок 2.2)

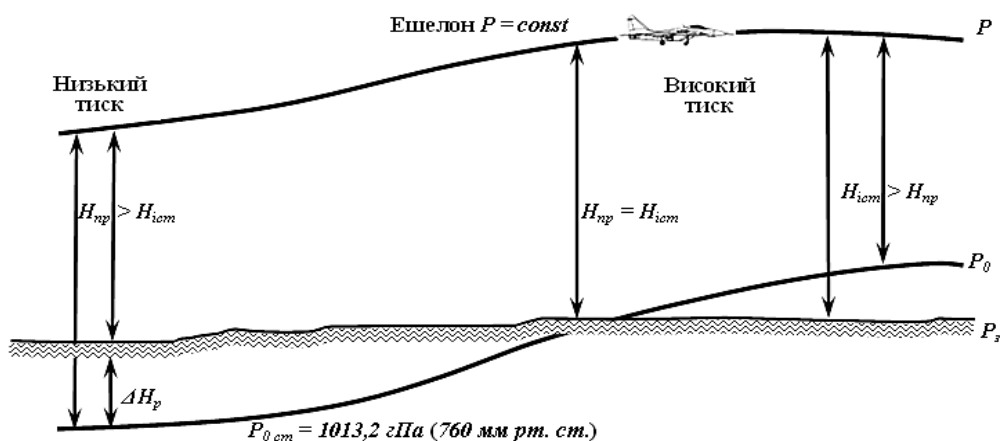


Рисунок 2.2 – Співвідношення приладової ( $H_{\text{пр}}$ ) та істинної ( $H_{\text{ист}}$ ) висоти польоту у залежності від розподілу тиску біля земної поверхні

Якщо атмосферний тиск біля земної поверхні  $p_z$ , над якою пролітає ПС, відрізняється від стандартного тиску на рівні моря (нульовому рівні)  $p_{0\text{ст}}$ , то приладова висота відрізнятиметься від істинної висоти, тобто вимірюватиметься з похибкою.

Як видно з рисунку 2.2 якщо  $p_z < p_{0\text{ст}}$ , то  $H_{\text{пр}} > H_{\text{ист}}$ , тобто прилад показуватиме завищену висоту польоту; якщо  $p_z > p_{0\text{ст}}$ , то  $H_{\text{пр}} < H_{\text{ист}}$ , тобто прилад показуватиме занижену висоту польоту.

Це є справедливим за умови, що середня барометрична температура повітря в умовах СА в шарі від нульового рівня до висоти польоту є сталою ( $T_{\text{Т ст}} = \text{const}$ ).

Похибку у показаннях барометричного висотоміру, що з'являється за рахунок мінливості атмосферного тиску біля земної поверхні, легко усунути конструктивним способом в самому висотомірі або використовуючи поправку, що приблизно розраховується за формулою:

$$\Delta H_p = (p_z - p_{0.c.}) \Delta z = (p_z - 760) \Delta z, \quad (2.6)$$

де  $\Delta z$  – баричний ступень.

Ця барометрична помилка усувається при внесенні поправки на тиск шляхом встановлення рухомої шкали висотоміру у відповідне положення. В подальшому висотомір показуватиме висоту відносно аеродрому вильоту.

Щоб витримувати під час польоту задану висоту ешелону, льотчик при досягненні висоти переходу зобов'язаний на рухомій шкалі встановити тиск 760 мм рт. ст. в якості вихідного значення для відліку висоти ешелону відносно тиску на рівні моря в умовах СА.

Під час зниження для заходу на посадку льотчик переводить шкалу тиску барометричного висотоміру від стандартного тиску (760 мм рт. ст.), до тиску аеродрому (на рівні злітно-посадкової смуги (ЗПС)). Переведення здійснюється у горизонтальному польоті на ешелоні переходу після отримання дозволу від керівника польотів (КрП) аеродрому на зниження до висоти польоту по колу, а для ПС з автоматизованою системою заходу на посадку – на дальності рубіжу початку зниження. Фактичний атмосферний тиск на рівні ЗПС (у мм рт. ст.) вимірюється спеціалістами метеорологічного підрозділу і доповідається КрП, якій в свою чергу повідомляє його на борт ПС, що здійснює посадку.

Неправильне визначення тиску на рівні ЗПС може стати причиною авіаційної події (АП) або авіаційного інциденту (АІ).

*Приклад:*

Якщо на борт ПС передано значення тиску з помилкою 5 мм рт. ст. в бік перевищення, то висота за барометричним висотоміром під час заходу на посадку буде завищена на 50 м, що може привести до зіткнення літака з наземними об'єктами.

Температурна похибка  $\Delta H_t$  – це похибка, викликана невідповідністю стандартним значенням фактичного розподілу температури повітря в шарі між поверхнею землі та рівнем польоту.

Температурна похибка баричного висотоміру усувається шляхом врахування відхилень фактичного розподілу температури від стандартного (рисунок 2.3). Це є особливо важливим під час польотів на малих і гранично висотах, а також в гірських районах у холодну пору року. У холодному, більш щільному повітрі, тиск з висотою знижується швидше, ніж в теплому повітрі, тому на деякій висоті показання барометричного висотоміру у холодному повітрі виявляться більшими, ніж на тій самій висоті в теплому повітрі.

Поправку на відхилення фактичного розподілу температури повітря з висотою від її розподілу у СА доводиться розраховувати, оскільки барометричні висотоміри не мають пристроїв, що дозволяють врахувати її конструктивно.

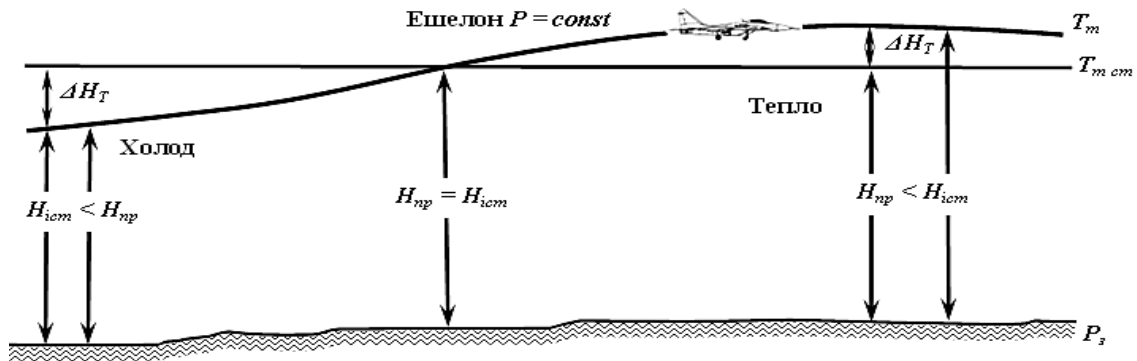


Рисунок 2.3 – Співвідношення приладової ( $H_{пр}$ ) та істинної ( $H_{іст}$ ) висоти польоту у залежності від розподілу температури в шарі від землі до висоти польоту

Для отримання формули поправки на відхилення фактичної температури повітря від стандартної скористуємось барометричною формулою (2.4). в умовах реальної атмосфери істина висота польоту  $H_{іст}$  над ізобаричною поверхнею  $p_0$  визначається виразом:

$$H_{іст} = 18400 \frac{\bar{T}}{T_{0СТ}} \lg \frac{p_0}{p} = H_{пр} \frac{\bar{T}}{\bar{T}_{СТ}}, \quad (2.7)$$

або

$$H_{пр} = H_{іст} \frac{\bar{T}_{СТ}}{\bar{T}}, \quad (2.8)$$

де

$\bar{T}$  – фактична середня барометрична температура повітря в шарі від нульового рівня до висоти польоту;

$\bar{T}_{СТ}$  – середня стандартна барометрична температура повітря;

$T_{0СТ}$  – стандартна барометрична температура повітря на нульовому рівні.

Зазвичай при штурманських розрахунках  $\bar{T}$  заміняють середньою арифметичною температурою  $\bar{T} = \frac{T_0 + T}{2}$ , де  $T_0$  – фактична температура на рівні моря,  $T$  – фактична температура на висоті польоту.

Поправка визначення істинної висоти польоту  $H_{іст}$  внаслідок такої заміни є мінімальною, якщо вертикальний градієнт температури в шарі не змінюється. Однак при наявності шарів інверсії та ізотермії похибка може досягати 10% висоти.

Якщо  $\Delta H_T = H_{\text{іст}} - H_{\text{пр}}$ , то підставляючи до нього значення  $H_{\text{іст}}$  та  $H_{\text{пр}}$  з (2.7 та 2.8) та провівши відповідні перетворення, отримаємо формулу для обчислення поправки на температуру  $\Delta H_T$ :

$$\Delta H_T = H_{\text{пр}} \frac{\Delta T_T}{\bar{T}_{\text{СТ}}}, \quad (2.9)$$

де  $\Delta T_T = \bar{T} - \bar{T}_{\text{СТ}}$  - відхилення середньої фактичної температури повітря від середньої стандартної в шарі від умовного нуля (рівень моря) до висоти польоту.

Для висот більших 11 км до поправки, розрахованій за виразом (2.9), додається додаткова похибка, розрахована за формулами:

$$\Delta H_{h>11} = \frac{\Delta T_T}{216,5} (H_{\text{пр}} - 11000), \quad (2.10)$$

$$\Delta T_{T(h>11)} = \bar{T} - 216,5, \quad (2.11)$$

де  $\bar{T}$  - середня температура в шарі від висоти 1000 м до висоти польоту, 216,5 - величина температури (за абсолютною шкалою) у стратосфері у відповідності з її стандартним розподілом.

Співвідношення між істиною висотою польоту і приладовою висотою у залежності від значення середньої температури в шарі приведено на рисунку 2.4.

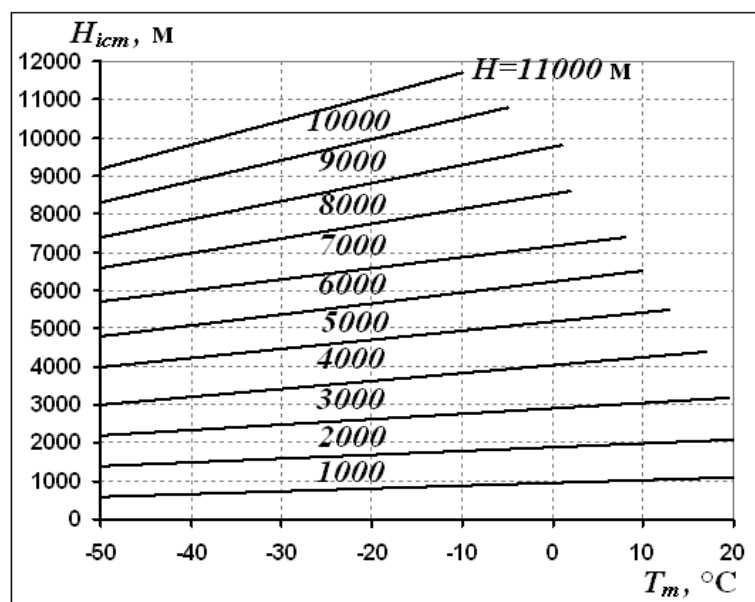


Рисунок 2.4 – Співвідношення між істиною висотою польоту і приладовою у залежності від середнього значення температури повітря в шарі

При оцінці цієї залежності було встановлено, що при відхиленні середньої фактичної температури шару повітря від стандартної на  $2,5^{\circ}\text{C}$ , похибка у висоті складатиме приблизно 1% висоти. Тобто, при польоті на висоті 10000 м і  $\Delta T_T = 2,5^{\circ}\text{C}$ , похибка по висоті складатиме приблизно 100 м.

З аналізу формул (2.7) і (2.8) видно, що показання приладу виявляться завищеними, якщо  $\bar{T} < T_{\text{СТ}}$ , і заниженими якщо  $T_T > \bar{T}_{\text{СТ}}$ .

Для визначення поправки за виразом (2.9) зручно використовувати аерологічні діаграми, а для забезпечення маршрутних польотів карти відносної топографії для різних шарів атмосфери.

### 2.1.2 Принцип вимірювання повітряної швидкості

Для визначення повітряної швидкості руху літака відносно повітря використовується спеціальний прилад – показчик повітряної швидкості. Принцип його дії заснований на вимірюванні динамічного тиску (швидкісного напору) – різниці між повним і статистичним тиском повітря під час польоту.

Приймальною частиною показчика повітряної швидкості, як і баричного висотоміру, є ППТ, динамічна камера якого крізь отвір, що спрямований в бік потоку, сприймає повний тиск (рисунок 2.5). По трубопроводу цей тиск передається до порожнини манометричної коробки 10. Крізь бокові отвори 6 до статистичної камери ППТ передається статистичний тиск. Такий самий тиск завдяки наявності другого трубопроводу встановлюється у геометричному корпусі приладу. Під дією різниці динамічного і статистичного тисків відбувається деформація манометричної коробки 10, яка за допомогою передаточного механізму 11 передається до стрілки показчика повітряної швидкості 9.

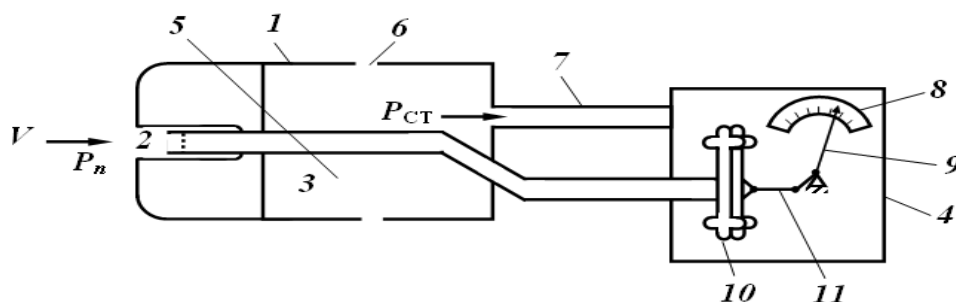


Рисунок 2.5 – Принципова схема приймача повітряного тиску, барометричного висотоміру та показчика повітряної швидкості. 1 – ППТ, 2 – динамічна камера, 3 – статистична камера, 4 – показчик повітряної швидкості, 5 – приймач повного тиску, 6 – приймач статистичного тиску, 7 – трубопровід, 8 – шкала показчика швидкості, 9 – стрілка показчика повітряної швидкості, 10 – манометрична коробка, 11 – передаточний механізм показчика повітряної швидкості,  $V$  – повітряна швидкість,  $P_n$  – повний тиск,  $P_{\text{СТ}}$  – статистичний тиск



Виходячи з рівняння Бернуллі динамічний тиск  $q$  визначається за формулою (без урахування стисливості повітря):

$$q = P_n - P_{ст} = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.12)$$

А для визначення істинної швидкості використовується формула:

$$V_{іст} = \sqrt{\frac{2q}{\rho}}. \quad (2.13)$$

Градування шкали показчика повітряної швидкості проводиться для стандартних умов на рівні моря ( $\rho = \rho_0$ ), тому показчик швидкості показує індикаторну швидкість (приладову швидкість, виправлену на інструментальну і аеродинамічну поправку)

$$V_i = \sqrt{\frac{2q}{\rho_0}}. \quad (2.14)$$

Швидкісний напір (2.12) залишається постійним, тому зв'язок між істиною швидкістю  $V_{іст}$  та індикаторною (приладовою) швидкістю  $V_i$ , описується співвідношенням

$$V_{іст} = V_i \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}. \quad (2.15)$$

де  $\Delta = \frac{\rho}{\rho_0}$  – відносна вологість.

Це співвідношення визначає методичну поправку, яку доводиться вносити до показань приладу з урахуванням відхилень показань щільності повітря  $\rho$  на рівні польоту в реальній атмосфері від її значення  $\rho_0$  на рівні моря в умовах СА. На великих висотах ця поправка може сягати декількох сотень км/год., так на висотах 8-10 км відносна методична помилка приладу сягає 50-70%.

Окрім поправки на щільність повітря, до показань повітряної швидкості необхідно вводити поправку на стисливість повітря при великій швидкості польоту, а також інструментальну поправку, яка залежить від якості виготовлення та стану приладу з урахуванням того, що ППТ не точно сприймає повний статистичний тиск. Розподіл тиску на поверхні ППТ, зокрема біля отворів динамічної і статистичної камер, залежить від кута атаки приймача, його форми та розташування бокових отворів.

Викривляючий вплив на розподіл тиску справляють окремі деталі ПС, що збурюють потік. Цей вплив зазвичай виключається шляхом вибору місця кріплення ППТ, тому найбільш важливим є вплив кута атаки, величина якого змінюється у залежності від швидкості польоту. Для кожного типу ПС аеродинамічні помилки визначаються під час експериментальних польотів.

### 2.1.3 Вплив тиску і температури на повітряну швидкість

Сукупність швидкостей польоту літака від мінімальної (при якій може здійснюватися горизонтальний політ) до максимальної називається *діапазоном допустимих швидкостей польоту*.

У випадку горизонтального, сталого руху літака прикладені сили будуть врівноваженими, а рівняння руху центру тяжіння матимуть вигляд:

$$\begin{cases} Y = G \\ X = P \end{cases} \quad (2.16)$$

Перше рівняння цієї системи відповідає умовам горизонтального польоту, друге – рівномірному руху. Оскільки при зміні кута атаки змінюється значення підйімальної сили  $Y$ , то для виконання першої рівності системи (2.16) необхідною є відповідність певної швидкості конкретному куту атаки. Така швидкість називається *потрібною швидкістю горизонтального польоту*  $V_{\text{потр}}$ . Використовуючи аналітичний вираз для визначення підйімальної сили і з урахуванням першого рівняння системи (2.16) отримаємо:

$$Y = G = c_y S \frac{\rho V_{\text{потр}}^2}{2}, \quad (2.17)$$

звідки:

$$V_{\text{потр}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S \rho}}. \quad (2.18)$$

Зі збільшенням кута атаки до критичного збільшується коефіцієнт підйімальної сили, що приводить до зменшення  $V_{\text{потр}}$ .

На критичному куті атаки  $c_y = c_{y\text{max}}$ , а потрібна швидкість літака досягає мінімального значення і називається *мінімальною теоретичною*.

$$V_{\text{min потр}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\text{max}} S \rho}}. \quad (2.19)$$

З метою забезпечення безпеки, польоти проводяться на кутах атаки, що є меншими або дорівнюють допустимим, яким відповідають відповідні допустимі значення коефіцієнту підйимальної сили ( $c_{удоп}$ ) (для сучасних літаків  $c_{удоп} = (0,8 \div 0,85) \cdot c_{уmax}$ ). Швидкість горизонтального польоту при  $c_y = c_{удоп}$  називається *допустимою швидкістю*:

$$V_{\min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{удоп} S \rho}}. \quad (2.20)$$

Сила тяги двигуна літака, що є необхідною для врівноваження сили лобового опору на даній швидкості польоту літака, називається *потрібною тягою горизонтального польоту* ( $P_{г.п}$ ).

Розділивши перше рівняння системи на друге, стосовно горизонтального польоту отримаємо:

$$P_{г.п} = \frac{G}{k}, \quad (2.21)$$

де  $k = \frac{Y}{X}$  – аеродинамічна якість літака.

Оскільки при зміні кута атаки змінюється аеродинамічна якість, то тяга є функцією кута атаки.

Графік залежності потрібної тяги горизонтального польоту від кута атаки називається кривою Жуковського (рисунок 2.6). Оскільки максимальна якість відповідає найвигіднішому куту атаки ( $\alpha_{найв}$ ), то йому ж і відповідає мінімальна потрібна тяга горизонтального польоту, якщо ( $\alpha \neq \alpha_{найв}$ ), то  $\rho_{г.п} > \rho_{\min \text{ г.п}}$ . Окрім потрібної тяги існує поняття наявної тяги ( $P_n$ ) – максимальної тяги двигуна при відповідній швидкості польоту. Змінення  $P_n$  і  $P_{г.п}$  у залежності від швидкості польоту представлено на рисунку 2.6.

Для оцінки можливості виконання горизонтального польоту з даною швидкістю необхідно оцінити збільшення тяги  $\Delta P = P_n - P_{г.п}$ , яке називається *надлишком тяги*. У випадку, коли  $\Delta P > 0$ , політ з такою швидкістю є можливим.

Максимальна швидкість польоту матиме місце в тому випадку, коли  $\Delta P = 0$ . Її можна визначити, вирішуючи друге рівняння системи (2.16) відносно  $V$ :

$$P_p = X = c_x S \frac{\rho V_{\max}^2}{2}, \quad (2.22)$$

звідки:

$$V_{г.п2} = V_{з.п1} \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2}}, \quad (2.23)$$

Тобто при незмінній тязі зі збільшенням висоти польоту  $V_{г.п}$

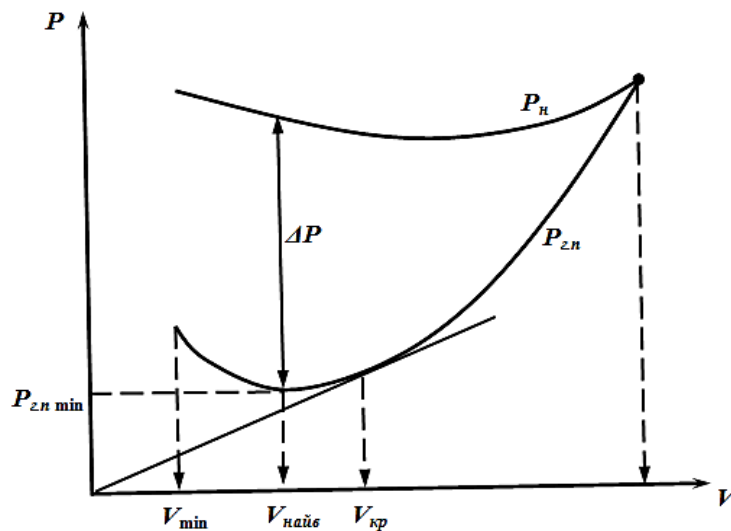


Рисунок 2.6 – Криві потрібної ( $P_{з.п}$ ) та наявної ( $P_{н}$ ) тяг

Максимальна швидкість у дозвукових літаків з висотою зменшується, що обумовлюється більш інтенсивним збільшенням коефіцієнту лобового опору порівняно зі зменшенням щільності. У надзвукових літаків максимальна швидкість до рівня 11 км збільшується, а вище за цей рівень зменшується. Для всіх літаків з наближенням до стелі діапазон швидкостей зменшується і на статистичній стелі стає рівним нулю. Максимальна висота сталого прямолінійного горизонтального польоту називається *статистичною стелею*, вище за яку горизонтальний політ є неможливим.

Висота, на якій коловуковий діапазон швидкостей наближується до нуля, називається *коловуковою стелею* вище за яку має місце надзвуковий діапазон, який доходить до нуля на надзвуковій стелі.

У надзвукових літаків максимальна швидкість не використовується за її обмеженням. Обмеження максимальної швидкості вводяться за швидкісним напором  $\left(\frac{\rho v^2}{2}\right)$  і величиною  $M$ , у зв'язку з цим існує поняття

максимально допустимої швидкості. *Максимально допустима швидкість* – це швидкість польоту. Перевищення якої не дозволяється за умов обмежень місцевої міцності, керованості, нормальної роботи двигуна, аеродинамічного нагріву.

*Контрольні запитання:*

1. Які значення приймають основні фізичні параметри на рівні моря в стандартній атмосфері?
2. Чим відрізняються абсолютна, відносна і істинна висоти польоту?
3. За якою формулою розраховується похибка у показаннях барометричного висотоміру?
4. Як розподілу температури повітря в шарі впливає на співвідношення приладової та істинної висоти польоту?
5. Який прилад використовується для визначення повітряної швидкості руху літака відносно повітря? Поясніть принцип його роботи.
6. Надайте визначення повітряної швидкості. Як впливає на неї змінення атмосферного тиску і температури повітря?

## 2.2 Вплив параметрів атмосфери на зліт і посадку літака

### 2.2.1 Зліт і посадка літака. Злітно-посадкові характеристики літальних апаратів

Зліт і посадку літаків, їх пілотування і літаководіння, а також безпека полетів і виконання льотних завдань, в основному залежать від стану атмосфери, тобто від знання горизонтальних в вертикальних рухів, що спостерігаються в ній, відповідно, ці параметри мають бути врахованими дуже ретельно. Оскільки вітер являє собою горизонтальні рухи повітря і по відношенню до літака є переносним рухом, то повна швидкість руху дорівнюватиме геометричній сумі двох векторів – повітряної швидкості літака і швидкості вітру.

Знання даних питань необхідно метеорологу для успішного здійснення метеорологічного забезпечення полетів і надання керівному і льотному складу конструктивних рекомендацій.

До злітно-посадкових характеристик літака відносяться: швидкість відриву, посадкова швидкість, довжина розбігу, довжина пробігу, довжина злітної і посадкової дистанції.

Розглянемо послідовно злітні і посадкові характеристики.

#### Зліт літака

Для злету літака необхідно виконання наступної умови:  $Y > G$ . Цій умові має задовольняти відповідна швидкість літака, що називається *швидкістю відриву*. Рівновага сил  $Y$  і  $G$  має місце при мінімальній швидкості горизонтального польоту. Однак відрив літака на цій швидкості є вкрай небезпечним, оскільки з'являється велика імовірність втрати його стійкості і керованості. Тому швидкість відриву має на 10-15% перевищувати  $V_{\min}$ .

Для визначення швидкості відриву використовується умова рівноваги сил  $Y$  і  $G$ , з урахуванням чого можна записати

$$V_{\text{відр}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y \text{ відр}} S \rho}} \quad (2.24)$$

де  $c_{y \text{ відр}}$  – коефіцієнт підйимальної сили (що відповідає відповідному куту атаки), при якому з'являється можливість безпечного відриву літака.

Швидкість відриву впливає на довжину розбігу і злітну дистанцію.

Довжина розбігу визначається наступним чином

$$L_p = \bar{V} \cdot t = \frac{V_0 + V_{\text{відр}}}{2} t \quad (2.25)$$

де  $V_0$  – швидкість літака на початку розбігу.

Оскільки  $V_0 = 0$ , рівняння (2.25) прийме наступний вигляд

$$L_p = \frac{V_{\text{відр}}}{2} t \quad (2.26)$$

Швидкість відриву можна отримати за формулою

$$V_{\text{відр}} = \bar{j} \cdot t \quad (2.27)$$

де  $\bar{j}$  – постійне середнє прискорення літака.

Вирішимо (2.27) відносно  $t$  і підставимо до (2.26), отримаємо

$$L_p = \frac{V_{\text{відр}}^2}{2\bar{j}} \quad (2.28)$$

*Довжиною злітної дистанції* називається горизонтальна відстань, яку проходить літак з моменту початку злету до висоти 10 м. Довжина дистанції визначається наступним чином

$$L_{n\partial} = L_p + L_n \quad (2.29)$$

де  $L_n$  – горизонтальна довжина повітряної ділянки.

### Посадка літака

Для визначення посадкової швидкості використовується умова, що є аналогічною до умови зльоту. Формула посадкової швидкості має вигляд

$$V_{noc} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y,noc} \rho S}}, \quad (2.30)$$

а довжина пробігу визначається наступним чином

$$L_{проб} = \frac{V_{noc}^2}{2j_{торм}}. \quad (2.31)$$

*Посадковою дистанцією* називається горизонтальна відстань, яку проходить літак з висоти 25 м. до кінця посадки. Вона визначається за формулою

$$L_{noc} = L_n + L_{проб}. \quad (2.32)$$

2.2.2 Вплив атмосферного тиску і температури на зліт і посадку літака

Аналіз виразу (2.24) показує, що при підвищенні температури та зниженні атмосферного тиску виникає необхідність у збільшенні швидкості відриву, як наслідок збільшується і довжина розбігу ПС. Зменшення температури та збільшення атмосферного тиску приводить до зменшення довжини розбігу.

Для визначення залежності довжини розбігу від температури і тиску скористаємося виразом

$$L_p = \frac{V_{відр}^2}{2\bar{j}}.$$

З урахуванням формули (2.24) цей вираз виглядатиме наступним чином

$$L_p = \frac{G}{c_{y,відр} \rho S \bar{j}}. \quad (2.33)$$

Записавши вираз (2.33) для стандартних умов і поділивши одне на інше, отримаємо

$$L_p = L_{p,cm} \frac{\rho_{cm} \bar{j}_{cm}}{\rho \bar{j}}. \quad (2.34)$$

Середня величина прискорення розбігу може бути визначеною наступним чином

$$\bar{j} = \frac{P_p}{G} g, \quad (2.35)$$

де  $P_p$  - тяга двигуна.

Записавши (2.35) для стандартних умов в підставивши виразу (11), отримаємо

$$L_p = L_{p.cm} \frac{\rho_{cm}}{\rho} \frac{P_{p.cm}}{P_p}. \quad (2.36)$$

Залежність тяги двигуна від температури повітря визначається наступним співвідношенням

$$P_p = P_{p.cm} \Delta \left( \frac{T_{cm}}{T} \right)^n. \quad (2.37)$$

З урахуванням останнього виразу, рівняння (2.36) прийме наступний вигляд

$$L_p = L_{p.cm} \left( \frac{\rho_{cm}}{\rho} \right)^2 \left( \frac{T}{T_{cm}} \right)^n, \quad (2.38)$$

або

$$L_p = L_{p.cm} \left( \frac{P_{p.cm}}{P_p} \right)^2 \left( \frac{T}{T_{cm}} \right)^n. \quad (2.39)$$

якщо  $P = P_{p.cm}$ , то

$$L_p = L_{p.cm} \left( \frac{T}{T_{cm}} \right)^n. \quad (2.40)$$

Відповідно довжина розбігу є величиною пропорційною  $n$ -ому ступеню температури (показник залежить від типу двигуна). Так наприклад змінення температури на  $10^\circ$  приводить до зміни довжини розбігу на 10-15%.

Залежність довжини пробігу від атмосферного тиску і температури можна отримати аналогічним чином, однак вона не буде реальною, оскільки при посадці використовуються різні способи гальмування.

Тому однозначно судити про ступінь впливу тиску і температури на довжину пробігу дуже важко.



Ця залежність приблизно описується наступною формулою:

$$L_{проб} = L_{проб ст} (0,95 + 0,031t). \quad (2.41)$$

Встановлено, що відхилення температури від стандартних значень на  $10^\circ$  приводить до змінення  $L_{проб}$  на 3-5%.

### 2.2.3 Вплив швидкості вітру на зліт і посадку літака

Вітер у порівнянні з іншими характеристиками фізичного стану атмосфери справляє більш істотний вплив на рух літака на всіх етапах польоту.

Зліт і посадку літака рекомендовано виконувати у напрямі протилежному напрямку вітру. Це пояснюється тим, що зустрічний вітер, утворюючи додатковий обдув літака та збільшуючи щільність набігаючого повітряного потоку, забезпечує більшу сталість і керованість літака. При цьому, зустрічний вітер зменшує швидкість відриву та посадкову швидкість відносно земної поверхні, а це призводить до скорочення довжини розбігу та довжини пробігу під час злету та посадки літака відповідно.

При попутному вітрі, навпаки, погіршується сталість і керованість літака за рахунок зменшення сумарної швидкості зустрічного повітряного потоку. При цьому збільшуються швидкості відриву (посадки), що в свою чергу приводить до збільшення довжини розбігу (пробігу) літака.

До злітно-посадкових характеристик літака відносяться: швидкість відриву (посадки), час та довжина розбігу (пробігу), а також довжину злітної (посадкової) дистанції. Ці характеристики визначають необхідні розміри аеродрому та злітно-посадкової смуги (ЗПС).

Оцінка впливу швидкості зустрічного вітру на час і довжину розбігу під час злету розраховується за формулами:

$$t_p = t_{p0} \left( 1 - \frac{u}{V_{відр}} \right), \quad (2.42)$$

$$L_p = L_{p0} \left( 1 - \frac{u}{V_{відр}} \right)^2, \quad (2.43)$$

де

$t_{p0}$  і  $L_{p0}$  – час і довжина розбігу літака при відсутності вітру відповідно;

$u$  – швидкість зустрічного вітру;

$V_{відр}$  – швидкість відриву літака при відсутності вітру.

Таким чином, чим більшим є відношення швидкості зустрічного вітру  $u$  до швидкості відриву літака при відсутності вітру  $V_{відр}$ , тим істотніше зменшуються час і довжина розбігу літака під час злету.

*Приклад:*

При швидкості зустрічного вітру  $u = 30$  км/год, швидкість відриву літака  $V_{відр}$  складає 240 км/год. Довжина розбігу літак  $L_p$ , в цьому випадку зменшується, порівняно з безвітряною погодою, на 23%.

Змінення часу і довжини пробігу під час посадки під впливом зустрічного вітру визначається за формулами:

$$t_{np} = t_{np0} \left( 1 - \frac{u}{V_{noc}} \right), \quad (2.44)$$

$$L_{np} = L_{np0} \left( 1 - \frac{u}{V_{noc}} \right)^2, \quad (2.45)$$

де

$t_{np0}$  і  $L_{np0}$  – час і довжина пробігу при штилі, відповідно,  
 $V_{noc}$  – швидкість літака в момент посадки.

Довжина пробігу зменшується за рахунок зниження посадкової швидкості  $V_{noc}$  (відносно ЗПС у момент торкання) на величину швидкості зустрічного вітру. Крім цього, зустрічний вітер утворює додатковий лобовий опір, який разом із силою тертя коліс літака значно збільшує абсолютне значення від'ємного прискорення літака після торкання із ЗПС, та довжина пробігу при цьому додатково скорчується. Тому при однакових значеннях відношення  $\frac{u}{V_{noc}}$  пробіг літака при попутному вітрі збільшується більше, ніж він зменшується при зустрічному вітрі.

*Приклад:*

Посадкова швидкість літака  $V_{noc} = 180$  км/год., швидкість вітру в зоні торкання із ЗПС  $u = 10$  м/с, довжина пробігу при відсутності вітру складатиме  $L_{np0} = 880$  м. Під час посадки проти вітру довжина пробігу складатиме 560 м, а із попутним вітром – 1270 м, тобто довжина пробігу збільшується більш ніж у 2 рази.

Для зменшення довжини пробігу застосовуються різні методи та пристрої: тормозні щітки, тормозні парашути, здатні погасити до 30-40% кінетичної енергії літака під час пробігу, а також реверс тяги двигуна. На літаках скороченого злету і посадки утворюється вертикальна складова тяги (девіація тяги), що дозволяє значно зменшити швидкість відриву і посадки. При використанні засобів гальмування необхідно також враховувати вплив вітру.

## 2.2.4 Вплив напрямку вітру на зліт і посадку літака

Для виконання злету і посадки літаків при зустрічному вітрі, під час проектування і будівництва, ЗПС орієнтують, по можливості, за переважаючим напрямом вітру. Однак внаслідок значної мінливості напрямку вітру зліт і посадку нерідко доводиться здійснювати при сильному боковому вітрі або при вітрі із великою боковою складовою, що суттєво ускладнює пілотування літака.

Під час злету з боковим вітром утворюються додаткові аеродинамічні сили, що ускладнюють керування літака (рисунок 2.7). Під впливом цих сил, виникають момент крену та розгортальний момент. На навітряній площині крила підіймальна сила  $Y$  збільшується, на підвітряній, навпаки, зменшується на величину  $\Delta Y$ , що може призвести до перекидання літака в бік підвітряної сторони.

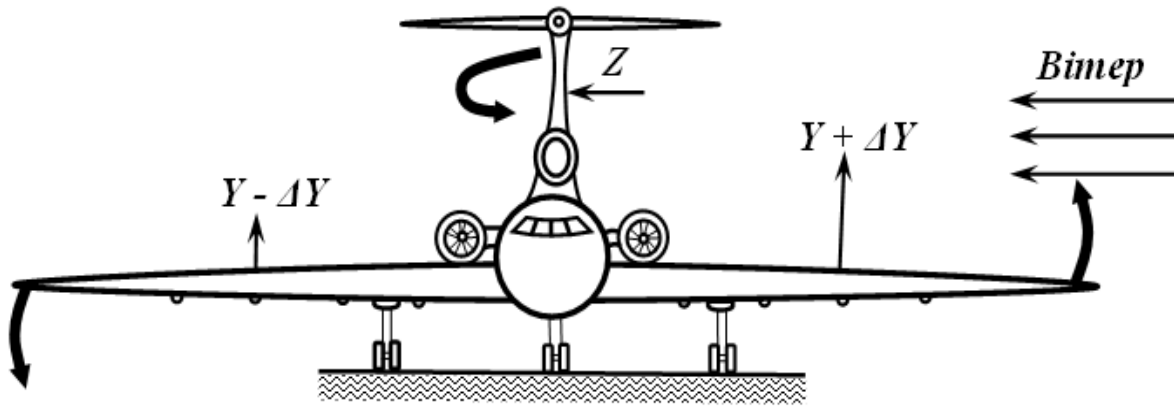


Рисунок 2.7 – Зліт з боковим вітром

Розгортальний момент виникає в результаті того, що центр тяжіння літака і центр бокового тиску вітру не співпадають, і ця різниця є тим більшою, чим більшою є парусність окремих частин літака (хвостове оперення у порівнянні із фюзеляжем). Тому боковий вітер утворює силу  $Z$ , що намагається розгорнути літак проти вітру. При дуже сильному боковому вітрі можливе розгортання літака поперек по відношенню до ЗПС.

Посадка при боковому вітрі ускладнюється ще більше, ніж зліт, внаслідок сильного знесення літака. Неточне врахування вітру може призвести до приземлення літака поза межами ЗПС. При сильному боковому вітрі можливе зривання покриття коліс і пошкодження шасі у момент торкання із ЗПС. Під час пробігу виникають розгортальний момент і момент крену, як і під час розбігу.

На деяких типах літаків задля зменшення розгортального моменту під час пробігу з тормозним парашутом його скидають на порівняно великій швидкості (на відстані 300-400 м після початку пробігу по ЗПС).

Для забезпечення безпеки злету і посадки встановлюється гранично допустима швидкість бокового вітру для кожного типу літака (бокової складової), при якій їх виконання є можливими. Її значення залежить від конструктивних особливостей літака та питомого навантаження на крило (відношення ваги літака до площини крила в плані). Чим більшим є питома навантаження на крило, тим більш сталим є літак і більшою є гранично допустима швидкість бокового вітру. Надзвукові літаки з трикутним крилом, які мають великі питомі навантаження, здатні злітати при сильному боковому вітрі.

*Приклад:*

Для літака Іл. – 86 гранично допустима швидкість вітру під час злету і посадки складає 15 м/с при сухій ЗПС і знижується до 5 м/с у випадку мокрої ЗПС. Для легких літаків швидкість бокового вітру не перевищує 8-10 м/с.

Ці обмеження необхідно враховувати при метеорологічному забезпеченні авіації тому, що при перевищенні відповідної гранично допустимої швидкості бокового вітру злет і посадка літаків даного типу забороняються.

Розглянемо оцінку допустимих значень швидкостей бокового вітру (бокової складової вітру) під час злету і посадки літака (рисунок 2.8).

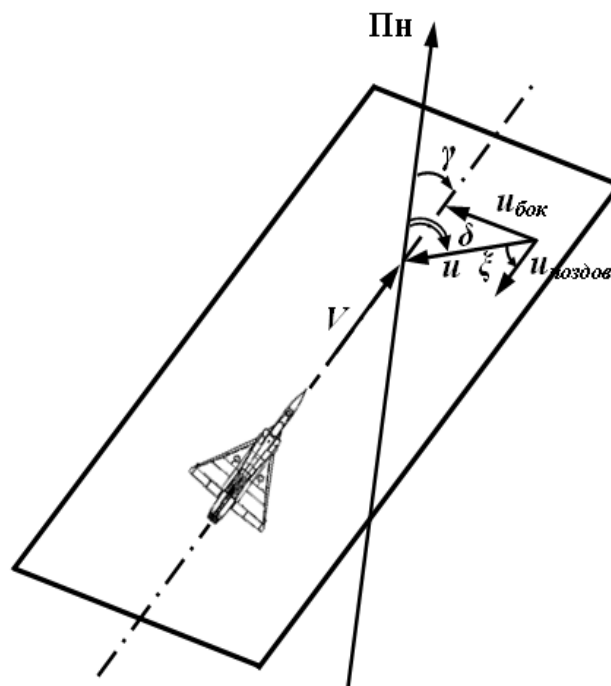


Рисунок 2.8 – Визначення бокової ( $u_{бок}$ ) і поздовжньої ( $u_{поздов}$ ) складових вітру

Якщо напрям переміщення літака (по відношенню до осі ЗПС) визначається кутом  $\gamma$ , а вітер має напрям  $\delta$ , тобто спрямований під кутом  $\alpha = |\delta - \gamma|$ , до ЗПС то бокова складова вітру  $u_{бок}$  визначається співвідношенням

$$u_{бок} = u \sin(\delta - \gamma) = u \sin \alpha, \quad (2.46)$$

а поздовжня складова

$$u_{поздов} = u \cos(\delta - \gamma) = u \cos \alpha, \quad (2.47)$$

Для визначення швидкості вітру  $u$  і кута  $\alpha$ , при яких бокова складова вітру не перевищує допустимого значення, можна користуватися спеціальними таблицями, розрахованими за формулою (2.46), або номограмою (рисунок 2.9).

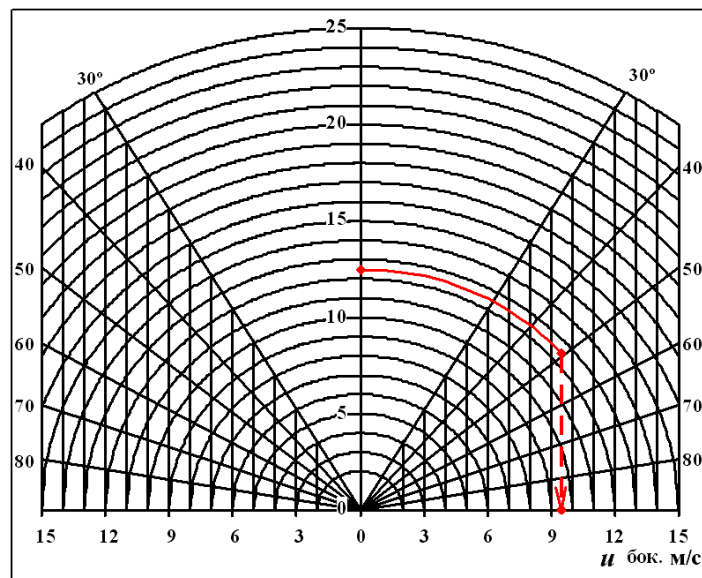


Рисунок 2.9 – Номограма для визначення бокового вітру (або бокової складової вітру) за швидкістю вітру  $u$  і кутом  $\alpha$  між напрямом вітру і віссю ЗПС

За допомогою цієї номограми вирішуються наступні задачі:

- визначення максимальної швидкості, при якій для заданого кута  $\alpha$  бокова складова ( $u_{бок}$ ) не перевищує допустимого значення для даного типу літака;
- визначення кута  $\alpha$  при якому бокова складова ( $u_{бок}$ ) не перевищує набігаючого допустимого значення для заданої швидкості вітру.

*Контрольні запитання:*

1. Надайте визначення довжині злітної дистанції. Як визначається ця величина?

2. Надайте визначення довжині посадкової дистанції. Як визначається ця величина?
3. Як змінення температури повітря і атмосферного тиску впливають на довжину розбігу і пробігу літака?
4. Які додаткові аеродинамічні сили утворюються під час злету з боковим вітром? Поясніть які вплив мають ці сили на стабільність літака.
5. Як визначаються бокова і поздовжня складові вітру?

### 2.3 Вплив вітру на путьову швидкість літака

#### 2.3.1 Вплив вітру на путьову швидкість. Навігаційний трикутник швидкостей

На даний час у зв'язку с польотами важких реактивних літаків на різних висотах і на великі відстані особливого значення набуває врахування метеорологічних факторів, у тому числі вітру, при інженерно-штурманських розрахунках для більш ефективного використання льотно-технічних характеристик літака.

При спокійному (нерухомому) повітрі літак під впливом сили тяги, що утворюється двигуном, при горизонтальному польоті переміщуватиметься зі швидкістю  $V$  відносно земної поверхні у напрямі своєї поздовжньої осі.

Вітер, що являє собою горизонтальний рух повітря відносно земної поверхні, по відношенню до літака є переносним рухом. З урахуванням швидкості вітру швидкість повного руху літака відносно земної поверхні  $\vec{W}$  – називається *путьовою швидкістю* і дорівнює геометричній сумі двох векторів: повітряної швидкості  $\vec{V}$  та швидкості вітру  $\vec{u}$ , тобто

$$\vec{W} = \vec{V} + \vec{u}. \quad (2.48)$$

Вказані три вектори утворюють – *навігаційний трикутник швидкостей* (рисунки 2.10).

Окрім векторів  $\vec{V}$ ,  $\vec{u}$ ,  $\vec{W}$ , до числа елементів навігаційного трикутника швидкостей входять наступні параметри:

- напрям вітру – визначається кутом  $\delta$  між північним напрямом географічного (магнітного) меридіану та напрямом, з якого дме вітер;
- кут знесення  $\varphi$  – кут між векторами повітряної і путьової швидкостей, відлічуваний від вектору повітряної швидкості управо (плюсовий) або вліво (мінусовий), який відображає наскільки змінився напрям руху літака під впливом вітру;
- курс польоту  $\gamma$  – це кут між північним напрямом географічного (магнітного) меридіану і вектором повітряної швидкості, який повинен ретельно витримуватись під час польоту, а за необхідністю (наприклад,

внаслідок знесення літака під впливом вітру) до курсу повинні вводитись поправки;

- путьовий кут  $\alpha$  – кут між північним напрямом географічного (магнітного) меридіану і вектором путьової швидкості ( $\alpha = \gamma + \varphi$ );

- кут вітру  $\varepsilon$  – кут між векторами вітру та путьової швидкості, відлічуваний від вектору путьової швидкості до вектору вітру за годинниковою стрілкою, що змінюється від  $0^\circ$  до  $360^\circ$ . Як видно з рисунку 2.10, кут  $\varepsilon$  можна знайти по значенню путьового кута  $\alpha$  та напрямку вітру  $\delta$  ( $\varepsilon = \delta - \alpha \pm 180^\circ$ ), причому якщо  $\delta > \alpha$ , то  $180^\circ$  слід віднімати, а якщо

$\delta < \alpha$ , то  $180^\circ$  додавати;

- курсовий кут  $\psi$  – кут між векторами повітряної швидкості та вітру відлічуваний від вектору  $\vec{V}$  до вектору  $\vec{u}$  за годинниковою стрілкою від  $0^\circ$  до  $360^\circ$ ;

- напрям навігаційного вітру  $\beta$  – напрям вітру протилежний метеорологічному напрямку вітру.

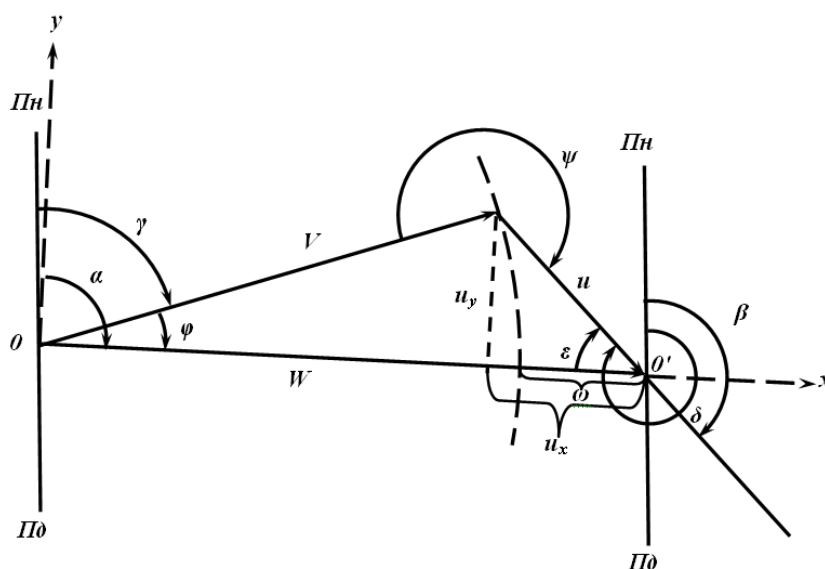


Рисунок 2.10 – Навігаційний трикутник швидкостей:  $\vec{W}$  (вектор  $00'$ ) – путьова швидкість;  $\vec{V}$  – повітряна швидкість;  $\alpha$  – путьовий кут;  $\omega$  – еквівалентний вітер;  $\varphi$  – кут знесення;  $u$  – швидкість вітру;  $\gamma$  – курс польоту;  $\delta$  – напрям вітру (метеорологічний);  $\varepsilon$  – кут вітру;  $\beta$  – напрям вітру (навігаційний);  $\psi$  – курсовий кут вітру  $u_x$  та  $u_y$  – поздовжня і поперечна складові швидкості вітру

Елементи навігаційного трикутника швидкостей під час польоту літака суттєво змінюються внаслідок великої просторової і часової мінливості вітру та інших характеристик стану атмосфери, що впливають на вектор повітряної швидкості (наприклад, температури повітря). Для повітряної навігації особливо важливим є врахування просторової і часової мінливості вітру. це здійснюється шляхом аналізу змінення основних

елементів навігаційного трикутника швидкостей під час руху літака в полі змінного вітру.

### 2.3.2 Вплив вітру на путьову швидкість і напрям польоту літака

Розглянемо вплив вітру на дві найважливіші навігаційні характеристики – кут знесення  $\varphi$  і путьову швидкість  $W$ , змінення яких тісно пов'язане зі зміною траєкторії руху літака.

З навігаційного трикутника швидкостей, виходить, що кут знесення визначається співвідношенням

$$\sin \varphi = \frac{u}{v} \sin \varepsilon . \quad (2.49)$$

Таким чином, кут знесення є прямо пропорційним відношенню швидкості вітру до повітряної швидкості  $\frac{u}{V}$  та синусу кута  $\varepsilon$ . При попутному або зустрічному вітрі (кут вітру складає відповідно  $0^\circ$  і  $180^\circ$ ) кут знесення дорівнює нулю. При боковому вітрі ( $\varepsilon = 90^\circ$  або  $270^\circ$ ) кут знесення стає максимальним і в цьому випадку його визначають за формулою:

$$\varphi = \arcsin \left( \pm \frac{u}{V} \right) . \quad (2.50)$$

Відповідно, знесення літака є тим більшим, чим більшим є відношення  $\frac{u}{V}$

Польоти літаків з ТРД здійснюються на великих висотах (у верхній тропосфері і нижній стратосфері), що характеризуються значними швидкостями вітру, особливо в зонах струминних течій. Тому незважаючи на великі швидкості польоту сучасних літаків, відношення швидкості вітру до повітряної швидкості літака в окремих випадках може досягати  $0,2 \div 0,3$  і більше, що у відповідності з виразами (2.49 та 2.50) свідчить про можливість значної зміни путьової швидкості і великого знесення літака.

*Приклад:*

Максимальні кути знесення для дозвукових літаків типу Ту-154, Іл-62, Іл-86 під час польоту в зонах струминних течій можуть сягати  $10-15^\circ$ . Якщо політ надзвукового літака виконується з повітряною швидкістю біля  $2000$  км/год., то максимальні кути знесення у струминній течії досягають значень  $7-8^\circ$ . Тому не слід недооцінювати необхідність врахування вітру при польоті на швидкостях, що перевищують швидкість звуку.



Проаналізуємо зв'язок між путьовою швидкістю, з одного боку, і швидкістю та напрямом вітру – з іншого. З рисунку 2.10 виходить, що

$$W = V \cos \varphi + u \cos \varepsilon . \quad (2.51)$$

Виконавши відповідні перетворення, використовуючи співвідношення (2.50) і знаючи, що  $\sin^2 \varphi + \cos^2 \varphi = 1$ , отримаємо:

$$W = \sqrt{V^2 - u^2 \sin^2 \varepsilon} + u \cos \varepsilon . \quad (2.52)$$

Найбільший вплив на величину путьової швидкості при інших рівних умовах справляє путьовий ( $\varepsilon = 0^\circ$ ) та зустрічний ( $\varepsilon = 180^\circ$ ) вітер. При попутному вітрі путьова швидкість збільшується на величину швидкості вітру, при зустрічному навпаки, зменшується на ту ж саму величину. Вплив вітру на путьову швидкість в тому випадку, коли вітер спрямований вздовж лінії руху літака, не залежить від повітряної швидкості останнього.

При боковому вітрі величина, на яку змінюється путьова швидкість літака під впливом вітру, залежить від повітряної швидкості. Однак у всіх випадках, коли на висоті польоту спостерігається вітер, наприклад зі швидкістю 150 км/год., незалежно від повітряної швидкості літак буде занесено вітром за 1 годину на 150 км. Тому значення вітру за маршрутом та його врахування є необхідною умовою виконання заданого маршруту та виведення літака до пункту призначення.

Інформація про вітер на рівні польоту використовується не тільки для інженерно-штурманських розрахунків, але і за для введення до автоматичних навігаційних пристроїв і бортових електронно-обчислювальні машини (ЕОМ).

Вітер під час польоту визначається декількома способами:

- за путьовою швидкістю та кутом знесення, виміряним на одному курсі;
- за двома (трьома) кутами знесення на двох (трьох) різних курсах;
- за двома путьовими швидкостями на двох різних курсах;
- способом штильової синхронізації.

Сутність усіх способів визначення вітру під час польоту зводиться до безпосереднього знаходження вектору путьової швидкості, а оскільки вектор повітряної швидкості завжди відомий екіпажу (повітряна швидкість вимірюється за допомогою вказівника повітряної швидкості, курс літака – за допомогою різних покажчиків курсу), то вектор вітру однозначно визначається як замикальний вектор.

Путьовий кут та путьову швидкість знаходять шляхом послідовного визначення місцеположення (координат) літака та напрямку його руху відносно землі візуальним способом, а також за допомогою

радіотехнічних, астрономічних та інших засобів. Знаючи час проходження відомої відстані, можна визначити путьову швидкість.

### 2.3.3 Еквівалентний вітер

Для вирішення ряду аеронавігаційних задач під час планування та виконання маршрутних польотів введено поняття еквівалентного вітру.

Під *еквівалентним вітром* розуміють деякий розрахунковий вітер, напрям якого завжди спрямований уздовж маршруту, здійснює на величину путьової швидкості такий самий вплив, як і фактичний вітер.

Між дійсним вітром, спостереженим у відповідний момент часу в деякій точці маршруту, та еквівалентним вітром існує зв'язок, який легко побачити на навігаційному трикутнику швидкостей.

За визначенням, величина еквівалентного вітру  $\omega$  пов'язана з величинами (модулями величин) повітряної  $V$  та путьової швидкостей  $W$ :

$$\omega = W - V . \quad (2.53)$$

Тобто, еквівалентний вітер є скалярною величиною, знак якої залежить від співвідношення модулів путьової та повітряної швидкостей. Путьова швидкість може бути більшою або меншою за повітряну швидкість. Відповідно до цього, еквівалентний вітер буде повздовжнім (додатнім) або зустрічним (від'ємним).

Замінивши у співвідношенні (2.53) путьову швидкість на її вираз (2.52), отримаємо

$$\omega = \sqrt{V^2 - u^2 \sin^2 \varepsilon} + u \cos \varepsilon - V . \quad (2.54)$$

Вираз (2.54) можна зробити зручнішим для використання, якщо розкласти вираз, що знаходиться під коренем до ряду за малим параметром і обмежитись першими трьома членами розкладення. Тоді формула (2.54) отримає вигляд

$$\omega = u \cos \varepsilon - \frac{u^2}{2V} \sin^2 \varepsilon - \frac{u^4}{8V^3} \sin^4 \varepsilon . \quad (2.55)$$

Аналіз третього члену розкладення  $(-u^4 \sin^4 \varepsilon / 8V^3)$  показує, що ним, як і членами більш високого порядку, можна знехтувати. Третій член має враховуватись лише у тих випадках, коли швидкість вітру є близькою до повітряної швидкості літака. Якщо швидкість літака у декілька разів перевищує швидкість вітру, то цей член складає десяти долі км/год. Це

говорить про те, що нехтування третім членом у формулі (2.55) суттєво не впливає на точність розрахунку еквівалентного вітру.

Тому можна вважати, що

$$\omega = u \cos \varepsilon - \frac{u^2}{2V} \sin^2 \varepsilon . \quad (2.56)$$

Приведенні вище міркування відносяться до визначення еквівалентного вітру у деякий момент часу, в конкретній точці траси (маршруту). Однак для цілей літаководіння важливо мати інформацію про значення еквівалентного вітру не в окремих точках, а в цілому по всьому маршруту.

Вважатимемо, що вітровий режим в окремих точках маршруту суттєво не змінюється за час польоту. Припустимо також, що повітряна швидкість залишається постійною продовж всього періоду польоту, а якщо вона і змінюється, то в таких межах, що це не здійснює впливу на величину еквівалентного вітру.

За цих умов доцільно ввести поняття еквівалентного вітру за маршрутом для заданого моменту часу, тобто для деякого єдиного для всіх точок маршруту моменту часу, в який фіксується фактичний вітер.

Очевидно, еквівалентний вітер за маршрутом  $\omega_m$  для заданого моменту часу дорівнює різниці між середньою путьовою швидкістю продовж польоту за маршрутом  $W_m$  і повітряною швидкістю польоту  $V$ , а саме

$$\omega_m = W_m - V . \quad (2.57)$$

Якщо маршрут протяжністю  $S$  літак пролітає за час  $t$ , то

$$\omega_m = \frac{S}{t} - V . \quad (2.58)$$

Позначимо через  $S_i$ ,  $t_i$  і  $W_i$  відповідно протяжність  $i$ -ої ділянки маршруту, час польоту і путьову швидкість на цій ділянці; тоді

$$\omega_m = \sum_{i=1}^n W_i \frac{t_i}{t} - V . \quad (2.59)$$

Еквівалентний вітер на окремих ділянках маршруту

$$\omega_i = W_i - V .$$

З урахуванням цього вираз (2.59) отримає вигляд

$$\omega_m = \sum_{i=1}^n (V + \omega_i) \frac{t_i}{t} - V = \sum_{i=1}^n \omega_i \frac{t_i}{t}. \quad (2.60)$$

Легко показати, що

$$\frac{t_i}{t} = \frac{S_i W_i}{S W}.$$

Для швидкісних літаків при дійсно спостереженому вітровому режимі можна з достатнім ступенем точності допустити, що  $W_m/W_i \approx 1$ . Тоді замінивши відношення  $t_i/t$  у формулі (2.60) відношенням  $S_i/S$ , остаточно отримуємо

$$\omega_m = \frac{1}{S} \sum_{i=1}^n \omega_i S_i. \quad (2.61)$$

Відповідно, оцінивши еквівалентний вітер на кожній ділянці маршруту, можна у відповідності до (2.61) визначити еквівалентний вітер за маршрутом.

Обчислення еквівалентного вітру за формулами вимагає порівняно великих втрат часу. Для спрощення розрахунків еквівалентного вітру користуються спеціальними номограмами і планшетом, або спеціально розробленими розрахунковими програмами з використанням обчислювальної техніки.

*Контрольні запитання:*

1. Як змінення напрямку і швидкості вітру на висоті польоту впливають на пільову швидкість літального апарату?
2. Надайте визначення еквівалентного вітру. Як визначається і від чого залежить значення цієї величини?

## 2.4 Вплив зсувів вітру на політ літака

### 2.4.1 Загальні поняття про зсув вітру

Під час пілотування літаку у безпосередній близькості від земної поверхні екіпаж повинен мати інформацію не тільки про напрям і швидкість вітру, але і про можливі його різкі змінення вздовж траєкторії руху. Літак перетинає найнижчий шар атмосфери за такий короткий час, що обмежений запас висоти, швидкості, потужності двигунів не дозволяє льотчику своєчасно реагувати на раптові змінення вітру і може стати передумовою до льотної події. Тому є необхідність доведення до екіпажів подібної інформації про змінення вітрового режиму в нижньому шарі

атмосфери в зонах злету, початкового набору висоти і остаточного заходу на посадку.

Характерною просторовою мінливістю вітру є *зсув вітру*, який представляє собою змінення напрямку і (або) швидкості вітру у просторі, включаючи висхідні і низхідні повітряні потоки. Сильні зсуви вітру входять до числа небезпечних для авіації явищ погоди [7].

Зсув вітру визначається як векторна різниця векторів вітру, виміряних в двох точках простору, яка відображає змінення як швидкості, так і напрямку вітру між розглядаєними точками. Модуль зсуву вітру  $|\Delta u| = |u_2 - u_1|$  можна визначити графічним методом за допомогою кола Молчанова або використовуючи аналітичну формулу:

$$|\Delta u| = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 - 2u_1u_2 \cos \varepsilon}, \quad (2.62)$$

де

$u_1$  і  $u_2$  – швидкості вітру в двох точках;

$\varepsilon$  – кут між векторами вітру  $u_1$  і  $u_2$  [7].

У деяких випадках зручніше користуватись складовими векторів вітру на осях  $x$  і  $y$  ( $u_x$  і  $u_y$ ) (рисунок 2.11), тоді

$$|\Delta u| = \sqrt{(\Delta u_x)^2 + (\Delta u_y)^2}, \quad (2.63)$$

де  $\Delta u_x = u_{x2} - u_{x1}$ ,  $\Delta u_y = u_{y2} - u_{y1}$ .

Напрямок вектору зсуву вітру  $\alpha$  визначається співвідношенням

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\Delta u_x}{\Delta u_y}. \quad (2.64)$$

Період осереднення даних про вітер, що використовуються для метеорологічного забезпечення авіації, за рекомендаціями Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО) прийнятий рівним 2 хвилинам, що дозволяє відфільтрувати дрібномасштабні турбулентні пульсації вітру. У залежності від взаємного розташування розгляданих точок у просторі (обидві точки лежать у вертикальній або горизонтальній площині), а також від орієнтації векторної різниці вітру відносно напрямку руху літака (відносно ЗПС), розрізняють вертикальні, горизонтальні і бокові зсуви вітру (рисунок 2.12) [7].

Горизонтальний зсув вітру (рисунок 2.12а) характеризує мінливість вітру по горизонталі:

$$\beta_z = \frac{|\Delta u_z|}{\Delta S}, \quad (2.65)$$

де  $|\Delta u_z|$  – модуль векторної різниці вітру в двох точках по горизонталі, м/с;  
 $\Delta S$  – відстань між точками, м. Величина  $\beta_z$  вимірюється у  $s^{-1}$ [7].

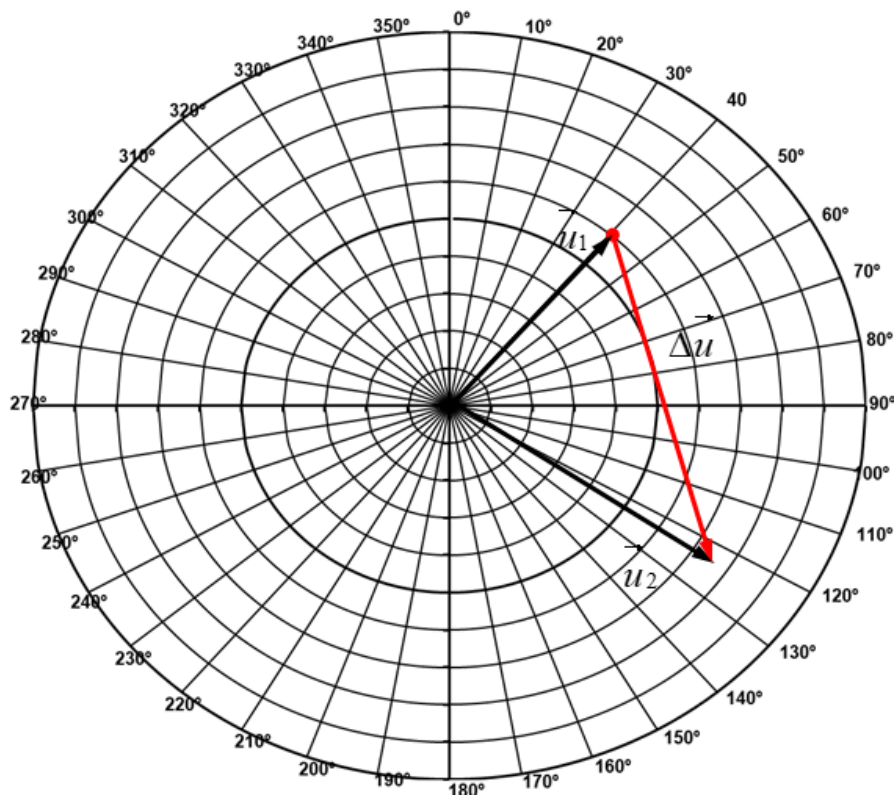


Рисунок 2.11 – Векторна діаграма зсуву вітру:  $\vec{u}_1$  і  $\vec{u}_2$  - вектори вітру, виміряні у двох точках простору;  $\vec{\Delta u}$  - вектор зсуву вітру

В районі аеродрому горизонтальний зсув вітру можна визначити за вимірами вітру поблизу до різних стартів біля ЗПС, в точках розміщення датчиків вітру довкола льотного поля тощо[7].

Вертикальний зсув вітру описує змінення вітру з висотою по вертикалі (рисунок 2.12б) і виражається формулою:

$$\beta_v = \frac{|\Delta u_v|}{\Delta z}, \quad (2.66)$$

де  $|\Delta u_v| = |u_v - u_n|$  – модуль векторної різниці на вітру верхньому  $u_v$  і нижньому  $u_n$  рівнях, м/с;  $\Delta z$  – товщина розгляданого шару, м[7].

В районі аеродрому вертикальний зсув вітру можна визначити за даними датчиків вітру, встановлених на різних висотах на щоглі, на башті, на будівлях тощо[7].

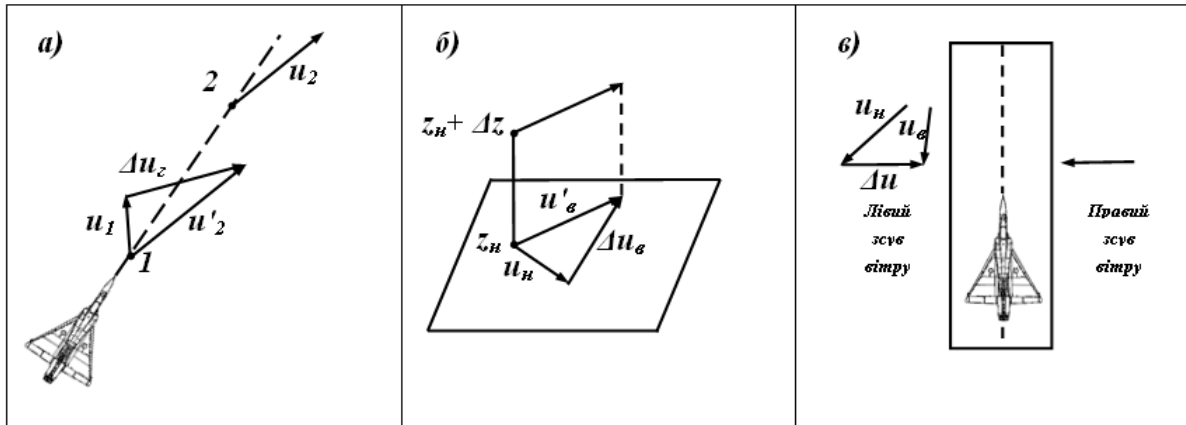


Рисунок 2.12 – Різні види зсувів вітру: а) горизонтальний; б) вертикальний; в) правий і лівий зсуви вітру; 1,2 – точки на траєкторії руху літака;  $z_n$  – нижній рівень;  $z_n + \Delta z$  – верхній рівень;  $u_n$  і  $u'_n$  – перенесенні вектори вітру

На практиці зсув вітру  $\beta_\alpha$  прийнято розраховувати для шару товщиною 30 м і вказувати у м/с на 30м. Іноді визначають зсув вітру в шарі 100 м, при цьому величина  $\beta_\alpha$  виражається у  $10^{-2}c^{-1}$ [7].

Окрім горизонтального і вертикального зсувів вітру, у нижніх шарах атмосфери можуть спостерігатись вертикальні висхідні і низхідні потоки, які також приводять до змінення траєкторії руху ПС і є одним із різновидів зсуву вітру. Критерії інтенсивності вказаних характеристик наведені у таблиці 2.1[7].

Таблиця 2.1 – Критеріальні значення інтенсивності зсуву вітру

Інтенсивність зсуву вітру (якісний термін)	Вплив на керованість ПС	Вертикальний зсув вітру, м/с на 30м; горизонтальний зсув вітру, м/с на 600 м; швидкість висхідного і низхідного потоку, м/с
Слабкий	Незначний	0 ÷ 2
Помірний	Значний	2,1 ÷ 4
Сильний	Суттєві труднощі	4,1 ÷ 6
Дуже сильний	Небезпечний	> 6

Бокові зсуви вітру, спрямовані уперек відносно до траєкторії руху літака, виникають, як правило, внаслідок різкого змінення напрямку вітру з висотою (рисунок 2.12в). у залежності від напрямку вітру на нижньому і верхньому шарах і напрямку руху літака розрізняють правий і лівий зсуви вітру. Сильні бокові зсуви вітру можуть також справляти несприятливий вплив на літак під час злету і посадки[7].

## 2.4.2 Умови злету та посадки літаків при наявності зсуву вітру

Сутність впливу зсуву вітру на політ літака у найнижчому шарі атмосфери є в тому, що за наявністю великої маси сучасний літак має значну інерцію, яка перешкоджає швидкому змінненню швидкості його руху відносно земної поверхні. Збереження літаком цієї швидкості під час перетину рівнів з різним вітром приводить до змінненя повітряної швидкості і аеродинамічних сил, тобто до їхньої еволюції у вертикальній площині.

Відомо, що підймальна сила крила літака  $Y$  є прямо пропорційною до квадрату повітряної швидкості, значне змінненя вітру вздовж траєкторій руху літака викликає різке змінненя повітряної швидкості і відповідно підймальної сили і є причиною суттєвих відхилень літака від початкової траєкторії набору висоти або глісади зниження. Ці відхилення не завжди можуть бути своєчасно усуненні льотчиком з причин затримки реакції літака на керувальних впливів.

Характер відхилень від заданої траєкторії руху залежить від виду зсуву вітру, що має місце в даній зоні. Розглянемо ситуацію, коли швидкість зустрічного вітру різко зростає з висотою (рисунк 2.13а).

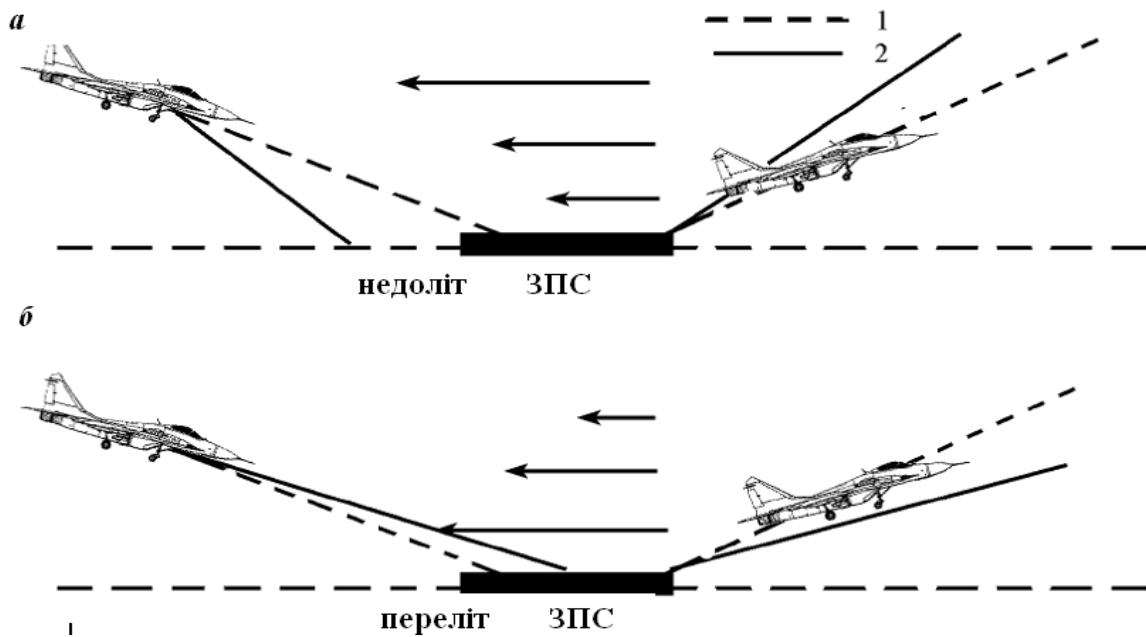


Рисунок 2.13 – Вплив вертикального зсуву вітру на зліт і посадку літака: 1 – передбачувана траєкторія руху; 2 – дійсна траєкторія руху

Літак, який під час посадки рухається проти вітру, потрапляє до нижчого шару з більш слабким зустрічним вітром. При цьому повітряна швидкість зменшується, і як наслідок, відбувається зменшення підймальної сили. В результаті чого фактична траєкторія руху літака



проходить нижче заданої глісади, літак «провалюється» і незважаючи на збільшення льотчиком сили тяги двигунів, посадка може бути здійснена з недольотом. Аналогічна ситуація спостерігається, якщо льотчик вимушений здійснити посадку за поздовжнім вітром, який зі зменшенням висоти збільшується.

Під час злету в умовах збільшення швидкості зустрічного вітру з висотою на літак, що потрапляє до шару більш сильного вітру, діятиме більша підймальна сила, ніж на нижчих рівнях, і його фактична траєкторія набирання висоти, як показано на рисунку 2.13а, буде вищою за задану – літак «підкидатиме». Це може призвести до переходу на кути атаки, що перевищують критичні значення, що в свою чергу призведе до звалювання літака.

Доволі великі труднощі під час пілотування виникають у випадках різкого послаблення вітру з висотою (рисунок 2.13б). Посадка в таких умовах супроводжується «підкиданням» під час руху із зустрічним вітром, перельотом заданої точки контакту з ЗПС і викочуванням за межі ЗПС.

Ускладнення під час злету у випадках послаблення з висотою зустрічного вітру виникають в результаті зменшення підймальної сили і «провалювання» літака, внаслідок чого він може вийти за нижню межу сектора безпечного набору висоти (рисунок 2.13б). Оскільки під час злету практично немає можливості додаткового різкого збільшення сили тяги, то виникає небезпека зіткнення літака з оточуючими аеродром перешкодами (високі штучні споруди, рельєф місцевості тощо).

Вплив горизонтального зсуву вітру на літак залежить від мінливості вітру по горизонталі.

*Приклад:*

У випадку різкого збільшення швидкості зустрічного вітру у напрямі польоту (або зменшення поздовжнього вітру) спостерігатиметься «підкидання», при значному зменшенні швидкості зустрічного вітру (або посилення поздовжнього вітру) літак «провалюватиметься»

Під впливом зсувів вітру літак може не тільки відчувати еволюції у вертикальній площині, але і змінювати напрям руху (рисунок 2.12в). Так наприклад, лівий зсув вітру приводить до відхилення уліво (знесення вліво) від заданої траєкторії руху. Значні бокові зсуви вітру суттєво впливають на змінення траєкторії і можуть стати причиною приземлення за межами ЗПС під час посадки або до бокового зміщення за межі сектору безпечного набору висоти.

Все це пояснює причину того, що зсуви вітру відносяться до небезпечних для авіації явищ погоди, інформація про які в оперативному порядку передається екіпажам літаків для забезпечення безпеки злету і посадки.

### 2.4.3 Метеорологічні умови виникнення зсувів вітру і рекомендації що до їхньої оцінки

Методика розрахунку вертикальних зсувів вітру, обумовлених тертям, для різної підстильної поверхні на рівнинній місцевості у стаціонарних умовах представлені у вигляді номограми і таблиці і дає можливість оцінити змінення вектору вітру з висотою у залежності від товщини шару і висоти вихідного рівня, від швидкості геострофічного вітру, шорсткості підстильної поверхні, характеру стратифікації температури і адвекції.

На рисунку 2.14 представлена залежність вертикальних зсувів вітру від швидкості геострофічного вітру, визначених по відношенню до рівня  $z = 10$  м, для шарів різної товщини. Рисунок 2.14 ілюструє також нелінійність у зміненнях  $\beta_e$  із зростанням товщини шару.

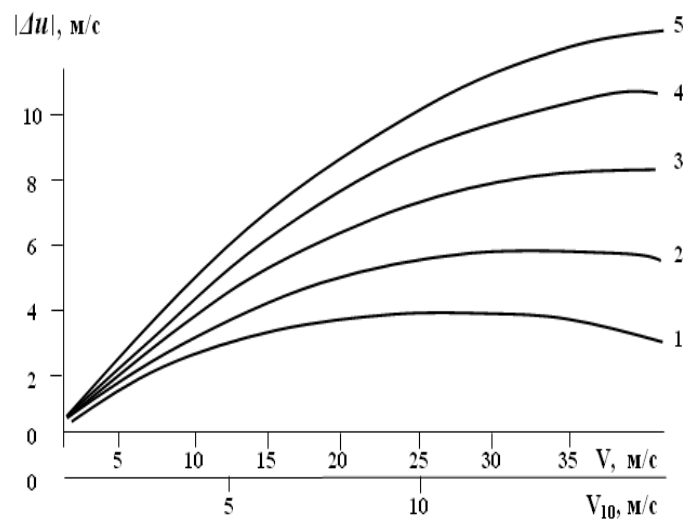


Рисунок 2.14 – Залежність вертикальних зсувів вітру  $\beta_e$  від швидкості геострофічного вітру і товщини шару: 1 – 10 - 40м; 2 – 10 - 100м; 3 – 10 - 200м; 4 – 10 - 300 м; 5 – 10 - 400 м

Після уточнення для конкретного пункту ці номограми можуть використовуватись в тих випадках, коли відсутні суттєві орфографічні ефекти і не очікується проходження атмосферних фронтів, виникнення зон інтенсивної конвекції (фронту поривчастості) та інших порушень стаціонарності процесів.

Слід зауважити, що при одних і тих самих метеорологічних умовах зсуви вітру зазвичай є більшими над гірською місцевістю, ніж над рівниною, причому збільшення середньої швидкості потоку призводить до посилення впливу рельєфу.

До найбільш характерних синоптичних умов, при яких виникають найбільш значні зсуви вітру відносяться:

1. Політ в зоні атмосферних фронтів. Найчастіше сильні зсуви вітру спостерігаються в зоні різко виражених холодних фронтів, що мають велику швидкість переміщення. Значні зсуви вітру спостерігаються безпосередньо перед теплим фронтом, при великих контрастах температур в його зоні. Сильні зсуви вітру спостерігаються тільки при значних адвективних зміненнях температури, причому при адвекції холоду повторюваність зсувів є вищою.

Для визначення вертикальних зсувів вітру, до висоти 100 м, в зоні холодних фронтів використовується графік, який дозволяє врахувати швидкість переміщення фронту  $V_\phi$  і контраст температури між повітряними масами  $\Delta T_\phi$  (рисунок 2.15).

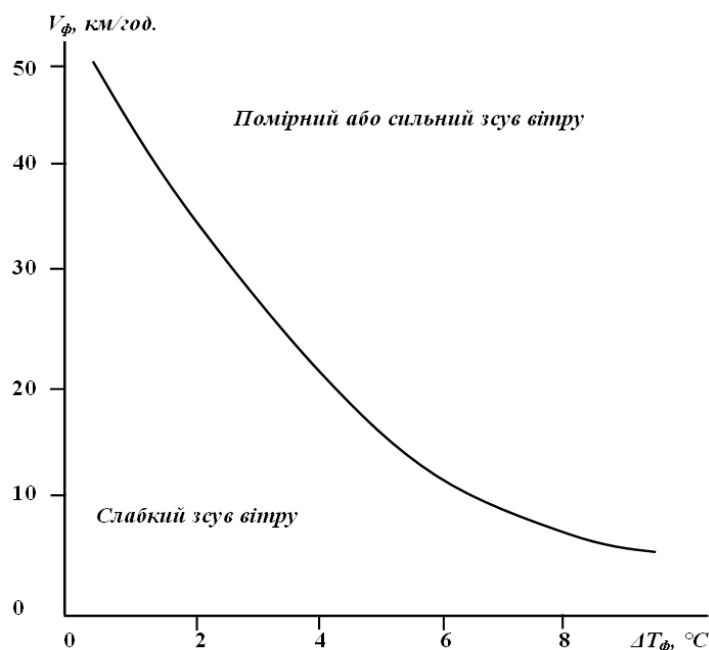


Рисунок 2.15 – Графік для оцінки можливого вертикального зсуву вітру у нижньому 100-метровому шарі атмосфери в зоні холодного фронту

2. Політ в зоні активної конвекції. Найчастіше сильні зсуви вітру виникають в зоні активної конвекції при розвитку потужних купчасто-дощових хмар. Сильні висхідні і низхідні потоки, «фронт поривчастості» на їх границі, «шквальний коловорот» сприяє різкому зміні вектору вітру як по горизонталі, так і по вертикалі. Особливу небезпеку представляють низхідні потоки повітря, що викликають разом із повздовжньою складовою вітру різке «провалування» літака під час злету і посадки поблизу до зон конвективної діяльності.

Для уточнення найбільш імовірного положення зон низхідних потоків, турбулентності і сильних зсувів вітру можна використовувати радіолокаційну інформацію. При гачкоподібних або дугоподібних формах осередків радіолун найбільш небезпечні зони розташовані поблизу до

границі осередку відповідно в області «гачка» або вздовж опуклої сторони дугоподібної радіолуни.

3. Політ в шарах інверсії або ізотермії. Стійка стратифікація, наявність інверсії або ізотермії обумовлюють розшарування повітряних потоків по вертикалі та утворення помірних і сильних зсувів вітру. При радіаційних приземних інверсіях, що супроводжуються, так званими, нічними струминними течіями, сильні вертикальні зсуви вітру спостерігаються в основному вище 30 – 40 м над земною поверхнею.

В гірській або пагорбкуватій місцевості радіаційні інверсії у низинних частинах рельєфу можуть різко посилюватись, причому над верхньою межею інверсій спостерігається сильний вітер, який приводить до зростання вертикальних зсувів вітру.

Адвективні інверсії, що виникають в приземному шарі у холодну пору року при адвекції теплого повітря зі сторони моря або великих водойм, а також інверсії, що утворюються внаслідок танення снігу при адвекції тепла, супроводжуються послабленням вітру біля землі і значним посиленням вітру на висотах 100-200 м.

4. Політ в зоні низько розташованих струминних течій (мезострумин). Мезострумини виникають в районі зближення тропосферних осередків тепла і холоду, в областях активного циклогенезу, основних і вторинних фронтів. Іноді причиною їх виникнення є орфографічні особливості місцевості та міської забудовлі у поєднанні з конкретними синоптичними процесами. В зоні мезострумин спостерігаються сильні вертикальні і горизонтальні зсуви вітру.

Під час аналізу і прогнозу умов виникнення небезпечних для авіації зсувів вітру рекомендується враховувати добовий та річний хід швидкості вітру на різних висотах у приземному шарі атмосфери.

Таким чином, під час оцінки імовірності помірних і сильних зсувів вітру враховуються їхні фонові значення (у стаціонарних умовах на рівнинній місцевості), вплив порушення стаціонарності (проходження атмосферних фронтів, виникнення зон інтенсивної конвекції, можливість утворення мезострумин), рельєф і характер підстильної поверхні.

*Контрольні запитання:*

1. Надайте визначення поняттю зсув вітру. Як визначається і від чого залежить значення цієї величини?
2. Які існують види зсувів вітру і як вони параметризуються?
3. Як вертикальний зсув вітру впливає на зліт і посадку літака?
4. При яких синоптичних умовах збільшується імовірність виникнення найбільш значних зсувів вітру?
5. Чи існує залежність між значенням вертикального зсуву вітру і швидкості геострофічного вітру в шарі повітря?

## ТЕМА 3 ВПЛИВ ХМАРНОСТІ, ОБМЕЖЕНОЇ ВИДИМОСТІ ТА НЕБЕЗПЕЧНИХ ЯВИЩ ПОГОДИ НА ПОЛІТ ЛІТАКА

### 3.1 Основні чинники які визначають метеорологічні умови польотів

#### 3.1.1 Хмарність і видимість основні фактори, що визначають метеорологічні умови польотів

Метеорологічні умови є важливішим елементом повітряної обстановки. Вони здійснюють суттєвий вплив на злет, посадку літальних апаратів та їх бойове застосування.

Аналіз льотних подій і передумов до них показує, що приблизно кожна третя льотна подія є прямо або опосередковано пов'язаною з метеорологічними умовами. Тому проблема забезпечення безпеки польотів у метеорологічному відношенні є особливо важливою.

Оснащення авіації реактивними літаками, подальше збільшення швидкості, висоти і дальності полетів літаків пред'явили більш високі вимоги до метеоінформації і метеорологічного забезпечення польотів. А це зобов'язує метеофахівців проводити ретельніший аналіз метеорологічної обстановки, виявляти зони з небезпечними явищами погоди і своєчасно доводити інформацію про них керівникові польотів, командуванню і льотному складу.

*Метеорологічні умови польотів* – сукупність метеорологічних елементів та явищ, що спостерігаються в районі або на маршруті польоту, які впливають на виконання польотного завдання. Метеорологічні умови польотів суттєво впливають на злет, посадку і політ ПС, стан аеродромів (в особливості ґрунтових), експлуатацію авіаційної техніки та засобів забезпечення польотів.

У залежності від ступеню складності метеорологічні умови поділяються на прості і складні.

*Прості метеорологічні умови (ПМУ)* – умови, при яких увесь політ виконується візуально (окрім візуального польоту під хмарами при низькій хмарності або обмеженій польотній видимості).

*Складні метеорологічні умови (СМУ)* – умови, при яких політ повністю або частково виконується за приладами (при відсутності видимості землі або природного горизонту) або візуально під хмарами у визначених умовах.

До польотів у СМУ відносяться польоти:

- у хмарах, між шарами хмар, за хмарами при хмарності 7 і більше балів;
- під хмарами при нижній межі хмарності або польотній видимості вказаних у керівних документах.

Зліт, посадка, пілотування літаків і вертольотів, літаководіння і профіль польотів залежать від хмарності та пов'язаних з нею метеорологічних явищ, а також від видимості.

Польоти у хмарах ускладнюються в результаті погіршення видимості, наявності бовтанки, електричних розрядів. При польотах у хмарах екіпаж втрачає можливість візуально пілотувати ПС і переходить до пілотування за приладами.

Найбільшу небезпеку для польотів у хмарах утворює турбулентність повітря, що викликає бовтанку ПС. Це явище, залежить від особливостей просторової структури хмар, їхнього температурного режиму, в деяких випадках буває на стільки інтенсивним, що виключає можливість польоту у хмарах.

Найскладніші умови для польотів ПС спостерігаються в зонах атмосферних фронтів, які характеризуються хмарними системами великої вертикальної протяжності і наявністю небезпечних для авіації явищ погоди. У однорідних повітряних масах доволі часто формуються просторі зони з низькою хмарністю і поганою видимістю, що сильно ускладнюють зліт і посадку ПС і дії авіації на малих та гранично малих висотах. В теплу пору року в однорідних повітряних масах над континентами нерідко утворюються купчасто-дошові хмари зі зливами, грозами, шквалами та іншими НЯП[2].

Основними факторами, що обумовлюють обмежену видимість, є надходження до атмосфери і утворення в ній різних домішок. Домішки, що погіршують видимість, можуть бути твердими або рідкими. В теплу погоду в пустелях, напівпустелях та степових районах сильний вітер підіймає з поверхні землі велику кількість пилу, що призводить до виникнення пилових бур та імлі, що сильно погіршують видимість. До твердих домішок відносяться також кристали снігу, кристали що утворюються в результаті сублімації водяної пари поблизу від земної поверхні при низьких температурах (наприклад, в Арктиці і Антарктиді) – однак це окремий випадок загального фізичного процесу фазового переходу водяної пари.

Головною причиною погіршення видимості біля земної поверхні є конденсація водяної пари. В результаті чого утворюються тумани та серпанки.

Збільшення вологовмісту індивідуальної маси повітря може відбутися під впливом випаровування води з земної поверхні та випаровування крапель опадів, що випадають, або за рахунок горизонтального і вертикального молекулярного і турбулентного перемішування.

Зниження температури повітря може бути обумовленим наступними трьома фізичними причинами:

- турбулентний і молекулярний теплообмін із сусідніми повітряними масами і земною поверхнею;

- радіаційним вихолоджуванням;
- адіабатичним розширенням повітряної маси під час її підймання.

Для метеорологічного забезпечення польотів та їхньої безпеки необхідна докладна інформація про хмари (висоту нижньої і верхньої меж, вертикальну та горизонтальну протяжності, розшарованість, товщину хмарних шарів і безхмарних прошарків), про інтенсивність турбулентності в них, можливість обмерзання, електричні розряди і видимість на різних висотах.

Основними факторами, що визначають ступень складності метеорологічних умов є висота нижньої межі хмар (ВНМХ) або вертикальна видимість (ВВ) і горизонтальна видимість. Для забезпечення безпеки польотів (БП) у СМУ встановлюються певні умови (мінімуми) за польотною видимістю і ВНМХ – під час польотів під хмарами, під час злету – за видимістю на ЗПС і ВНМХ, а під час посадки – за видимістю на ЗПС або посадковою видимістю і ВНМХ або висоті прийняття рішення (ВПР), або мінімальній висоті зниження (МВЗ).

### 3.1.2 Мінімуми погоди

*Мінімум* – це загальний термін, що визначає у відповідних випадках граничні умови, при яких дозволяється виконувати польоти підготованому командирі ПС, експлуатувати ПС і використовувати аеродром для злету і посадки ПС.

Для забезпечення безпеки і регулярності польотів встановлюються наступні мінімуми: аеродрому, повітряного судна, командира ПС та авіаційних робіт.

*Мінімум аеродрому для злету* – мінімально допустимі значення видимості на ЗПС і, при необхідності, ВНМХ, при яких дозволяється виконувати зліт на ПС даної категорії на даному аеродромі.

*Мінімум аеродрому для посадки* – мінімально допустимі значення видимості на ЗПС і ВНМХ або висота прийняття рішення (ВПР), при яких дозволяється виконувати посадку ПС даної категорії на даному аеродромі.

*Мінімум повітряного судна для злету* – мінімально допустимі значення видимості на ЗПС і ВНМХ, що дозволяють безпечно виконувати зліт на ПС даного типу.

*Мінімум повітряного судна для посадки* – мінімально допустимі значення видимості на ЗПС і ВНМХ або ВПР, що дозволяють безпечно виконувати посадку на ПС даного типу.

*Мінімум командира повітряного судна для злету* – мінімально допустимі значення видимості на ЗПС і, при необхідності, ВНМХ, при яких командирі ПС дозволяється виконувати зліт на ПС даного типу.

*Мінімум командира повітряного судна для посадки* – мінімально допустимі значення посадкової видимості і ВНМХ або ВПР, при яких командир ПС дозволяється виконувати посадку на ПС даного типу.

*Мінімум ПС для польоту за ПВП та особливим правилам візуального польоту (ОПВП)* – мінімально допустимі значення польотної видимості і ВНМХ (таблиця 3.1).

*Мінімум виду авіаційних робіт* – мінімально допустимі значення видимості і ВНМХ (ВВ), при яких дозволяється виконання авіаційних робіт з використанням правил польотів (ПВП, ОПВП, правилам польотів за приладами (ППП)), встановлених для даного виду робіт.

З метою забезпечення безпеки та ефективності польотів у СМУ встановлюються категоризовані мінімуми.

*Мінімум I категорії:* ВПР 60 м, видимість на ЗПС 800 м.

*Мінімум II категорії:* ВПР менше за 60 м, але не менше за 30 м, видимість на ЗПС менше 800 м, але не менше за 400 м.

*Мінімум III категорії:* ВПР 30 м, видимість на ЗПС 400 м. У мінімумі III категорії передбачається три його різновиди з підвищенням ступеню складності: мінімум IIIА передбачає виконання заходу на посадку, посадку і руління по ЗПС при дальності видимості на ЗПС на менш ніж 200м; мінімум IIIВ передбачає виконання заходу на посадку, посадку на ЗПС і по стерновим доріжкам при дальності видимості на ЗПС не менш ніж 50 м; мінімум IIIС передбачає захід на посадку, посадку і руління на ЗПС по стерновим доріжкам без використання зовнішніх орієнтирів. Всі ці мінімуми встановлені ІКАО.

Таблиця 3.1 – Мінімум ПС для польотів за ПВП та ОПВП

Швидкість польоту ПС, км/год.	Час доби	ВНМХ, м	Польотна видимість, км
Над рівнинною і пагорбкуватою місцевістю			
Для літаків з максимальною швидкістю польоту 300 км/год. і вертольотів всіх типів	день	100	1
	ніч	200	2
Більше за 300 км/год.	день	400	4
	ніч	500	5
В гірській місцевості (гори 2000 м і менше) поодинокі			
Для літаків з максимальною швидкістю польоту 300 км/год. і вертольотів всіх типів	день	400	2
	Більше за 300 км/год.	день	600
В гірській місцевості (гори 2000 м і більше) поодинокі			
Для літаків з максимальною швидкістю польоту 300 км/год. і вертольотів всіх типів	день	400	2
	Більше за 300 км/год.	день	900



*Висота прийняття рішення* – встановлена відносна висота, на якій повинне розпочинатись виконання маневру уходу на друге коло у випадках, якщо до досягнення цієї висоти командиром ПС не був встановлений візуальний контакт з орієнтирами для продовження заходу на посадку або якщо положення ПС в просторі відносно заданої траєкторії польоту не забезпечує безпечної посадки.

*Видимість на злітно-посадковій смузі* – це дальність видимості, в межах якої командир ПС, знаходячись на осьовій лінії ЗПС, може бачити маркування покриття ЗПС або вогні, які позначають контури ЗПС та її осьову лінію.

*Примітка:*

1. Вертикальна відстань від ПС до нижньої межі хмар під час польотів за ПВП повинна складати не менш ніж 50 м над рівнинною і пагорбкуватою місцевістю і не менш ніж 100 м над гірською місцевістю для вертольотів всіх типів і літаків з максимальною швидкістю польоту 300 км/год., а для інших ПС – не менш ніж 100 м над рівнинною і пагорбкуватою місцевістю і не менш ніж 300 м над гірською місцевістю.

2. Польоти у складі пари по боках за ПВП дозволяється виконувати при ВНМХ на 100 м і польотній видимості на 1 км більші за вказані у таблиці. Польоти у складі ланки під хмарами зв ПВП дозволяється виконувати при ВНМХ на 200 м і польотною видимістю на 1 км більші за вказані у таблиці.

3. Польоти вночі за ПВП на вертольотах всіх типів, обладнаних системами нічного бачення, дозволяється використовувати в умовах, визначених для польотів за ПВП вдень з урахуванням експлуатаційних обмежень цих систем.

4. Польоти за ПВП виконуються на висотах не менших за встановлені в зоні відповідальності районного центру єдиної системи організації повітряного руху у відповідності до допуску командира ПС.

### 3.1.3 Вплив низької хмарності і обмеженої видимості на політ повітряного судна

Зліт і посадка літаків є одним з найбільш важливих елементів польоту. Зліт проводиться візуально при обов'язковому збереженні прямолінійності розбігу і при дотриманні мер безпеки.

Великий вплив низька хмарність і обмежена видимість справляють на посадку ПС, посадка у СМУ потребує льотних навиків і виконується з використанням системи посадки, розташованої на даному аеродромі.

До низьких хмар відносяться хмари, висота яких не перевищує 300 м. Нижня межа таких хмар, в особливості шаруватих, має складну структуру, що пов'язано зі специфікою їх формування. Теоретично нижня межа хмар шаруватих форм повинна співпадати з рівнем конденсації. Дійсна нижня

межа хмар знаходиться дещо вище за цей рівень, тому, що для утворення вимірюваної нижньої межі необхідно, щоб сконденсувалось дещо більша кількість водяної пари, для чого потрібне охолодження повітря, що є трохи нижчим за температуру точки роси.

Нижня межа шаруватих хмар не є рівною і чітко окресленою поверхнею, а являє собою шар перемінної оптичної щільності. Щільній частині хмари передуює підхмарний шар, в якому можна умовно виділити дві частини (рисунок 3.1): шар серпанку та перехідний шар.

Підхмарний шар шаруватих хмар може досягати до 200 м, а в середньому має товщину 100-150 м. Коливання висоти нижньої межі досягають при цьому 100 м і більше (50 м від середньої висоти). Товщина підхмарного шару шарувато-купчастих хмар не перевищує 50 м, а коливання висоти їхньої нижньої межі складає 20-50 м. В окремих випадках можуть спостерігатись і більш значні коливання.

На нижній межі хмар спостерігаються неупорядковані хвилі великої і малої довжини, тому загальне коливання висоти нижньої межі шаруватих хмар за короткий час може досягати 300 м. Шар перемінної оптичної щільності безперервно змінюється і знаходиться у постійному русі.

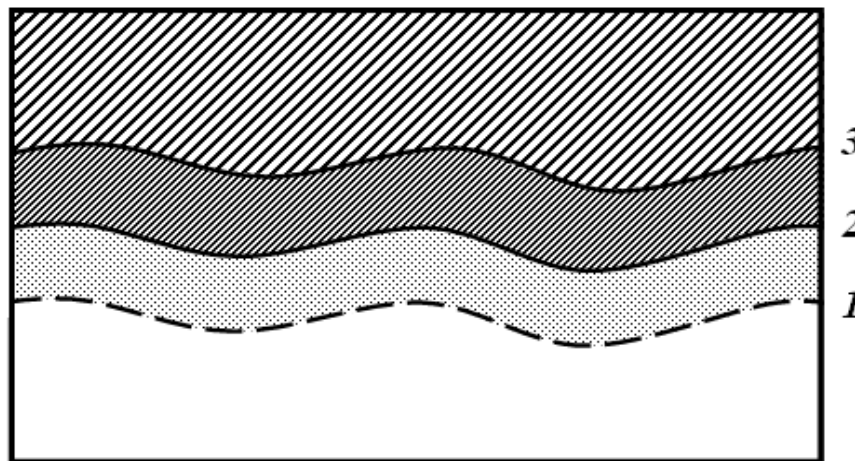


Рисунок 3.1 – Схема структури нижньої межі низьких шаруватих хмар: 1 – рівень конденсації, нижня межа підхмарного шару, початок підхмарного серпанку, 2 – нижня межа хмар, 3 – верхня межа підхмарного шару, 1-2 – шар підхмарного серпанку, 2-3 – перехідний шар, 1-3 – підхмарний шар

Найнадійніші дані про ВНМХ можна отримати за допомогою літака або вимірювачів ВНМХ. За нижню межу хмар, під час визначення її з літака, приймається рівень, на якому зникає видимість природного горизонту і різко погіршується видимість наземних орієнтирів. Якщо значення ВНМХ і ВВ, виміряні інструментально та визначені екіпажем не співпадають, то за ВНМХ приймається значення отримане шляхом інструментального вимірювання.

Видимість природного горизонту доволі різко змінюється при вході у шарувато-купчасті хмари з чітко виразною нижньою межею. При вході у шаруваті, шарувато-купчасті хмари спостерігається поступове погіршення видимості наземних орієнтирів, і в цьому випадку нижню межу хмар зафіксувати важче.

Вказане вище розділення підхмарного шару на два шари лише приблизно відображає його дійсну будову. В реальних умовах погіршення видимості в ньому відбувається поступово.

У північних районах в зимовий період найбільшу небезпеку для льотного складу представляє так звана хмарна завіса. Це дуже тонкий шар шаруватої хмарності, що спостерігається на висоті 50-250 м. Її можна зафіксувати тільки за допомогою штатних вимірювачів ВНМХ як звичайну низьку хмарність або з борту ПС, з землі вона, як правило, не помітна. У хмарній завісі може спостерігатись сильне обмерзання.

*Учіння про видимість* – це науковий напрям, основним завданням якого є дослідження закономірностей зорового сприйняття різних природних і штучних об'єктів ландшафту і сигнальних вогнів в різних атмосферних умовах.

*Видимість* – це зорове сприйняття об'єктів, обумовлене існуванням яскравіших і колірних відмінностей між об'єктами і фоном. Видимість характеризується дальністю видимості (як далеко видно) і ступенем видимості (як добре видно). Під видимістю розуміють максимальну відстань, з якої видні і розпізнаються неосвітлені об'єкти вдень і світлові орієнтири вночі.

Видимість залежить від розмірів і форми об'єктів, освітленості, кольору і яскравості фону і об'єкту, а також прозорості атмосфери. Ці фактори зазвичай проявляються у сукупності, обумовлюючи складний характер видимості.

У метеорологічних підрозділах, при виконанні спостережень за погодою визначається метеорологічна дальність видимості (МДВ).

*Метеорологічна дальність видимості* для світлого часу доби – це найбільша відстань, з якої можна розрізнити (або виявити) на фоні неба поблизу до горизонту (або на фоні серпанку) чорний об'єкт з кутовим розміром більше за 20'. У нічний час дальність видимості визначається за відстанню до найбільш віддаленого видимого точкового джерела світла, сила якого є відомою.

Під час метеорологічного забезпечення авіації льотний склад більше цікавить не метеорологічна, а польотна видимість.

*Польотна видимість* – це гранична відстань, на якій з борту літака видно реальний об'єкт на довколишньому фоні.

Польотна видимість залежить від наступних факторів:

– прозорість атмосфери (МДВ);

– контрастності спостереженого об'єкту на довколишньому фоні (світлотехнічні фактори);

– стан порогових зорових функцій льотчика (психофізичних факторів);

– льотно-технічні дані літака (умови обзору місцевості, швидкості польоту).

Об'єкти на землі і у повітрі льотчик з кабіни ПС бачить крізь скління під різними кутами, тому можна розділити декілька характеристик видимості (рисунок 3.2):

- вертикальна видимість вниз  $S_{в.низ}$ ;
- вертикальна видимість вгору  $S_{в.вгор}$ ;
- горизонтальна видимість на висоті польоту  $S_z$ ;
- видимість на ЗПС (злітна)  $S_{ЗПС}$ ;
- нахильна видимість  $S_{нахил}$ ;
- посадкова видимість  $S_{пос}$ .

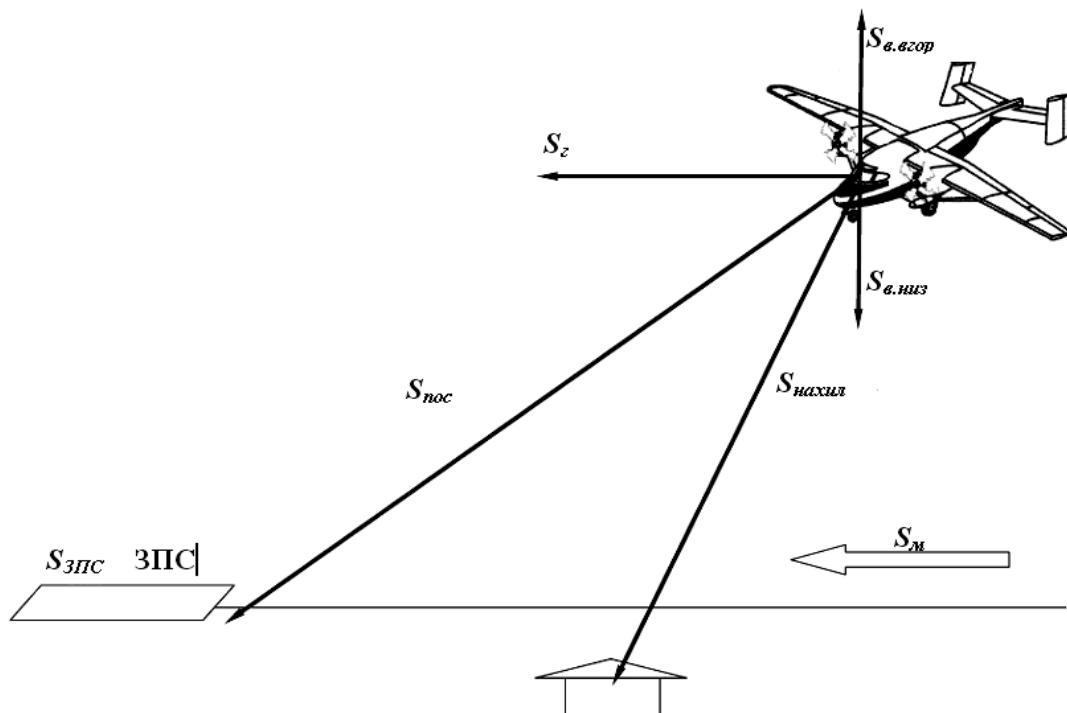


Рисунок 3.2 – Характеристики видимості, що використовуються під час метеорологічного забезпечення авіації.

*Вертикальна видимість* – це максимальна відстань у вертикальному напрямі, з яких видні та розпізнаються неосвітлені об'єкти вдень і освітлені вночі.

*Вертикальна видимість вниз* часто ототожнюється з ВНМХ або з тим рівнем, з якого «продивляється земля».

*Вертикальна видимість вгору* – це відстань, на якій льотчик з кабіни ПС бачить різні об'єкти, розташовані над ним (хмари, ПС, що знаходяться на більш високих ешелонах тощо).

*Видимість на ЗПС* (злітна) – видимість по напрямку злету ПС з певної точки, розташованої на ЗПС на висоті, що відповідає рівню очей льотчика під час злету.

*Горизонтальна видимість* дорівнює відстані, на якій видні об'єкти на землі, вона може бути визначена під час польоту до обраного орієнтиру.

*Горизонтальна видимість* дорівнює відстані, на якій видні об'єкти на землі, вона може бути визначена під час польоту до обраного орієнтиру.

Особливе місце серед характеристик польотної видимості займає посадкова видимість. *Посадкова видимість* визначається розвідником погоди, а під час польотів, за вказівкою керівника польотів і іншими екіпажами. За значення посадкової видимості приймається відстань між літаком і початком (порогом) ЗПС, виміряне керівником зони посадки КЗП за допомогою посадкової РЛС у момент доповіді командира екіпажу (льотчика) на посадковій прямій: «Смугу бачу». Якщо бути прискіпливим, можна сказати, що отримане таким чином значення  $S_{noc}$  буде справедливим лише для ПС даного типу.

*Поріг ЗПС* – початок ділянки ЗПС ( $\approx 300$  м), призначений для приземлення ПС.

В період проведення розвідки погоди визначається польотна видимість (злітна, горизонтальна, нахильна, вертикальна (рисунок 3.3)), а у метеопідрозділі визначається МДВ –  $S_p$ .

Експериментально встановлені наступні найбільш типові випадки співвідношення горизонтальної видимості біля землі і нахильною видимістю при низькій шаруватій хмарності:

– ВНМХ не більше за 10 м. Дальність нахильної видимості в цьому випадку складає 25-45% дальності горизонтальної видимості біля землі. При ВНМХ менше ніж 100 м нахильна видимість іноді може дорівнювати 100 м і навідь тоді, коли біля землі горизонтальна видимість дорівнюватиме 2-3 км.

– ВНМХ 100-200 м. Дальність нахильної видимості під час виходу з хмар складає 40-70% горизонтальної видимості біля землі. з підвищенням хмар дальність видимості збільшується. при висоті хмар 100-150 м вона складає 40-50% горизонтальної видимості біля землі, а при висоті 150-200 м від 60-70%.

Вплив низької хмарності і (або) обмеженої видимості на польотну видимість визначається типом розподілу горизонтальної видимості у підхмарному шарі (рисунок 3.4).

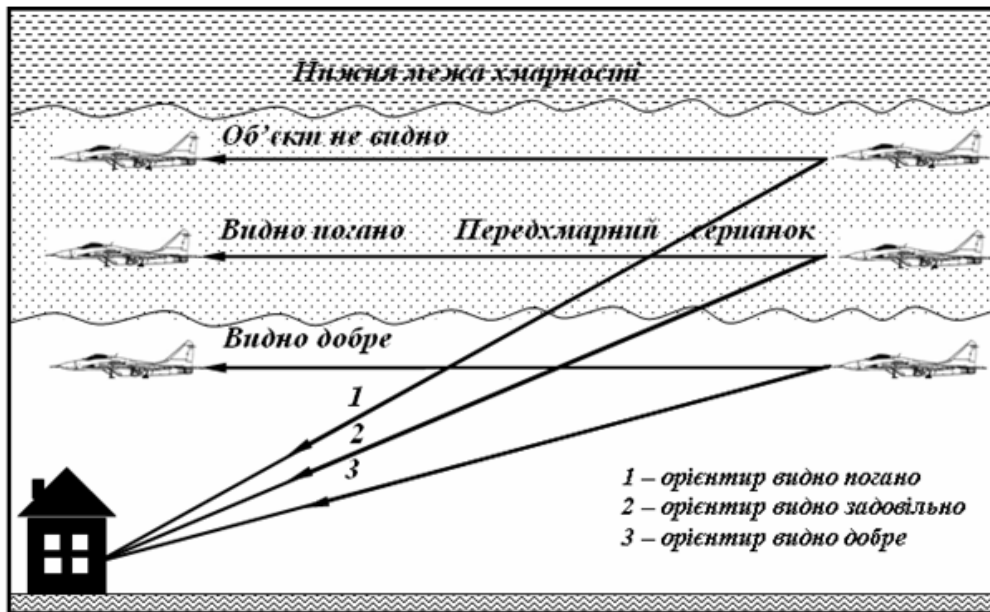


Рисунок 3.3 – Горизонтальна і нахильна польотна видимість у підхмарному шарі (у підхмарному серпанку) для різних висот польоту (горизонтальна видимість з висотою зменшується)

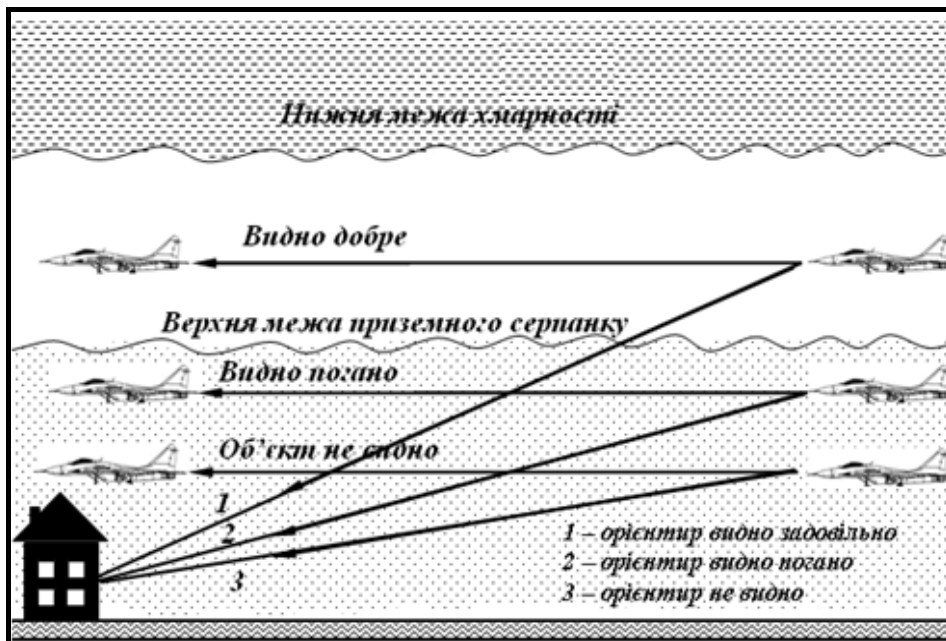


Рисунок 3.4 – Горизонтальна і нахильна польотна видимість у підхмарному шарі (у приземному серпанку) для різних висот польоту (горизонтальна видимість з висотою зростає)

Ототожнення метеорологічної дальності видимості з польотною видимістю при низькій хмарності та (або) обмеженій видимості є неприпустимим.

### 3.1.4 Небезпечні для авіації явища погоди

*Небезпечні для авіації явища погоди* – явища погоди або значення метеорологічних елементів, які загрожують безпеці польотів або збереженню авіаційної техніки на аеродромі (кораблі) [1].

До НЯП і значень метеорологічних елементів відносяться:

*а) на аеродромі злету (посадки):*

– гроза, купчасто-дощова і потужно-купчаста хмарність, смерч, шквал, град, зледенілий дощ, сильне обмерзання (для літаків, не обладнаних льодозапобіжними пристроями, обмерзання будь якої інтенсивності), ожеледь;

– туман, пилова (піскувата) буря, дощ, мряка, сніг, метелиця, поземок, серпанок, мла а також дими різного походження, що викликають погіршення горизонтальної або посадкової видимості нижче за найбільший з мінімумів, встановлених для літаків, на яких виконуються польоти, а при відсутності польотів – ПС, що базуються на даному аеродромі;

– хмари висотою нижньої межі нижчою за найбільший з мінімумів, встановлених для літаків, на яких виконуються польоти, а при відсутності польотів – ПС, що базуються на даному аеродромі;

– вітер біля землі (його бокова, поздовжня або зустрічна складова відносно напрямку злету або посадки), швидкість якого перевищує обмеження, встановлене для даного типу ПС;

– перехід температури повітря через 0°C в бік від'ємних значень, а також високі значення температури повітря, при яких повинні припинитися польоти;

– критичні значення метеорологічних елементів та граничні відстані до НЯП, встановлені для даного аеродрому, при яких польоти обмежуються або припиняються;

– хвилювання моря 4 бали і більше[1].

*б) в районі аеродрому, полігона, маршрутах польоту:*

– гроза, купчасто-дощова і потужно-купчаста хмарність, які неможна обійти;

– помірне або сильне обмерзання (для літаків, не обладнаних льодозапобіжними пристроями, обмерзання будь якої інтенсивності);

– сильна бовтанка, що перевищує обмеження, встановлені для даного типу літака;

– при виконанні польотів за ПВП – польотна видимість і ВНМХ менші за встановлені командиру екіпажу для виконання завдання;

– закриття хмарами, туманом і опадами верхівок гір, сопок, перевалів, а також штучних споруд (щогл, труб, телевізійних веж тощо), що перешкоджають виконанню завдання [1].

Критичні значення метеорологічних елементів та граничні відстані до НЯП, при яких обмежуються або припиняються польоти, визначаються

старшим авіаційним начальником аеродрому спільно з начальником метеослужби, затверджується командиром і вноситься до «Інструкції з виконання польотів на аеродромі» [1].

До складної орнітологічної обстановки на аеродромі злету (посадки), в районі аеродрому, полігону та на маршруті польоту відносяться великі скупчення птахів на землі і у повітрі, що створюють погрозу зіткнення з літаком, які спостерігаються візуально та за допомогою РЛС з землі, а також екіпажами, що знаходяться у повітрі[1].

До *небезпечних гідрометеорологічних явищ*, що за своєї інтенсивності, часу виникнення, тривалості і площині розповсюдження можуть нанести або нанесли значної шкоди авіаційній техніці, аеродромним спорудам та особовому складу відносяться:

- вітер зі швидкістю більше за 30м/с;
- град діаметром більше за 30 мм;
- сильний дощ або сніг з інтенсивністю, що перевищує критичні значення, встановлені для даного району;
- підвищення рівня води у ріках, водоймах до критичних значень;
- наводнення, затори, що погрожують затопленням районів базування;
- сельві потоки та снігові лавини;
- виверження вулканів;
- землетруси і цунамі[1].

До аномальних явищ атмосфери і космічних явищ оптичного, електричного та іонного походження, прогноз яких на теперішній час не є можливим відносяться:

- незвичайні частки, що випадають з атмосфери;
- забарвлені опади або опади іншого незвичайного виду і властивостей;
- незвичайні світлові, акустичні, електромагнітні та інші явища у атмосфері та космічному просторі[1].

### 3.1.5 Умови польотів у небезпечних для авіації явищах погоди

Аналіз АП та АІ показує, що приблизно кожна третя з них прямо або опосередковано пов'язана з метеоумовами. Тому проблема забезпечення БП у метеорологічному відношенні є найбільш важливою, а це зобов'язує метеофахівців проводити більш детальний аналіз метеорологічної обстановки, виявляти зони з НЯП та своєчасно доводити інформацію про них КрП, командуванню та льотному складу[2].

*Вплив туманів, завірюх, пилових бур, опадів на польоти повітряних суден*

До основних метеорологічних явищ, що погіршують видимість слід віднести опади, мітелі, тумани, пилові (піщані) бури, імлу. Вплив опадів на



польоти залежить від їхнього вигляду, інтенсивності і температури повітря, при якій вони випадають.

*Мрячні опади* випадають з щільних шаруватих і рідше з шарувато-купчастих хмар. Горизонтальна протяжність зон мрячних опадів може складати сотні кілометрів, а іноді тисячі. Мрячні опади сильно погіршують видимість на злеті і посадці. Коли опади спостерігаються сумісно із серпанком або туманом, суттєво ускладнюється політ на малих висотах, візуальний політ під хмарами стає практично неможливим.

Польоти у хмарних опадах пов'язані зі значним погіршенням видимості. Під час випадіння снігу видимість є суттєво гіршою за видимість під час дощу, за умов однакової їх інтенсивності. Так наприклад, при слабкому хмарному снігу видимість зазвичай не перевищує 1 – 2 км, а при сильному нерідко складає декілька десятків метрів. При польоті у хмарному снігу на малих висотах суттєво погіршується контрастність наземних об'єктів на фоні земної поверхні, що ускладнює їх виявлення та розпізнання. Видимість у хмарному дощі може погіршуватися до 4000 м (рідше до 2000 м) [2].

*Зливові опади* зазвичай є інтенсивними, але нетривалими. Видимість у зливових опадах зменшується до декількох десятків метрів. Початок випадіння опадів характеризується різким наростанням їхньої інтенсивності, яка у подальшому різко змінюється. Особливо небезпечним є потрапляння ПС до зливого дощу під час посадки. За рахунок зменшення об'єму всмоктуваного у двигун повітря, падають його оберти. Внаслідок утворення на поверхні літака плівки води зростає його маса. Плівка на скляній частині кабіни екіпажу перешкоджає точній оцінці висоти літака над ЗПС. Це може призвести до передчасного вирівнювання літака і до жорсткої посадки.

У холодну пору року погіршення видимості нерідко є наслідком поземків, низових та загальних хуртовин.

*Поземок і низова хуртовина* представляють собою явище переносу сухого снігу, що підіймається сильним вітром з поверхні сніжного покриву. Поземок виникає при швидкостях вітру 4-8 м/с і сніг підіймається до висоти декількох десятків сантиметрів, що ускладнює визначення висоти літака над ЗПС під час вирівнювання і посадки. Низова хуртовина спостерігається при великих швидкостях вітру і сніг підіймається до висоти декількох метрів.

Під час *загальної хуртовини* видимість залежить від інтенсивності снігопаду та швидкості вітру. Хуртовини виникають при швидкостях вітру більше ніж 7-8 м/с, а сильні хуртовини спостерігаються при швидкостях вітру 15-18 м/с і більше. Видимість значно погіршується в результаті чого виконання польотів стає неможливим.

При інформуванні КрП та льотного складу про хуртовини необхідно орієнтувати їх на мінімальні значення видимості, враховуючи мінливий характер інтенсивності хуртовин та пов'язане з цим змінення видимості.

*Пилові (піщані) бурі* – перенос великої маси щільного пилу або піску сильним вітром. Ці бурі утворюються зазвичай влітку, іноді взимку без снігу або з малою кількістю сніжних опадів, над південними рівнинними районами. Однак іноді можуть спостерігатись і у помірних широтах, в особливості при засушливій погоді.

Горизонтальна протяжність зон з пиловими бурями, як правило, не перевищує декількох сотень кілометрів, а їхня вертикальна потужність залежить від швидкості вітру, ступеню турбулізації і стратифікації атмосфери і коливається від декількох метрів до декількох сотень метрів. Нерідко висота пилової хмари досягає 2 км і більше. У цих випадках сонця маже бути не видно, іноді настає суцільна темрява. Тривалість пилових (піскових) бур складає від декількох хвилин до декількох годин і навидь діб.

Основну небезпеку пилових (піскових) бур для авіації становить погана видимість, сильний вітер і сильна турбулентність у нижньому шарі атмосфери, що є особливо небезпечним під час злету і посадки літаків, а також при виконанні польотів на малих і гранично малих висотах.

Враховуючи небезпечність пилових (піскових) бур для авіації, документи, що регламентують льотну діяльність, забороняють виконувати посадку літаків в умовах пилової бурі при видимості нижчої за мінімум, а також в тих випадках, коли буря викликає сильну бовтанку.

*Туман і серпанок* утворюються в результаті конденсації і сублімації водяної пари в приземному шарі атмосфери безпосередньо біля земної поверхні. Тумани та щільні серпанки ускладнюють, перш за все, зліт і посадку літаків. Найбільш небезпечними є адвективні тумани, вони виникають у будь який час доби, є дуже стійкими та займають великі території. Видимість в адвективних туманах з наближенням до верхньої межі погіршується. Біля землі інтенсивність туманів у більшості випадків не перевищує помірної. Якщо екіпаж ПС під час заходу на посадку в адвективному тумані встановив візуальний контакт з наземними орієнтирами, то при подальшому зниженні умови видимості погіршуватись не будуть.

Радіаційні тумани є менш тривалими за часом, займають менші території порівняно з адвективними, але вони небезпечні своєю раптовістю виникнення, в особливості у нічні часи. Ці тумани зазвичай спостерігаються в безхмарні безвітряні ночі наприкінці літа і в осені частіше за все вони утворюються над болотами, заплавами рік, у низинах. Верхня межа радіаційних туманів в середньому розташовується на висоті 150 м. Інтенсивність туманів в більшості випадків є сильною. На відміну від адвективних туманів видимість в радіаційних туманах з висотою

поліпшується, тому нерідко зверху крізь туман виразно проглядаються вогні аеродрому та інші орієнтири. Однак з наближенням і спостереженням за орієнтирами під кутами, близькими до 2-3° (кут нахилу глісади), видимість орієнтирів погіршується і вони можуть стати невидимими. В таких умовах спроба виконати посадку може привести до АП.

Такий розподіл видимості є характерним для початкової стадії розвитку радіаційного туману. В подальшому максимум погіршення видимості зміщується до середини шару туману. В останній стадії найгірша видимість спостерігається, як і у адвентивному тумані, в верхній частині шару. В деяких випадках утворення туману відбувається під суспільним впливом адвективного і радіаційного охолодження повітря.

Тумани адвективно-радіаційного походження займають великі території та мають доволі значну товщину. Вони утворюються одразу ж після заходу сонця і повільно розсіюються в середині дня. Розподіл видимості з висотою не має достатньо виразної закономірності. Все це значно ускладнює оцінку погодних умов і утворює загрозу для БП.

*Імлою* називається помутніння повітря завислими частками пилу, диму або згару. Вона може розповсюджуватись до великих висот (9-12 км). У окремих випадках видимість у імлі може зменшуватись до сотень метрів, хоча зазвичай не буває меншою за 1000-2000 м. Імла часто спостерігається у північних степових районах, а також над великими містами при стійкій стратифікації атмосфери.

Природний горизонт у імлі не проглядається або проглядається дуже погано. Під час польоту над шаром імлі льотчик практично не бачить землю, хоча літак з землі проглядається добре. Все це утворює труднощі для літаководіння і пілотування ПС, суттєво ускладнює зліт і посадку ЛА.

*Умови польотів в зонах атмосферних фронтів і грозової діяльності*

Фронтальні хмарні системи характеризуються значною вертикальною і горизонтальною протяжністю. В теплу пору року вони часто містять грозові осередки, зони сильної турбулентності і обмерзання, а в приземних шарах нерідко утворюються тумани і низька хмарність. Фронтальні зони утворюють найбільш складні для польотів метеорологічні умови, які в значній мірі визначаються формою хмар і особливостями їхньої будови.

Система хмар теплового фронту складається з надфронтальної хмарності, що формується в теплій повітряній масі та підфронтальних хмар, що утворюються в холодній повітряній масі.

З наближенням до приземної лінії фронту вертикальна протяжність хмарного масиву збільшується, ВМХ знижується. Основну частину надфронтальних хмар складають високошаруваті і шарувато-дощові хмари, під якими утворюються розірвано-шаруваті хмари. В літній період в зоні фронту розвиваються грози. Горизонтальна протяжність хмарного масиву уздовж фронту може досягати 1500-2000 км. Ширина зони хмар

складає зазвичай декілька сотень кілометрів. Середня ширина зони хмар дорівнює 620 км. Найскладніші умови для польоту спостерігаються в зоні 300-400 км, що межує з лінією фронту. Вони обумовлені низькою хмарністю, сильним погіршенням видимості обумовленим опадами, можливістю обмерзання літаків, великою вертикальною потужністю хмар, а в теплий період року великою імовірністю утворення грозових осередків. Висота нижньої межі розірваних хмар змінюється від 200-300м на відстані 300-400 км від лінії фронту і до 100-200м поблизу до неї. Нерідко вона зменшується до 50м, і хмари можуть перейти у туман, особливо над піднесеною місцевістю.

Уздовж всієї поверхні холодного фронту першого роду (фронту, що рухається повільно) спостерігаються висхідні рухи теплого повітря, які призводять до формування надфронтальних шарувато-дощових і високошаруватих хмар, безпосередньо дотичних до фронтальної поверхні. У зимову пору система хмар холодного фронту першого роду схожа із хмарною системою теплого фронту.

Умови польоту у надфронтальному хмарному масиві є аналогічними до тих умов, що спостерігаються у шарувато-дощових і високошаруватих хмарах теплого фронту. Однак температура у хмарах зазвичай є нижчою і обмерзання є менш інтенсивним (в результаті зменшення вогнестійкості хмар). Зони переохолодженого дощу і фронтальних опадів є більш вузькими. Ширина зони хмарних опадів частіше за все складає 150-200 км. ВНМХ зазвичай складає 100-200м. Вертикальна потужність фронтального хмарного масиву є меншою, за потужність на теплому фронті, пір'ясті та пір'ясто-шаруваті хмари, як правило, відсутні, і на пробивання хмар витрачається менше часу, ніж на пробивання хмар теплого фронту.

В теплу пору року на фронті, в особливості в його передній частині, розвиваються купчасто-дощові хмари, що значно ускладнюють проведення польотів, а доволі часто і зовсім унеможливають їх проведення. Купчасто-дощові хмари складають мережу гряд. Гряди витягнуті уздовж фронту і розділені на окремі осередки. В передній частині фронту купчасто-дощові хмари можуть досягати тропопаузи. Польоти в зоні фронтальної хмарності є вельми складними, часто небезпечними за рахунок сильної турбулентності, інтенсивної бовтанки, обмерзання літака і потрапляння до осередків грозової діяльності.

В зоні холодного фронту другого роду (фронт, що рухається швидко), у всій верхній частині фронтальної поверхні відбувається низхідний рух повітря, оскільки тепле повітря відступає швидше, ніж наступає холодне. Тепле повітря інтенсивно витісняється валом насувного холодного повітря, тому хмари формуються в основному тільки в передній частині фронту: за лінією фронту над фронтальною поверхнею хмари практично відсутні; після проходження приземної лінії фронту настає прояснення.

В зимовий період перед лінією фронту спостерігаються висококупчасті і високошаруваті хмари, з яких можуть випадати опади, ширина зони яких складає декілька десятків кілометрів. Горизонтальна протяжність хмар (уздовж фронту) може досягати 1500-200 км і більше. Ширина зони хмар у 36% випадків дорівнює 100-300 км, середня ширина над територією нашої країни складає 150-200 км.

В літній період характер хмар різко відрізняється від зимового. У результаті інтенсивної конвекції в передній частині фронту утворюються потужні купчасто-дощові хмари з градом (часто утворюються шквали і смерчі).

Фронт оклюзії розрізняють у залежності від того яка температура повітря спостерігається за фронтом: теплий або холодний. Умови польотів в зонах фронтів оклюзії залежать від виду хмарності. В холодне півріччя найбільшу небезпеку для польотів представляють низки хмари, що погіршують видимість в опадах і сильне обмерзання.

У теплу пору року умови польотів в зоні фронту є більш складними, ніж взимку. Окрім основної хмарності, утворюються хмари вертикального розвитку. Виникають інтенсивна турбулентність, зливи, грози, може випадати град, у хмарах сильно погіршується видимість, на висотах, де температура стає нижчою за 0°C спостерігається сильне обмерзання.

*Гроза* представляє собою комплексне атмосферне явище з багаторазовими електричними розрядами у вигляді блискавок, які супроводжуються громом. Гроза пов'язана з розвитком потужних купчасто-дощових хмар. Під час гроз спостерігаються інтенсивні зливові опади у вигляді дощу, граду, а іноді і снігу. Сухі грози, не супроводжуються опадами і зустрічаються порівняно рідко.

Найбільш небезпечні умови для польотів спостерігаються у купчасто-дощових хмарах. Висота верхньої межі хмар має чітко виражений річний хід (рисунок 3.5).

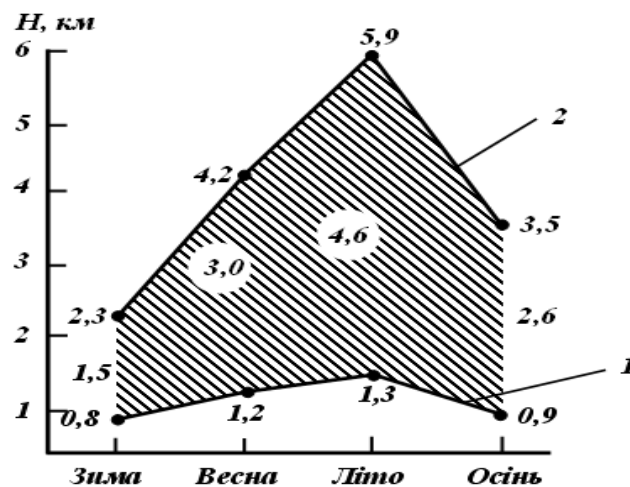


Рисунок 3.5 – Річний хід середньої висоти нижньої (1) і верхньої (2) меж купчасто-дощових хмар та їхньої вертикальної протяжності

Навесні, в осені і в особливості влітку спостерігається збільшення висоти нижньої межі у напрямку з півночі на південь. Верхівки найбільш розвинутих хмар можуть досягати тропопаузи, а в окремих випадках навіть пробивати її. Горизонтальна протяжність купчасто-дощових хмар коливається в межах декількох десятків кілометрів. Приблизно у 70% випадків горизонтальна протяжність купчасто-дощових хмар досягає 40 км, приблизно у 10% випадків вона є більшою за 60 км. У купчасто-дощових хмарах спостерігається квазівпорядковані і турбулентні вертикальні та горизонтальні рухи. Квазівпорядковані рухи (потоки) мають, мезомасштабний характер з горизонтальними розмірами до 10-12 км. У хмарах, що розвиваються переважно мають місце висхідні рухи, у тих, що руйнуються – низхідні. Швидкість цих рухів досягає 30 м/с і більше.

Особливо небезпечною для польотів є передня частина хмари, під її основою, часто виникає «шквальний воріт», з горизонтальної віссю обертання. Складні вертикальні рухи спостерігаються не тільки всередині хмар вертикального розвитку, але і поблизу до них. Збоку від хмар повітря осідає, компенсуючи квазівпорядковані висхідні потоки у хмарі, ширина їхньої зони може змінюватись від 0,5 до 2,0 діаметрів хмари.

Поблизу від хмар низхідні рухи коливаються від 0,3-0,5 до 2-3 м/с. Біля бокових границь хмари, де додаткове опускання повітря відбувається внаслідок його охолодження за рахунок випаровування хмарних крапель, швидкість зростає.

Абсолютне значення вертикальних швидкостей в верхній третині зрілих купчасто-дощових хмар в більшій кількості випадків не перебільшує 4 м/с, але іноді може доходити до 8 м/с.

Обмерзання у купчасто-дощових хмарах внаслідок їх великої водності і змішаної структури є дуже інтенсивним. З купчасто-дощовою хмарністю, при досягненні максимального вертикального розвитку (7-9 км і більше), пов'язані такі НЯП як зливи, гроза, смерчі, шквали, град[1].

Польоти в зоні грозової діяльності є небезпечними за наступних причин:

- за інтенсивної турбулентності у хмарах, яка здатна викликати сильну бовтанку і перевантаження ПС, що перевищують гранично допустимі;

- внаслідок сильного обмерзання на висотах, де температура є нижчою за 0°C;

- за можливості ураження ПС блискавками[1].

Найнебезпечнішими під час потрапляння до грозової хмари є втрата керування ПС, його різке падіння (підймання), зростання перевантажень катастрофічного характеру, здатних його зруйнувати. Крім того необхідно мати на увазі, що у грозових хмарах швидкості вертикальних рухів повітря можуть досягати 60 м/с.

Найбільшу небезпеку представляє попадання ПС до зони сильних вертикальних рухів у верхній частині грозової хмари, де різниця між максимальною і мінімальною швидкостями польоту і допустимі перевантаження є меншими за ті, що спостерігаються у нижній тропосфері.

Поблизу до стелі ПС допустиме перевантаження є значно меншим. Тому при сильній бовтанці виникає небезпека виходу ПС на надкритичні кути атаки, в результаті чого можуть зупинитись двигуни та керування ПС буде втрачено.

Значну небезпеку для польотів представляють електричні розряди. Вони відбуваються між хмарами і землею, між хмарами і між різними частинами хмари, і ПС може потрапити на шлях блискавки, або викликати розряд блискавки на себе. Довжина лінійних блискавок зазвичай складає декілька кілометрів, але може досягати 20 км і більше. Основний канал блискавки має декілька відгалужень довжиною 2-3 км, що підвищує імовірність ураження ПС блискавкою. Імовірність ураження блискавкою легкомоторних ПС є невеликою, оскільки маса таких ПС відносно мала і не може викликати на себе електричний розряд.

Зі збільшенням розмірів ПС і швидкості їх польотів імовірність ураження електричними розрядами значно зростає. Ураження ПС блискавкою може призвести до АП. Екіпажам ПС **забороняється** свідомо входити до купчасто-дощової (грозової) і потужної купчастої хмарності, за виключенням польотів пов'язаних з виконанням спеціальних завдань.

БП в зоні грозової діяльності допомагають підвищити наземні і бортові РЛС. З їхньою допомогою екіпаж може виявити потужні купчасті, купчасто-дощові і грозові осередки по інтенсивності засвіту, визначити напрям і швидкість руху засвіту і обійти небезпечні для польоту зони.

Щоби успішно подолати зону грозової активності, екіпаж зобов'язаний прийняти всі мери безпеки, що від нього залежать. Ще до польоту він повинен отримати у метеопідрозділі докладну консультацію про метеорологічну обстановку, а під час польоту використовувати бортову РЛС для виявлення грозових осередків, відстані до них і швидкості їхнього переміщення.

Органи повітряного руху використовуючи наземні радіотехнічні засоби, доповіді екіпажів ПС, а також інформацію метеослужби, зобов'язані інформувати екіпажі ПС, що знаходяться під їхнім безпосереднім управлінням в даній зоні про характер осередків, напрям їхнього зміщення та забезпечувати обхід вказаним ПС зон грозової діяльності, купчасто-дощової (грозової) і потужної купчастої хмарності.

Польоти ПС за ППП в зоні грозової діяльності при відсутності радіолокаційного контролю наземними засобами за польотом ПС та спостереження за осередками грозової діяльності, а також без бортових радіотехнічних засобів виявлення грозових осередків **забороняються**.

Обхід купчасто-дощових (грозових) і потужних купчастих хмар на заданому ешелоні допускається з дозволу органів обслуговування повітряного руху (ОПР) при польотах по ППП за даними бортових або наземних радіотехнічних засобів, а під час польотів по ПВП – візуально, на віддаленні від одиночної хмари не менше 10 км. Проліт між двома хмарами допускається, якщо відстань між ними є не меншою за 30 км.

Обліт осередків від купчасто-дощових хмар виконувати на висоті польоту до 7 км на віддаленні від краю зони купчасто-дощових хмар до 16 км, при висоті польоту від 7 до 9 км на віддаленні до 23 км і при висоті вище за 9 км на віддаленні до 32 км.

При неможливості обійти зону грозової діяльності, купчасто-дощову (грозову) і потужну купчасту хмарність на заданому ешелоні орган ОПР призначає командиріу ПС безпечний ешелон польоту, який забезпечуватиме перевищення ПС над верхньою межею хмар не менше 500 м, або дати йому команду про посадку на запасному аеродромі.

В зоні грозової діяльності за крайньою необхідністю польоти під хмарами можуть виконуватись тільки вдень над рівниною місцевістю візуально, без входження до зони зливових опадів, при цьому командир ПС зобов'язаний обходити грозові осередки так, щоб висота польоту ПС була не меншою за мінімальну безпечну висоту (ешелон), а вертикальна відстань від ПС до нижньої межі хмар – не менше за 200 м.

В умовах візуального польоту обхід грозових хмар повинен виконуватись, як правило, у напрямі пониження рельєфу місцевості.

При несвідомому потраплянні до купчасто-дощової хмари екіпажу необхідно:

- негайно вийти з грозової хмари;
- вимкнути радіоустаткування і прибрати випускні антени;
- вимкнути освітлення кабіни та обігрів ППТ, а також привести до готовності до дії льодозапобіжні засоби;
- політ виконувати вище або нижче за нульову ізотерму з метою зменшення імовірності ураження блискавкою ПС;
- уникати польоту поблизу до області, де особливо часто спостерігаються блискавки і де посилюється тріск і шум у навушниках;
- зменшити швидкість до меж, безпечних для даного типу ПС;
- льотчик всю увагу повинен зосередити на керуванні і утриманні ПС у горизонтальному положенні;
- не дозволяється робити різких виправлень висоти польоту, дії рулями повинні бути енергійними, але не різкими тому, що вони викликають додаткові навантаження;
- строго виконувати інші вимоги, передбачені інструкцією з техніки пілотування в зоні грозової діяльності.

*Смерч* – це сильний вихор з приблизно вертикальною, часто вигнутою віссю. Діаметр смерчів, що мають чіткі краї, складає декілька десятків



метрів, з розмитими краями – декілька сотень метрів. Тиск повітря у смерчі значно нижчий за навколишній, різниця досягає іноді 40 мбар. Максимальна швидкість руху повітря у вихорі досягає колосальної величини – 200-300 м/с. Частіше за все швидкість вітру має сильну висхідну складову, значно рідше – низхідну.

Смерчі утворюються при інтенсивному розвитку купчасто-дощових хмар, що супроводжуються, як правило, грозами. Вони обумовлені сильною нестійкістю стратифікації атмосфери у теплу пору року. З однієї грозової хмари одночасно може опуститись декілька смерчів. Смерчі виникають як над суходолом, так і над водною поверхнею. Смерчі над суходолом називають торнадо.

Руйнівна дія смерчів обумовлена здебільшого величезною швидкістю вітру і сильним перепадом атмосферного тиску.

Швидкість переміщення смерчів є різною і залежить від швидкості переміщення хмари, що породжує смерч. Середня швидкість руху складає 50-60 км/год. Особливо швидко переміщуються смерчі, що виникають влітку під час гроз на холодних фронтах другого роду. Тривалість існування дуже різноманітна – від декількох хвилин до декількох годин.

Небезпека смерчів для авіації складається у їхній руйнівній силі, яка може бути величезною. Смерч здатний зруйнувати не тільки ПС на стоянках і у ангарах, але і аеродромні споруди, в особливості небезпечними є смерчі для ПС що знаходяться у повітрі.

*Шквал* – різке короткочасне посилення вітру, що супроводжується зміненням його напрямку. Швидкість вітру при шквалі часто перевищує 20-30 м/с. Шквали спостерігаються під час проходження холодних фронтів з купчасто-дощовою хмарністю. Шквал може призвести до руйнувань аналогічних руйнуванням під час проходження смерчу.

Для забезпечення безпеки під час польоту у зоні грозової діяльності екіпаж повинен уважно слідкувати за атмосферними явищами, вертикальні вихори, смерчі, шквалові хмари, виявленні візуально, необхідно обов'язково обходити стороною.

*Злива* – дощ сильної інтенсивності, що супроводжує грозу. При цьому порушується робота двигунів, різко погіршується видимість.

*Град* – представляє собою надзвичайну небезпеку для польотів. Зазвичай град випадає влітку у другій половині дня ввечері, набагато рідше вночі: у 75% випадків град спостерігається у зонах холодних фронтів.

При зустрічі з градом під час польоту в результаті ударів градинами по поверхні ПС виникають різні ушкодження (ум'ятини, пробивання обшивки, розгерметизація).

Перелічені НЯП у деяких випадках спостерігаються у комплексі, тому від КрП, льотного складу, спеціалістів метеослужби вимагається особливо

ретельна оцінка можливості виникнення грози і імовірності зустрічі з нею в районі аеродрому або на маршруті польоту.

*Польоти в умовах підвищеної електричної активності атмосфери*

Особливостями польотів в умовах підвищеної електричної активності атмосфери є:

- шуми і тріск у навушниках;
- невпорядковані коливання стрілок радіокомпасів;
- іскріння на склінні кабіни екіпажу і світіння кінцівок крил у темну пору доби;

Виникнення електризації найбільш імовірно в шарі хмар в інтервалі температур від – 10 до 5°C.

Під електризацією прийнято розуміти отримання ПС електричного заряду під час польотів у хмарах і опадах.

Електричні властивості хмар і опадів пов'язані з їхнім фазовим станом (краплини, кристали), з формою, розмірами, концентрацією в одиниці об'єму краплин і кристалів, електричним зарядом часток і напруженістю електричного поля довкола хмар. Для електризації найбільш суттєвими є такі характеристики ПС, як особливості конструкції літака, матеріали покриття, тип двигуна і параметри статистичних стікачів. Режим польоту визначається висотою і швидкістю польоту, режимом роботи двигуна та паливом, що використовується.

Електризація ПС – складний і неоднорідний процес, оскільки під час польоту ПС отримує заряд і втрачає його, величина якого залежить від наступних факторів;

- від властивостей середовища, в якому відбувається політ;
- від характеристик ПС;
- від режиму польоту.

До основних властивостей середовища відносяться;

- форма, розміри та кількість часток хмар та опадів
- фазовий стан часток;
- електричні заряди часток;
- напруженість електричного поля атмосфери.

До характеристик ПС відносяться:

- конструкція ПС;
- матеріал покриття;
- тип двигуна;
- параметри статистичних стікачів.

Заряджання ПС відбувається головним чином в результаті взаємодії часток хмар і опадів з його поверхнею і взаємодією часток неспаленого палива з матеріалом вихлопної системи ПС. Під час стикання нейтральної частки хмар (опадів) з поверхнею незарядженого ПС та при відскакуванні від поверхні частка уносить заряд одного знаку, на ПС залишається рівний за величиною заряд протилежного знаку. При заряджанні ПС у процесі

роботи двигуна частки неспаленого палива заряджають ПС тим більше, чим менш повно згоряє паливо. Струми, що виникають при доброму згорянні палива, є настільки малими порівняно зі струмами, що виникають в результаті взаємодії часток щільних хмар (та інтенсивних хмар), що без суттєвих похибок ними можна нехтувати.

Процес дрібнення краплин та розлому кристалів у момент їхнього зіткнення із літаком в різних хмарах є неоднаковим. Дрібні краплини пружно відскакують від ПС, кристали розламуються на дуже дрібні часточки, тому у кристалічних хмарах інтенсивність зарядження ПС є вищою, ніж у хмарах, що складаються з краплин. Електризація неметалевих частин ПС є вищою за електризацію металевих, які слабше утримують електричні заряди.

Розрядка ПС відбувається за рахунок провідності струмини вихлопних газів та коронного розряду. При великому заряді ПС стікання електрики відбувається не тільки через розрядники, але і через виступаючі загострені частини ПС, наприклад, через антени, краї крил і кілю, ППТ тощо.

На електризацію ПС має суттєвий вплив мікроструктура хмар. Чим більша водність хмар, тим інтенсивність зарядження ПС вища. Особливо небезпечними є потужно-купчасті, купчасто-дощові, щільні шарувато-дощові хмари. Тривалий політ у високошаруватих і пір'ясто-шаруватих хмарах може призвести до електризації ПС.

Підвищена електризація ПС спостерігається у не грозових хмарах великої вертикальної протяжності, у шарувато-дощових хмарах товщиною 5000 м заряд у 5-10 разів більший, ніж у хмарах цієї самої форми товщиною 500 м. Зі збільшенням радіолокаційної відбиваності хмар підвищується імовірність ураження ПС електричними розрядами.

У неоднорідних за фазовим станом хмарах електризація ПС збільшується, що підтверджують експериментальні дані. Встановлено, що 97% випадків ураження ПС розрядами спостерігались у фронтальній хмарності і 3% - у внутрішньомасовій. При цьому температура у хмарах складала: у 90% випадків від 10 до 4°C, а у 50% випадків від 0 до 5°C. Електричний розряд, що виникнув внаслідок електризації, спостерігається на різних висотах (від 0,3 до 8 км), у 90% випадків – на висоті 1-4 км. Середня товщина хмарного шару, в якому спостерігалось ураження ПС розрядами, складає 3-4 км. Швидкість польоту ПС у 60% випадків складала 550-750 км/год..

Більша частина випадків ураження ПС електричними розрядами приходить на холодну пору року, причому максимумами спостерігаються у квітні і жовтні.

Влітку хмарність, добре розвинута по висоті і така, що має високу напруженість електричного поля, добре виявляється за допомогою РЛС, що дозволяє обходити її на безпечній відстані та уникати ураження

електричними розрядами. В цю пору року більшість випадків ураження відбувається в результаті недотримання безпечної відстані обходу потужних купчастих та купчасто-дощових хмар.

У холодну пору року напруженість електричного поля у хмарності дуже рідко досягає величин, при яких виникає блискавка, але доволі часто виявляється достатньо великою для ураження зарядженого ПС. В той самий час на екранах штатних аеродромних і бортових локаторів засвіти такої хмарності зазвичай або не проглядаються, або проглядаються як хмарність, що має слабку інтенсивність, що є характерною для хмарності шаруватих форм теплого періоду року. Тому екіпажі не мають інформації про можливе ураження електричними розрядами, і вони можуть виявитися неочікуваними.

В результаті розрядів найчастіше виходять з ладу бортові РЛС, радіоапаратура, ушкоджуються елементи конструкції фюзеляжу, крила і оперення. У деяких випадках відбувається зрив біля вхідних пристроїв двигуна, який приводить до його помпажу і зупинки. Мали місце випадки ураження електричними розрядами екіпажу, що викликали тимчасову втрату працездатності. Підвищується рівень завад у радіоканалі та знижується щільність показників радіонавігаційних приладів.

Іноді інтенсивність електризації збільшується порівняно повільно. У цих випадках екіпаж може прийняти міри із запобігання ураження літака електричним зарядом. При виявленні ознак інтенсивної електризації (шуми у радіоканалах, коливання стрілок приладів, освітлення на кінцях крил, блакитні іскри на склі кабіни) екіпаж повинен по можливості зменшити швидкість польоту і з дозволу ОПР або КрП змінити ешелон польоту.

#### *Контрольні запитання:*

1. Які існують метеорологічні умови польоту? Чим вони відрізняються?
2. Які існують мінімуми погоди?
3. Які основні характеристики дальності видимості використовуються при метеорологічному забезпеченні авіації?
4. Як наявність низької хмарності впливає на значення нахильної видимості?
5. Перелічіть небезпечні явища погоди для району аеродрому і на маршруті польоту. Який вплив вони мають на умови польоту?

### 3.2 Обмерзання літаків і його вплив на безпеку польотів

#### 3.2.1 Метеорологічні та термодинамічні умови обмерзання літаків

На теперішній час велика увага приділяється розвитку і вдосконаленню авіаційної техніки. На озброєння авіації поступають

новітні, сучасні літальні апарати. Але разом з тим збільшуються вимоги і до забезпечення безпеки польотів, оскільки вплив метеорологічних умов залишається до теперішнього часу дуже значним. Одним з найбільш складних метеорологічних явищ є обмерзання, від якого в значній мірі залежить безпека і регулярність польотів. На проблемі обмерзання літаків і вертольотів зосереджують увагу вчені різних галузей знань: аеродинаміків, метеорологів, спеціалістів по експлуатації авіаційної техніки.

Незважаючи на значні успіхи, досягнуті у обладнанні літаків льодозапобіжними пристроями, обмерзання все ще залишається одним з небезпечних явищ погоди.

*Обмерзанням* називається відкладення льоду на обтічних частинах крила літаків і вертольотів, а також на силових установках і зовнішніх деталях спеціального обладнання під час польоту у хмарах, тумані, дощі або мокрому снігу.

Необхідними умовами обмерзання є:

– наявність у повітрі на висоті польоту переохолоджених крапель води;

– від’ємна температура поверхні ПС;

Обмерзання є одним з найскладніших метеорологічних явищ, від якого у значній мірі залежить безпека і регулярність польотів літаків. Сильне обмерзання літака може призвести до АП.

Кількісною характеристикою обмерзання є його інтенсивність, яка характеризується товщиною шару льоду, що відклався на зледенілій поверхні літака за одиницю часу і вважається:

– слабким – при швидкості наростання льоду менше за 0,5 мм/хв;

– помірним – від 0,5 до 1 мм/хв;

– сильним – більше за 1 мм/хв.

Найбільш наглядно процес осідання крапель на обтічних частинах літака можна розглянути на прикладі крила літака. Припустимо, що крило літака при від’ємній температурі обтикається потоком хмарного повітря, що містить переохоложені краплі води (рисунок 3.6).

Якщо нехтувати викривленням лінії струму поблизу до переднього краю крила (рисунок 3.6), тобто збуренням потоку, то за одиницю часу на одиницю довжини найбільшого січення крила, розташованого перпендикулярно до потоку (на одиницю розмаху крила), буде осаджуватись маса води  $m_{e1}$ , що дорівнює

$$m_{e1} = \delta h_1 V, \quad (3.1)$$

де  $h_1$  – найбільше січення крила;

$\delta$  – водність хмари;

$V$  – повітряна швидкість літака, яка дорівнює швидкості потоку, що натикає.

Співвідношення 3.1 є вірним за умов, що лінії струму повітряних часток і краплин співпадають і всі краплі, що містяться у повітрі не виходять за межі граничних точок крила. В реальних умовах необхідно брати до уваги викривлення лінії струму поблизу до переднього краю крила і неповне збільшення повітряним потоком краплин води за рахунок інерції. Тому при дослідженні процесу осідання краплин необхідно враховувати в'язкість повітря, від якої залежить викривлення траєкторій краплин, і інерційний характер їхнього осідання.

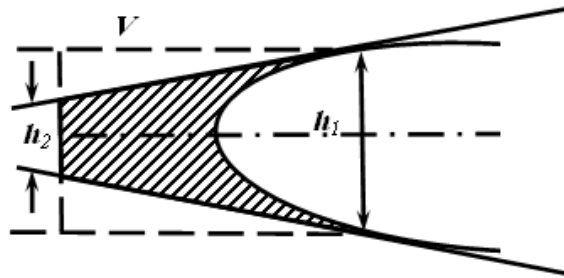


Рисунок 3.6 – До розрахунку маси води, що осідає на профілі крила літака

Відповідно, маса води, що осідає  $m_{B2}$  за одиницю часу на одиницю довжини найбільшого січення залежатиме від об'єму, межі якого визначаються двома останніми траєкторіями часток  $h_2$  (заштрихована ділянка рисунок 3.6):

$$m_{B2} = \delta h_2 V . \quad (3.2)$$

Зрозуміло, що чим більшим є розмір переохолоджених краплин води, тим менше викривляється їхня траєкторія, тобто більшою є величина  $h_2$ . Аналогічний ефект спостерігається при збільшенні швидкості польоту.

Відношення фактичної маси води, що осіла до максимально можливої називається повним коефіцієнтом осідання  $E$ :

$$E = \frac{m_{B2}}{m_{B1}} = \frac{\delta h_2 V}{\delta h_1 V} = \frac{h_2}{h_1} . \quad (3.3)$$

Коефіцієнт осідання характеризує відношення кількості краплин, що стикаються з переднім краєм площини крила літака, до кількості тих краплин, центри яких пройшли б через передній край крила, якщо б вони рухались прямолінійно.

Припустимо, що вся осіла вода замерзає, тоді кількість утвореного льоду і маса води, що осіла у розрахунку на одиницю довжини січення крила дорівнюватимуть:

$$\rho_l h_1 I = \delta h_2 I , \quad (3.4)$$

де  $\rho_l$  – щільність льоду;

$I$  – інтенсивність обмерзання.

Звідси отримаємо вираз для інтенсивності обмерзання:

$$I = \frac{\delta VE}{\rho_{\text{л}}}. \quad (3.5)$$

Інтенсивність обмерзання крила літака є прямо пропорційною до швидкості польоту, водності хмари, коефіцієнту осідання і зворотно пропорційною до щільності льоду, що наростає ( $\rho_{\text{л}} = 0,8 \text{ г/см}^3$ ).

При розгляданні процесу обмерзання літака, окрім осідання краплин під час польоту, необхідно враховувати водність хмар та температурні умови намерзання.

Водність хмари є головним, визначним для обмерзання фактором. Значення водності у хмарах різних форм визначається наступними величинами: у потужно-купчастих, купчасто-дощових до  $1-1,5 \text{ г/м}^3$ , у шарувато-дощових –  $0,6-1,3 \text{ г/м}^3$ , у високошаруватих –  $0,1-0,2 \text{ г/м}^3$ , у шаруватих –  $0,1-0,3 \text{ г/м}^3$ .

Зі збільшенням водності хмар інтенсивність обмерзання в них зростає, найбільш сильне обмерзання спостерігається при значеннях водності, що перевищують  $1 \text{ г/м}^3$ . Однак така закономірність спостерігається до тих пір, доки середня температура поверхні, що вкривається льодом є нижчою за  $0^\circ\text{C}$  та коли вся вода, що осіла замерзає.

Оскільки вся вода, що осідає на лобову частину крила, не встигає змерзнути (частина її здмухується і уноситься потоком повітря), при оцінці інтенсивності обмерзання вводиться коефіцієнт намерзання ( $\beta$ ), під яким розуміють відношення маси льоду, що наростає ( $m_{\text{л}}$ ) до маси води ( $m_{\text{в}}$ ), що осіла за той самий час на ту ж саму поверхню:

$$\beta = \frac{m_{\text{л}}}{m_{\text{в}}}. \quad (3.6)$$

Зазначимо, що коефіцієнт намерзання точно визначити дуже складно, при значеннях температури повітря нижчих за  $-5^\circ\text{C}$  він приблизно дорівнює нулю.

Вираз для визначення інтенсивності обмерзання виглядає наступним чином:

$$I = \frac{1,67 \delta V \tilde{E} \beta}{100 \rho_{\text{л}}}, \quad (3.7)$$

де  $\tilde{E}$  – інтегральний коефіцієнт осідання, який залежить від форми та розміру крила, розміру краплин, швидкості польоту;

$\beta$  – коефіцієнт намерзання.

При постійній швидкості польоту інтенсивність обмерзання визначається лише двома характеристиками хмарності (при даному  $\beta$ ) – водністю та середнім радіусом краплин. Під час польоту на відносно невеликих, дозвукових швидкостях (менших за 0,5М) наростання льоду відбувається тим швидше, чим більшою є швидкість польоту. При швидкостях польоту більших за 0,5М внаслідок стисливості повітря спостерігається деяке зменшення осідання краплин. Однак збільшення коефіцієнту осідання краплин за рахунок зростання швидкості польоту перекидає його зменшення, викликане стисливістю повітря.

З метеорологічних умов обмерзання особливу увагу слід приділяти значенню температури повітря. Крім того, обмерзання у хмарі суттєво залежить від типу літака, його конструкції використовуваних матеріалів і швидкості польоту.

Найнебезпечніше обмерзання спостерігається під час польоту у переохоложеному дощі в клині холодного повітря перед теплим фронтом (фронтом оклюзії) і холодним малорухливим фронтом.

З внутрішньомасових хмар сильне обмерзання частіше за все спостерігається в купчасто-дощових хмарах, оскільки вони складаються з переохолоджених краплин (до температури  $-23^{\circ}\text{C}$ ) і в них спостерігається водність значно більша ніж в інших хмарах.

Встановлено, що обмерзання швидкісних літаків є найімовірнішим в шарі, де температура повітря змінюється від  $-10$  до  $-20^{\circ}\text{C}$ . Під час польоту і посадки коли швидкість польоту не перевищує 400-450 км/год, обмерзання вхідних пристроїв повітрязабірників двигунів може спостерігатись при температурі повітря  $-5^{\circ}\text{C}$  і нижче. Між ізотермами  $-10^{\circ}\text{C}$  і  $0^{\circ}\text{C}$  розташовується найбільш імовірний шар обмерзання.

Під час польоту на великій швидкості, більше за 500-600км/год, спостерігається нагрівання поверхні літака, що заважає розвитку процесу обмерзання. Кінетичний нагрів виникає внаслідок гальмування і стиснення повітряного потоку перед профілем, що обтикається повітрям.

Внаслідок гальмування і стиснення повітря поблизу до крила, частина кінетичної енергії перетворюється у тепло, температура краю крила стає вищою за температуру інших його частин. При швидкостях польоту близьких до звукових кінетичний нагрів поверхні літака є досить великим і обмерзання стає можливим тільки при більш низьких температурах повітря.

Величина кінетичного нагріву переднього краю крила поза хмарами (у сухому повітрі) за умов повного гальмування повітря може бути розрахована за формулою:

$$\Delta T = \frac{V^2}{2000}, \quad (3.8)$$



де  $V$  – істинна швидкість польоту, м/с.

Нагрів бокових частин зазвичай є меншим за нагрів переднього краю крила приблизно на 20% і зменшується з віддаленням від переднього краю крила.

Значення кінетичного нагріву лобових частин літака наведені у таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 – Величина кінетичного нагріву ( $^{\circ}\text{C}$ ) лобових частин літака

Умови польоту	Швидкість польоту $V$ , км/год.									
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100
Поза хмарами	2	4	6	10	14	19	25	31	38	47
У хмарах	-	-	4	6	8	10	13	17	21	26

Під час польоту у хмарах одночасно зі зволоженням літака спостерігається випаровування вологи з його поверхні. Що приводить до зменшення кінетичного нагріву майже у 2 рази. Температура поверхні літака у хмарах ( $T_n$ ) розраховується за формулою:

$$T_n = T + \Delta T_{кин}^{хм} \quad (3.9)$$

де  $T$  – температура повітря;

$\Delta T_{кин}^{хм}$  – кінетичний нагрів поверхні у хмарах.

В свою чергу

$$\Delta T_{кин}^{хм} = 0,08 \cdot 0,65 \left( \frac{V^2}{2000} \right), \text{ при } V < 600 \text{ км/год.}$$

і

$$\Delta T_{кин}^{хм} = 0,08 \cdot 0,5 \left( \frac{V^2}{2000} \right), \text{ при } V > 600 \text{ км/год.}$$

Обмерзання є можливим тільки за умов, якщо  $T_n < 0^{\circ}\text{C}$ .

Умови для розвитку інтенсивного обмерзання ПС є особливо сприятливими у тих хмарних шарах, де температура повітря є нижчою за температуру насичення над льодом. Температура насичення над льодом для висот до 2000 м визначається за формулою Годске:

$$T_{н.л} = -8(T - T_d). \quad (3.10)$$

Слід очікувати обмерзання на тих висотах. Де температура насичення над льодом є більшою або дорівнює температурі повітря.

Для уточнення можливості обмерзання також використовується дискримінанта функція виду:

$$L^* = -0.017H_{\text{НМХ}} - 0.488T_{\text{НМХ}} + 0,875, \quad (3.11)$$

де  $H_{\text{НМХ}}$  – ВН

МХ, дам;

$T_{\text{НМХ}}$  – температура на НМХ, °С.

При  $L^* \geq 0$  вказується помірне і сильне обмерзання у хмарах, а при  $L^* < 0$  – обмерзання не виникає або можливе слабе обмерзання.

Для розрахунку інтенсивності обмерзання у шарувато-купчастих хмарах використовується номограма, зображена на рисунку 3.7.

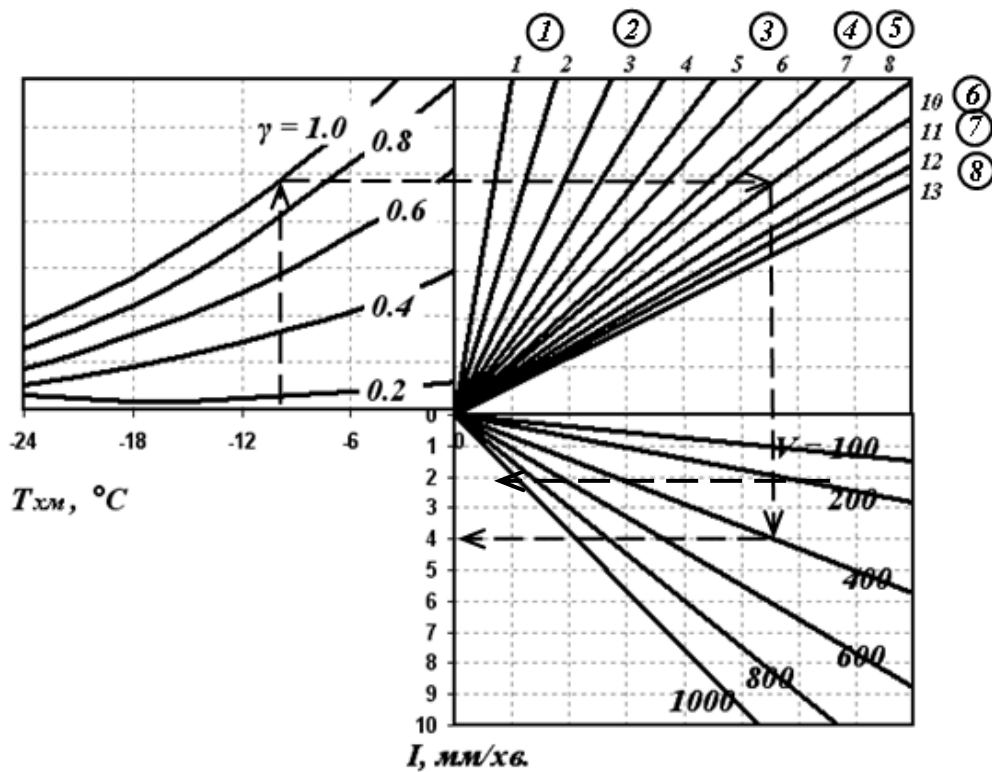


Рисунок 3.7 – Номограма для визначення інтенсивності обмерзання

На горизонтальній осі (в лівій частині номограми) відкладені значення температури на нижні межі хмарного шару, а на вертикальній осі (вниз) – інтенсивність обмерзання у мм/хв. Криві у лівій верхній частині номограми представляють собою вертикальний градієнт температури, радіальні прямі у правому верхній частині номограми є лініями, що відображають значення вертикальної потужності хмарного шару у сотнях метрів (по лініях значення на яких знаходяться у колах, розраховується максимальна інтенсивність обмерзання). Прямі, що розташовані у правій нижній частині номограми – лінії рівних повітряних швидкостей польоту у км/год. Послідовність розрахунку вказана стрілками.

Види і форми відкладення льоду є дуже різноманітними та залежать від багатьох факторів, в особливості від розмірів краплин, температури повітря, наявності кристалів, а також від режиму польоту.

Великі переохолоджені краплини води під час зіткнення з поверхнею літака замерзають і утворюють суцільну кірку. Дрібні краплі замерзають швидко, не утворюючи водяної плівки. Завдяки їх великій опуклості і значній силі зчеплення водяних часток сферична форма дрібних краплин зберігається, у льоді, що утворився залишаються багаточисельні повітряні бульбашки, лід стає оптично неоднорідним і набуває каламутно-білого або білого кольору.

Відкладення льоду на ПС розрізняють за їх видом і формою. Існує три основних види відкладень – лід, паморозь та іній. Лід може бути прозорим, матовим (напівпрозорим змішаним) та білим (зерноподібним).

*Прозорий лід*, утворюється під час польоту у хмарах, в яких міститься тільки великі переохолоджені краплини, або під хмарами в зоні переохолодженого дощу при температурі від  $-10$  до  $0^{\circ}\text{C}$ . Лід відкладається інтенсивно, здебільшого на передніх краях крила та повітрязабірниках. Лід гладкий, міцно прилипає до поверхні ПС. Зазвичай він у незначній мірі викривляє профіль несучих поверхонь ПС і є не дуже небезпечним до тих пір, доки товщина його є невеликою.

*Матовий лід* виникає під час польоту у змішаних хмарах, що складаються з великої кількості дрібних та великих переохолоджених крапель, а також з льодяних кристалів і сніжинок. Великі краплини розтікаються і замерзають. А дрібні, замерзають одразу ж не розтікаючись. Сніжинки і кристали, прилипаючи до водяної плівки, що замерзає, вмержають в її середину і утворюють льодове відкладення з матовою шорсткою поверхнею, яка сильно погіршує аеродинамічні характеристики ПС. Таке відкладення виникає при температурі від  $-10$  до  $-6^{\circ}\text{C}$  та є найбільш важким і небезпечним обмерзанням.

*Білий лід* виникає внаслідок замерзання дрібних краплин при температурі нижчій за  $-10^{\circ}\text{C}$ . Обмерзання такого характеру зазвичай спостерігається у хмарах, що складаються з порівняно однорідних дрібних краплин. Утворюється білий поруватий лід, що нещільно прилипає до поверхні ПС. Під час тривалого польоту і збільшенні щільності може призвести до серйозної небезпеки.

*Паморозь* – це біле крупнозернисте, кришталеве відкладення, що утворюється під час польоту у хмарах при температурі значно нижчій за  $-10^{\circ}\text{C}$ . Паморозь виникає при замерзанні дрібних краплин разом з кристалами льоду. Вона має неоднорідний шорсткий вигляд, неміцно прилипає до поверхні ПС та здмухується повітряним потоком.

*Іній* – це білий дрібнозернистий наліт, що виникає в результаті сублімації водяної пари, легко відділяється від поверхні ПС і зазвичай не ускладнює політ. Небезпеку може представляти лише відкладення інею на

склі кабіни льотчика, що ускладнюватиме візуальний огляд і керування ПС.

Форми відкладення льоду залежать в основному від його виду, швидкості польоту та особливостей обтікання різних частин ПС. Розрізняють жолобоподібну (роговидну або шорстку), бугристу (грибоподібну) і клиновидну (профільну або гладку) форми обмерзання (рисунок 3.8).

*Клиновидну*, гладку форму мають відкладення прозорого льоду. Шорстка (нерідко з жолобками по краю атаки) форма відкладення льоду спостерігається у тих випадках, коли краплини у лобовій частині крила не замерзають миттєво, більша їх частина здмухується повітряним потоком на деяку відстань від носка крила до більш холодних ділянок профілю і там замерзає.

*Жолобок* в лобовій частині профілю виникає внаслідок того, що при великій швидкості польоту в результаті кінетичного нагріву температура в критичній точці виявляється вищою за  $0^{\circ}\text{C}$ . Обмерзання цієї форми відбувається при температурі повітря від  $-5$  до  $-7^{\circ}\text{C}$ .

*Бугриста* (грибоподібна) форма відкладення льоду утворюється під час польоту у змішаних хмарах.

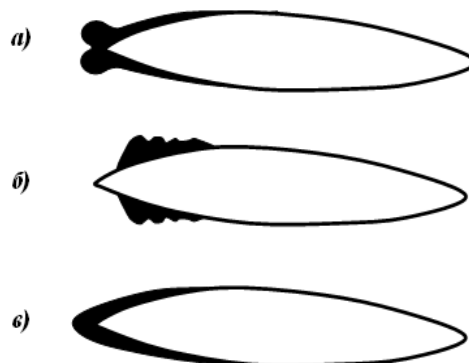


Рисунок 3.8 – Основні форми відкладення льоду: а) – жолобоподібна; б) – бугриста; в) – клиновидна

При великих швидкостях польоту внаслідок кінетичного нагріву передня частина профілю може мати додатною температуру, при цьому, температура тильної частини крила (закрилків і тримерів) може бути від'ємною, в цьому випадку можливе відкладення льоду, що ускладнюватиме керування ПС.

### 3.2.2 Вплив обмерзання на аеродинамічні та льотні характеристики літака

В результаті відкладення льоду суттєво змінюються умови обтікання повітряним потоком, різко погіршуються аеродинамічні та льотні

характеристики ПС. Зростає лобовий опір, зменшується підймальна сила, збільшується вага літака, порушується рівновага аеродинамічних сил, зростає потрібна і зменшується надлишкова тяга. За особливо небезпечних обставин обмерзання може призвести до АП.

В результаті відкладення льоду значно зменшується значення коефіцієнту підймальної сили  $c_y$  (рисунок 3.9).

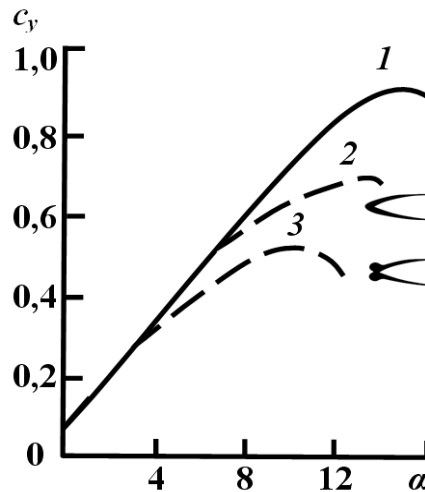


Рисунок 3.9 – Характер впливу обмерзання на  $c_y$  і кут атаки  $\alpha$  (початок зриву потоку): 1 – без обмерзання; 2 – при клиновидній формі; 3 – при жолобоподібній формі

Зменшення  $c_y$  відбувається внаслідок зриву потоку на менших, ніж без обмерзання, кутах атаки. Найбільше зменшення критичного кута атаки спостерігається в тому випадку, коли лід що відкладається має жолобоподібну форму. В цьому випадку поява місцевих зривів потоку зазвичай супроводжуються трясінням літака.

Відкладення льоду на передніх краях рулів, замерзання вологи у стиках секцій підкрилків, закрилків тощо може призвести до їхнього заклинювання під час польоту, що є надзвичайно небезпечним.

Внаслідок обмерзання силових пристроїв збільшується потрібна тяга, а наявна тяга зменшується. Зрив шматків льоду з обледенілих частин повітрозабірників може призвести до потрапляння їх до двигуна і пошкодження лопаток компресора.

Відкладення льоду на антенах ускладнює радіозв'язок. Сильне обмерзання може призвести до замикання на корпус ПС, тобто призвести до відмови у роботі радіонавігаційного устаткування.

При обмерзанні приймача повітряного тиску можуть вийти з ладу покажчики швидкості, висоти, кута атаки, числа  $M$ , швидкості набору висоти. Це може призвести до ненавмисного виводу ПС на небезпечні режими польоту.

Вертольоти порівняно з літаками є більш підданими до обмерзання, це пов'язано з тим, що вони мають меншу швидкість польоту. При горизонтальному польоті вертольоту лід зазвичай відкладається на гвинтах, всіх лобових часинах, носовій частині кабіни, стабілізаторі, на шасі, антенах тощо. У режимі набору висоти, вертикального зниження або під час висіння льодом вкриваються лише гвинти. При переохолодженому дощі, мряці, мокрому снігу, окрім гвинтів можуть вкриватися льодом і інші частини вертольоту.

Найбільший вплив обмерзання здійснює на аеродинаміку лопатей несучого гвинта вертольоту. Наростання льоду відбувається по всій лопаті нерівномірно. Найбільш інтенсивним обмерзання є біля основи лопаті, де лінійна швидкість точки лопаті є меншою порівняно з кінцевою частиною. При сильному обмерзанні лопатей падають оберти несучого гвинта, що приводить до зменшення швидкості польоту, аж до спонтанної втрати висоти. У результаті обмерзання хвостового гвинта порушується шляхова швидкість сталість і шляхове управління вертольотом, з'являється трясіння вертольоту.

Вхідні пристрої двигунів вертольотів також піддані обмерзання. Лопатки направляючого апарату і стійки двигуна, внаслідок відносно малих розмірів інтенсивно вкриваються льодом. Ефект адіабатичного охолодження має особливий вплив на роботу вертольоту в режимі висіння, під час злету і посадки, коли двигун працює на підвищених обертах.

Літаки і вертольоти можуть вкриватись льодом не тільки під час польоту, але і на землі. Відкладення льоду на ПС під час їх стоянки на землі та під час руління називається наземним обмерзанням.

Існує багато видів наземного обмерзання. Однак всі вони зведені до трьох основних груп.

Першу групу складають іній, твердий (кришталевий) наліт та подібні йому відкладення.

Вони виникають при від'ємній температурі поверхні ПС, причому температура поверхні повинна бути нижчою за температуру повітря. Ці види відкладення льоду утворюються в результаті сублімації водяної пари. При дуже низькій температурі в результаті перенасичення повітря водяною парою утворюється кришталева паморозь. Щільність цих видів відкладення є невеликою, лід прилипає неміцно і порівняно легко видаляється.

Другу групу представляють паморозь та ожеледь, що утворюються при переохолодженому дощі, мряці або льодяному тумані. Великі переохолоджені краплі під час зіткнення з поверхнею ПС, розтікаються і замерзають. Дрібні краплі за рахунок великого викривлення поверхні, значної сили щеплення швидко замерзають не розтікаючись. В цьому випадку виникає крупнозернистий кришталевий лід, який видаляється дуже важко.

Третя група включає льодові відкладення, що утворюються в результаті замерзання роси, мокрог снігу і краплин дощу. Особливо небезпечним є мокрий сніг, що випадає при температурі, близькій до 0°C та замерзає в результаті раптового похолодання. Відкладення льоду при наземному обмерзанні буває несиметричним. Лід відкладається в першу чергу на боці, оберненому до вітру. Товщина його шару є неоднаковою. При злеті обледенілого ПС виникає передчасний і різкий зрив потоку з крила, пілотування відбувається на великих кутах атаки, що є дуже небезпечним. Коефіцієнт відриву  $C_{yl\text{відр}}$  для обледенілого ПС на 15-20% менший за нормальний.

У експлуатаційних заходах передбачається проведення робіт з видалення з ПС відкладень льоду, зліт обледенілого ПС **забороняється**.

### 3.2.3 Способи боротьби з обмерзанням

Способи боротьби з обмерзанням діляться на активні і пасивні. Активні способи боротьби передбачають запобігання утворення льоду або видалення льоду, якщо він утворився, за допомогою льодозапобіжної системи. При роботі льодозапобіжної системи допускається деяке залишкове льодоутворення за умов, що воно не впливатиме на льотно-експлуатаційні характеристики ПС.

Активні способи боротьби за їхньою технічною реалізацією поділяється на термічні, хімічні та механічні. Льодозапобіжні системи, які ґрунтуються на термічному способі видалення льоду є найбільш поширеними. Цей спосіб забезпечує підвищення температури поверхонь, що вкриваються льодом, вище 0°C. Також доволі часто застосовуються повітряно-теплові льодозапобіжні пристрої, що забезпечують необхідний нагрів передніх частин крила та хвостового оперення, повітрозабірників і скла кабіни екіпажу через подавання гарячого повітря від двигуна. Частіше застосовуються електротеплові льодозапобіжні системи, в яких робочою частиною є струмопровідний шар. Для зменшення витрати електроенергії ця система працює імпульсами. Обігрів скла кабіни і приймача показчика швидкості здійснюється дротовим опором.

Хімічний спосіб оснований на зменшенні зчеплення льоду з поверхнею ПС або зменшенні температури замерзання води. Для зменшення сили зчеплення льоду з обшивкою ПС використовуються різні захисні покриття у вигляді лаків, паст або змазок. Однак ці засоби не дають бажаного результату. Широке застосування отримало змочування поверхонь рідинами, що знижують температуру замерзання води. До таких рідин відносяться спирти, суміш спирту із гліцерином тощо.

Цей спосіб використовується для захисту від обмерзання гвинтів і скляної частини кабіни. Він застосовується і для захисту від обмерзання хвостового оперення. Головні його недоліки складаються у обмеженості дії

за часом, складності конструкції льодозапобіжної системи, у необхідності мати значний запас рідини на борту ПС.

Механічний спосіб складається у механічному видаленні льоду, що утворився, з лобових частин площин і хвостового оперення. Цей спосіб застосовується у не швидкісних літаках. Змонтовані на носку крила (або оперення) протектори мають декілька поздовжніх камер. До них по черзі подається стисле повітря; камери збільшуються і ламають лід, який скидається повітряним потоком. Недоліком цієї льодозапобіжної системи є порушення аеродинамічних характеристик крила і оперення під час здуття протекторів, а також у слабкій їхній ефективності.

З обмерзанням ПС можна боротись також електромеханічним способом, але він не отримав поки ще достатньо широкого розповсюдження.

Пасивні способи боротьби з обмерзанням передбачають прийняття необхідних мір для обходу зон можливого обмерзання або своєчасного виходу з них. Для цього перед польотом екіпаж зобов'язаний ретельно вивчати метеорологічну обстановку, особливу увагу звернувши районам, де можливе обмерзання. Перед входженням до зони обмерзання льотчику необхідно застосовувати всі льодозапобіжні засоби, що є в наявності та прийняти правильне рішення щодо подальшого польоту з урахуванням метеорологічних умов. Якщо обмерзання продовжується і немає впевненості у небезпечності польоту, командир ПС із дозволу органів ОНР зобов'язаний змінити висоту польоту для виходу з зони обмерзання (рисунок 3.10).

Взимку доцільно виходити з зони обмерзання вгору, до області більш низьких температур, а влітку і у перехідні періоди року – вниз, до області додатних температур.

Для боротьби з обмерзанням може застосовуватись маневр швидкістю, метою якого є використання ефекту кінетичного нагріву ПС. Льотчик повинен не пропустити момент початку обмерзання ПС, тому, що через деякий час при швидкому наростанні льоду збільшення швидкості може призвести до підвищення інтенсивності обмерзання.

Під час польоту в зоні обмерзання на літаках, що мають широкий діапазон швидкостей, збільшення швидкості до 700 км/год та змінення висоти польоту, у більшості випадків, забезпечує швидкий вихід з зони обмерзання. Особливо ефективно маневр швидкістю можна використовувати на надзвукових швидкостях.



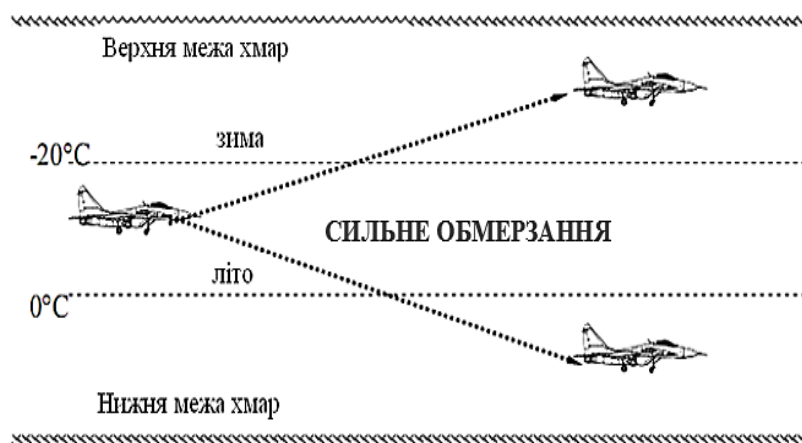


Рисунок 3.10 – Вихід із зони обмерзання у хмарах

Способи боротьби з наземним обмерзанням зводиться до переведу льоду в рідкий стан і до подальшого зберігання води в рідкому стані або її випаровування. Для цього використовуються термічний та фізико-хімічний способи видалення льоду. Існують також комбіновані способи, що передбачають одночасне застосування теплоносія і розчину, що знижує температуру замерзання води. Найбільш ефективним є ангарне збереження ПС та їхнє заохління.

*Контрольні запитання:*

1. Надайте визначення поняттю обмерзання. Які умови сприяють появі цього явища погоди?
2. Які існують форми і види відкладення льоду на поверхні ЛА?
3. Як за способом Годске визначається можливість обмерзання?
4. Які характеристики польоту ЛА сприяють послабленню обмерзання?
5. Які існують способи боротьби з обмерзанням?

### 3.3 Вплив атмосферної турбулентності на політ літака

#### 3.3.1 Загальні відомості про турбулентність та її вплив на політ

Під час виконання польоту літальні апарати піддаються впливу різних збурень атмосфери, при яких літак випробовує різної сили вібрації, кидки. Таке явище називають турбулентністю атмосфери (бовтанкою). Її вплив дуже сильно дається впливає на виконання поставлених задач і відповідно на безпеку полетів. Сильна бовтанка та її тривалий вплив на літальний апарат може призвести до його руйнування. Тому від спеціалістів метеослужби вимагається точний аналіз і прогноз цього явища погоди, яке відноситься до небезпечного для авіації.

Серед метеорологічних явищ, що впливають на польоти ПС, одним з найбільш небезпечних є атмосфера турбулентність.

*Турбулентним рухом* – називається такий рух, при якому траєкторії часток перетинають одна одну, внаслідок чого відбувається перемішування атмосферного повітря. Лінії токів, поля швидкості та тиску мають дуже складний вигляд.

Атмосфера практично завжди знаходиться у турбулентному стані. Основною причиною турбулізації повітряних течій є контрасти в полях вітру і температури, що виникають в атмосфері. Різні процеси формують ці контрасти. До таких процесів слід віднести:

- тертя повітряного потоку з поверхнею землі і як наслідок – великі градієнти вітру в нижньому шарі;
- деформація повітряних течій горами;
- неоднаковий нагрів різних ділянок підстильної поверхні, що викликає термічну конвекцію;
- процеси хмароутворення, при яких виділяється тепло конденсації та змінюється характер полів температури та вітру;
- взаємодія різних за своїми властивостями повітряних мас, на межі яких спостерігається дуже різко виражені горизонтальні градієнти температури і вітру;
- наявність інверсійних шарів, на яких можуть виникати гравітаційні хвилі, що втрачають при певних умовах, сталість.

Ці процеси можуть діяти одночасно, тим самим посилюючи або послаблюючи турбулізацію атмосфери. При класифікації турбулентності зазвичай до уваги беруть не причини її виникнення, а особливості розвитку і виділяють механічну (орфографічну), термічну (конвективну) та динамічну турбулентність.

*Механічна турбулентність* утворюється в результаті тертя повітряного потоку із землею поверхнею. Інтенсивність залежить від шорсткості (нерівності) підстильної поверхні і швидкості вітру.

*Термічна турбулентність* утворюється за рахунок нерівномірного прогріву земної поверхні або адвекції холодного повітря на теплу підстильну поверхню і коли, при цьому, вертикальні градієнти температури повітря досягають понададіабатичних значень.

В умовах термічної турбулентності при достатньому вологовмісті утворюється конвективна хмарність. Процеси, які відбуваються у хмарності, супроводжуються турбулентністю як всередині хмарності, так і довкола неї.

Турбулентність термічного походження частіше за все спостерігається у пограничному шарі атмосфери, а у випадках коли вона пов'язана з конвективною хмарністю, може досягати тропопаузи.

*Динамічна турбулентність* виникає в атмосфері в шарах, де спостерігаються великі вертикальні і горизонтальні зсуви вітру і

температури. Збільшення градієнтів вітру і температури у атмосфері може призвести до утворення гравітаційних і гравітаційно-зсувових хвиль, які при певних умовах можуть руйнуватись і переходити до турбулентних вихорів меншого масштабу.

Динамічна турбулентність має сферу розповсюдження від поверхні землі до стратосфери. Максимальна її повторюваність відмічається на висотах 8-12 км.

Особливу небезпеку представляє турбулентність ясного неба (ТЯН) тому, що завжди виявляється раптовою для льотчика. Вона спостерігається у вільній атмосфері поза зоною конвективної діяльності, а також у пір'ястих хмарах, її виникнення обумовлене термодинамічними, а у гірських районах орфографічними причинами.

### 3.3.2 Структура турбулентності, що викликає бовтанку літака. Поняття про перевантаження літаків

При оцінці умов польоту необхідно приймати до уваги імовірність виникнення, структуру і тривалість існування турбулентних зон, в яких може спостерігатись бовтанка.

Структура турбулентних зон має складний вигляд та по різному впливає на різні види літаків і вертольотів.

Встановлено, що на дозвукові літаки здійснюють вплив вихори, що мають розміри від декількох десятків до декількох сотень метрів, а на надзвукові – від декількох сотень до декількох тисяч метрів.

Дуже великі вихори втягують літак до свого потоку. При цьому у літаку не відчувається бовтанки, а разом з потоком здійснює повільне змінення висоти польоту. На дуже дрібні турбулентні вихори літак також не реагує, оскільки вони мають різні знаки і взаємокомпенсуються.

Горизонтальна і вертикальна структура турбулентних зон є дуже складною. Водночас можуть зустрічатись як суцільні (безперервні) турбулентні зони, так і переривчасті, які складаються з декількох локальних турбулентних ділянок.

Тривалість існування (збереження) турбулентних зон може сильно змінюватись. Зареєстровані випадки, коли турбулентний режим зберігався на протязі доби і більше. Однак імовірність збереження турбулентності протягом 6 годин і більше, як правило не перевищує 50-60% практично на всіх висотах як у тропосфері, так і стратосфері. Товщина турбулентних зон у тропосфері в середньому складає 300-600 м, у стратосфері зменшується до 200-300 м. В зоні атмосферних фронтів та хмарних систем вона може досягати декількох кілометрів.

У верхній тропосфері і стратосфері товщина турбулентних зон зі збільшенням широти зменшується від 1400 м в південних широтах до 400 м в північних.

Горизонтальна протяжність турбулентних зон  $\varepsilon$  у декілька разів більшою за їхню товщину та змінюється від декількох кілометрів до декількох сотень, а в зоні атмосферних фронтів і тисяч кілометрів.

Повторюваність турбулентних зон має добре виражений річний хід. В теплу пору року невелика повторюваність спостерігається у тропосфері помірних широт. Інтенсивність термічної турбулентності у цей період досягає максимуму у післяполудневі години. У холодну пору року максимум повторюваності переміщується до стратосфери.

З висотою повторюваність турбулентності змінюється від максимуму у нижньому шарі тропосфери до мінімуму в середній тропосфері і потім до максимуму в районі тропопаузи. Максимальна повторюваність турбулентних зон у помірних широтах північної півкулі спостерігається на висотах 8-12 км і складає у середньому 12%. В південних районах повторюваність турбулентності зростає в середньому до 16-18%.

Таким чином, у атмосфері на різних рівнях постійно існують турбулентні вихори різного масштабу. Ці вихори розвиваються, зникають, переміщуються і всі по різному впливають на літак, що пролітає крізь них.

Політ ПС в турбулентній атмосфері супроводжується трясінням і неупорядкованими рухами по вертикалі, появою перевантаження.

*Перевантаженням* називають відношення суми всіх сил, що впливають на літак до ваги літака:

$$n = \frac{P + R}{G}, \quad (3.12)$$

де  $P$  – сила тяги двигуна,

$R$  – повна аеродинамічна сила ( $R = X + Y + Z$ ),

$G$  – сила ваги літака.

На практиці перевантаження частіше за все представляють у вигляді трьох складових за напрямом осей системи координат, пов'язаної з літаком (рисунок 3.11).

Перевантаженням у будь якому напрямі називається число, яке показує у скільки разів складова повної аеродинамічної сили, що впливає на літак в цьому напрямі, є більшою або меншою за його вагу:

$$n_x = \frac{R_x}{G}, \quad (3.13)$$

$$n_y = \frac{R_y}{G}, \quad (3.14)$$

$$n_z = \frac{R_z}{G}, \quad (3.15)$$

де  $R_x, R_y, R_z$ , - складові поверхневих сил у проекції відповідно до осей  $X, Y$ , і  $Z$ .



Рисунок 3.11 – Повне перевантаження та її складові за осями

У розрахунках міцності ПС вирішальне значення має перевантаження у напрямі підйімальної сили,  $n_y$ , тому це часто ототожнюють з перевантаженням в цілому. Однак в окремих випадках перевантаження у напрямі сили лобового опору  $n_x$  також може бути істотним.

При польоті у турбулентній атмосфері підймальна сила безперервно змінюється за рахунок миттєвого змінення швидкості обтікання літального апарату, викликаного горизонтальними пульсаціями швидкості вітру, в також в результаті впливу на літак більш небезпечних вертикальних потоків, що змінюють кут атаки. Це призводить до порушення рівноваги сил (в першу чергу підйімальної сили), що діють на літак і виникнення знакозмінних перевантажень. В цьому випадку перевантаження літака дорівнює

$$n = \frac{Y + \Delta Y}{G} = 1 + \Delta n , \quad (3.16)$$

де  $\Delta Y$  – приріст підйімальної сили;

$\Delta n$  – приріст перевантаження ( $\Delta n = \Delta Y/G$ ).

Доволі часто для оцінки інтенсивності бовтанки користуються поняттям «приріст перевантаження»

$$\Delta n = n - 1. \quad (3.17)$$

Для визначення фізичного змісту цієї характеристики припустимо, що літак, який здійснює горизонтальний політ з постійною повітряною

швидкістю (сталий рух) потрапив до зони сильних висхідних рухів повітря. Під дією вертикального пориву підймальна сила  $Y$  збільшується, отримавши приріст  $\Delta Y$ , тоді сталий рух буде порушено, літак отримає прискорення, що дорівнюватиме

$$j = g \frac{\Delta Y}{G}, \quad (3.18)$$

або

$$j = g \Delta n,$$

звідки

$$\Delta n = \frac{j}{g}. \quad (3.19)$$

Таким чином, приріст перевантаження є прискоренням, яке отримає літак під час польоту в турбулентній атмосфері, виражене у долях прискорення вільного падіння  $g$ .

Перевантаження під час польоту може вимірюватись візуально (за відчуттями екіпажу), акселерометрами – приладами, що фіксують величину прискорення, або акселерографами – приладами, що не тільки фіксують, але і записують величину прискорення літака. Поява знакозмінних прискорень, лінійних коливань центру тяжіння літака та кутових коливань відносно центру тяжіння називається *бовтанкою*. При потраплянні до зони бовтанки раптово і у значних межах змінюється висота, курс, швидкість і режим польоту, погіршується сталість і керованість ПС.

При зустрічі з інтенсивним висхідним потоком повітря літак випробовує кидок до гори і може перейти до пікірування з недопустимим збільшенням швидкості (рисунок 3.12а). Під впливом низхідного потоку великої швидкості відбувається кидок до низу, і ПС може вийти на великі кути калібрування з недопустимим зниженням швидкості (рисунок 3.12б).

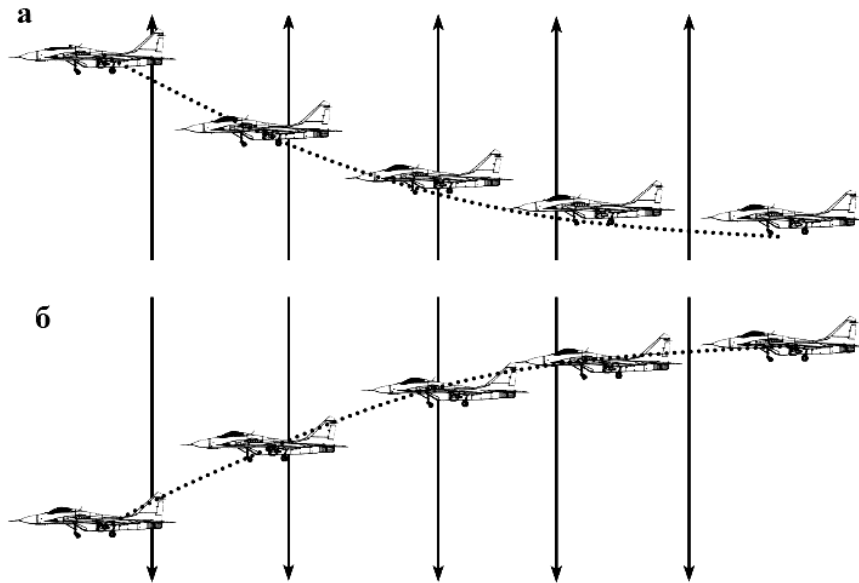


Рисунок 3.12 – Вплив на політ літака висхідних (а) та низхідних (б) повітряних потоків

На етапі злету і посадки бовтанка є небезпечною тим, що в наслідок сильної турбулентності можуть з'явитись значні кидки літака вверх і донизу по відношенню до розрахункової траєкторії набору висоти (зниження). Якщо кидки вверх можуть призвести до того, що ПС опиниться на надкритичних кутах атаки, що є найбільш небезпечним під час злету літака, то кидки донизу можуть призвести до зіткнення з земною (водною) поверхнею, що є однаково небезпечним як під час злету, так і під час посадки.

### 3.3.3 Оцінка інтенсивності турбулентності

Атмосферну турбулентність, що викликає бовтанку ПС у залежності від її інтенсивності і у відповідності до правил ІКАО прийнято поділяти на слабку, помірну і сильну (таблиця 3.3).

Таблиця 3.3 – Шкала оцінки інтенсивності турбулентності

Інтенсивність турбулентності (бовтанка)	Діапазон збільшень, долі g	Швидкість поодинокого пориву, м/с
Слабка	$ \Delta n  \leq 0,5$	<10
Помірна	$0,5 <  \Delta n  \leq 1$	10÷15
Сильна	$ \Delta n  > 1$	> 15

Під час заходу літака на посадку, зменшується швидкість його ширяння, а сталість і керованість погіршуються порівняно з

горизонтальним польотом. Необхідна при цьому підймальна сила утворюється за рахунок використання елементів механізму крила. Перевантаження до  $\pm 0,3$  фіксується як слабка бовтанка, від  $\pm 0,3$  до  $\pm 0,4$  – помірна і вище за  $0,4$  – сильна бовтанка.

При *слабкій бовтанці* відчуваються часті товчки літака, спостерігається похитування літака з крила на крило та незначне зміння висоти польоту. Режим польоту зберігається, але екіпаж відчуває неприємні відчуття.

При *помірній бовтанці* спостерігаються рідкісні тремтіння та окремі кидки літака, які часто супроводжуються великими кренами. При великих від'ємних перевантаженнях (кидок донизу) відчувається невагомість, а при додатних (кидок догори) – сильне притиснення до крісла. При помірній бовтанці незакріплені прикмети починають зміщуватись.

При *сильній бовтанці* мають місце дуже сильні і різкі кидки літака, які супроводжуються великими перевантаженнями. Режим польоту порушується, використання автопілота дуже ускладнюється. Погіршується керованість літака, що може призвести до виникнення позаштатної ситуації на борту.

При потраплянні літака до зони інтенсивної бовтанки зазвичай *рекомендується зменшувати* швидкість польоту, однак у будь-якому випадку вона не повинна бути меншою за швидкість, при якій забезпечується стійкій політ.

Перевантаження зменшується при збільшенні висоти польоту в результаті зміння щільності повітря. Однак небезпечність інтенсивної бовтанки з висотою зростає з причини погіршення сталості літака (політ відбувається на кутах атаки, близьких до гранично допустимих).

Рівень турбулентної енергії в атмосфері визначається за допомогою безрозмірного параметру, який називають числом Річардсона:

$$Ri = \frac{g}{T} \frac{\gamma_a - \gamma}{\beta^2}, \quad (3.20)$$

де  $g$  – прискорення вільного падіння;

$\bar{T}$  – середня температура в шарі  $\Delta z$ ;

$\gamma_a - \gamma$  – параметр термічної стійкості;

$\beta = \frac{\Delta u}{\Delta z}$  - параметр динамічної стійкості (вертикальний зсув вітру).

Число Річардсона широко використовується у якості критерію стійкості атмосфери; при  $Ri < 0$  стратифікація атмосфери є нестійкою, збільшується інтенсивність турбулентності, як наслідок, зростає інтенсивність бовтанки літака. При  $Ri = 0$  стратифікація атмосфери є незначною, при  $Ri > 1$  – стійкою, турбулентність згасає, інтенсивність бовтанки зменшується.



Індекс Елрода є результатом об'єктивної методики прогнозування турбулентності ясного неба (ТЯН). Індекс розраховується на основі інформації про горизонтальну деформацію вертикального зсуву вітру, отриману з прогностичних чисельних моделей [9].

Предикторами деформації є:

- деформація зсуву

$$DSH = \frac{dv}{dx} + \frac{du}{dy}, \quad (3.21)$$

де

$u$  і  $v$  – компоненти горизонтального вітру.

- деформація розтягнення

$$DST = \frac{du}{dx} - \frac{dv}{dy}, \quad (3.22)$$

- повна деформація

$$DEF = \sqrt{DST^2 + DSH^2}, \quad (3.23)$$

- конвергенція

$$CVG = -\left(\frac{du}{dx} + \frac{dv}{dy}\right) \quad (3.24)$$

- вертикальний зсув вітру

$$VWS = \frac{\sqrt{\Delta u^2 + \Delta v^2}}{\Delta z} \quad (3.25)$$

де

$\Delta u$  і  $\Delta v$  різниця складових  $u$  і  $v$  відповідно на двох різних ізобаричних поверхнях, що обмежують шар товщиною  $\Delta z$  для якого ведеться розрахунок[9].

Значення індексу ТЯН (індекс Елрода) для відповідного рівня розраховується за наступною формулою:

$$TI2 = VWS \cdot (DEF + CVG). \quad (3.26)$$

Порогові значення індексу інтенсивності ТЯН запропоновані Елродом наведені у таблиці 3.4[9].

Таблиця 3.4 – Порогові значення індексу інтенсивності ТЯН

Інтенсивність ТЯН	Індекс $T/2$
Слабка	4
Помірна	8
Сильна	12

Але слід зауважити, що ці параметри мають суто суб'єктивний характер оскільки вони є невідкаліброваними і залежать від сприйняття пілотом ступеню турбулентності, яка в свою чергу, залежить від ваги, літака, швидкості польоту і аеродинамічних характеристик повітряного судна[9].

### 3.3.4 Турбулентність в струминних течіях, в хмарах різних форм і в гірських районах

Зони турбулентності зустрічаються по всій товщині тропосфери і у стратосфері. Вони залежать від стійкості повітряної маси, характеру метеорологічної обстановки та рельєфу місцевості. Турбулентність є максимальною в нижній тропосфері, мінімальною в середній, а потім зростає з висотою. Місцезаляження турбулентних зон пов'язано з тими районами, в яких спостерігаються підвищення значень вертикальних і горизонтальних зсувів вітру, а також вертикального градієнту температури, де вказані характеристики набувають суттєвих змінень.

Інтенсивна турбулентність може спостерігатись як під час польоту в хмарах або поблизу до них, так і при ясном небі.

Розглянемо основні види турбулентності, що викликають бовтанку літака. До них відносяться:

- механічна турбулентність;
- термічна турбулентність;
- динамічна турбулентність;
- турбулентність при ясном небі.

*Механічна турбулентність*, яка викликає орографічну бовтанку, залежить від нерівності земної поверхні, швидкості вітру і взаємного положення напрямку вітру та напрямку хребта. Причиною турбулізації повітряного потоку в цьому випадку є втрата його стійкості із зсувом вітру у пограничному шарі. Нерівності рельєфу обумовлюють появу збурень, амплітуда яких збільшується у нестійкому потоці. Ці збурення при руйнуванні породжують турбулентні зони. Збурення, що виникають за рахунок нерівностей земної поверхні, часто носять хвильовий характер, проникаючи до шарів повітря, що знаходяться вище. Ці хвилі зміщуються по потоку зі згасаючою амплітудою і простежуються до висот що, у 4-5 разів перевищують висоту орографічної перешкоди (гірського хребта), і на

відстанях, що є у 10-20 разів більшими за висоту перешкоди. Згідно зі С.М. Шметером, можна виділити чотири типи обтікання гір повітряним потоком (рисунок 3.13).

*Перший тип* обтікання (рисунок 3.13 а) характеризується слабким вітром біля вершин хребта. В цьому випадку лінії току зміщенні слабо, і турбулентність, що викликає бовтанку літака, практично відсутня.

*Другий тип* обтікання (рисунок 3.13 б) спостерігається при швидкості вітру біля вершин хребта, що дорівнює 5-7 м/с. На навітряній стороні хребта спостерігається збіжність потоку і максимальне зміщення ліній току, а на підвітряній стороні – стоячий вихор з горизонтальною віссю (ротор), розміри якого, за даними експериментальних досліджень, можуть сягати декількох сотень метрів.

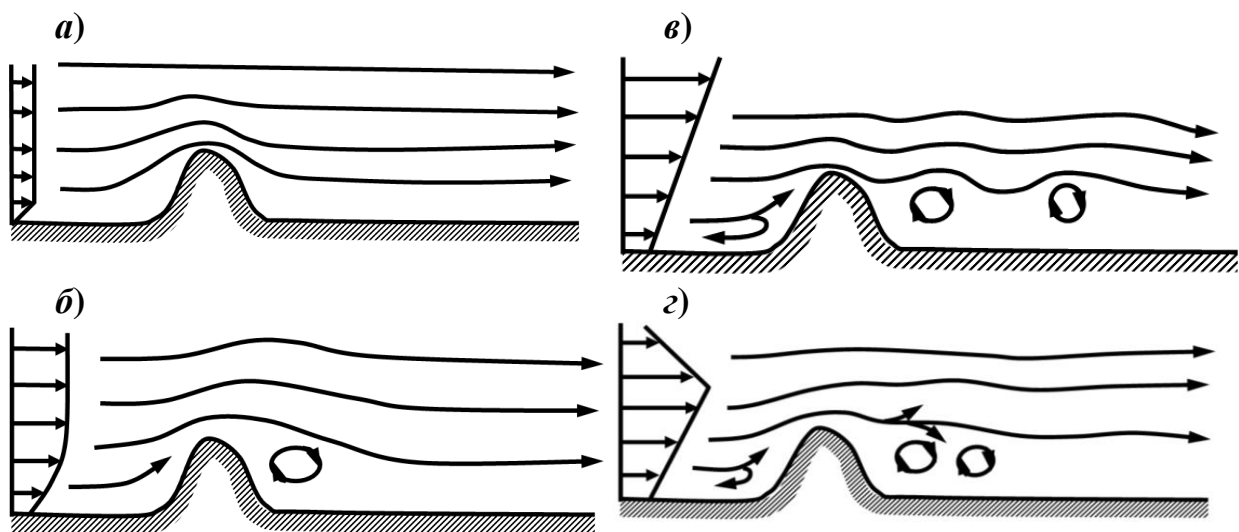


Рисунок 3.13 – Структура повітряного потоку над горами

*Третій тип* обтікання (рисунок 3.13 в) характеризується постійним збільшенням швидкості вітру з висотою, яка біля вершини хребта перевищує 8-10 м/с. Такі умови є сприятливими для виникнення з підвітряної сторони роторів, здатних відриватись від хребта і переноситися по повітряному потоку. Над зоною роторів виникає система підвітряних хвиль, що затухають по мірі віддалення від хребта, в гребнях яких можуть виникати сочевицеподібні хмари.

При *четвертому типі* обтікання гір повітряним потоком вітер посилюється до висоти, що приблизно у 1,5 рази перевищує висоту гірського хребта, а потім різко слабшає (рисунок 3.13 г). В цьому випадку за хребтом спостерігається дуже сильна турбулентність, квазістаціонарні вихори, потоки в яких обертаються в різних напрямках.

Інтегральна картина виникнення турбулентних зон при обтіканні хребта повітряним потоком (за Шметтером) представлена на рисунку 3.14.

Для утворення підвітряних хвиль найсприятливішими є прямі гірські ланцюги великої протяжності. Окремі гори і хребти невеликої протяжності повітря частково обтикає збоку, зменшуючи тим самим деформацію повітряного потоку. При викривленому хребті турбулізація повітряного потоку буде більшою на увігнутих по відношенню до напрямку потоку ділянках хребта, оскільки у цих випадках «все повітря» вимушене підійматися вгору і перевалювати через гірський хребет, а не обтикати його.

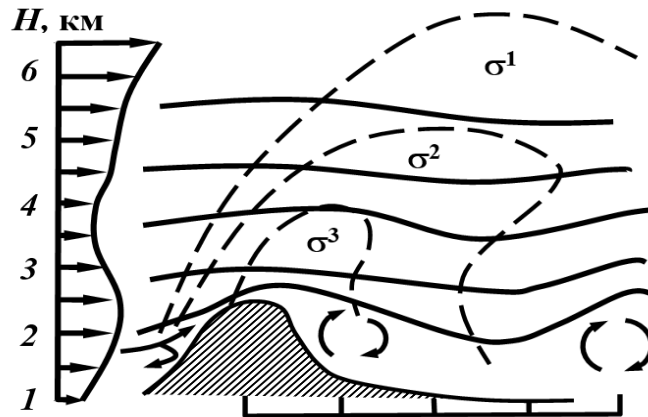


Рисунок 3.14. Характеристика турбулентних зон над горами. Зони:  $\sigma^1$  – слабка;  $\sigma^2$  – помірна;  $\sigma^3$  – сильна бовтанка

Довжина підвітряних хвиль залежить від швидкості вітру ступеню термічної стійкості потоку. Більш короткі хвилі спостерігаються при порівняно слабкому вітрі і більшій термічній стійкості. Для оцінки довжини підвітряної хвилі можна скористатися формулою

$$L = 0,6u - 3, \quad (3.27)$$

де  $L$  – довжина хвилі, км;

$u$  – середня швидкість вітру в шарі хвилеутворення, м/с.

Вертикальні токи у хвилях над горами висотою 500-1000 м складають 2-3 м/с, над більш високими горами можуть сягати 15 м/с і навіть більше.

Максимальні швидкості вертикальних потоків спостерігаються на рівні, що знаходиться на висоті хребта, і зменшуються з висотою. Для польотів літака найбільшу небезпеку представляють низхідні токи, оскільки льотчик, потрапивши до сильного низхідного потоку, не завжди встигає своєчасно набрати безпечну висоту польоту.

Над рівнинною місцевістю товщина шару механічної турбулентності у середньому складає біля 100 м і залежить від висоти наземних перешкод і швидкості повітряного потоку. інтенсивність бовтанки в цьому шарі, як правило, не перевищує помірної.

Над великими містами і з підвітряної їх сторони товщина шару турбулентності збільшується до 200 м, інтенсивність бовтанки в ньому зростає. Вплив міста на посилення бовтанки в підвітряній частині передмістя розповсюджується від краю міста на відстань, що дорівнює ширині міста.

Посилення турбулентності обумовлено як термічними (збільшення градієнтів температури у приземному шарі), так і механічними (підвітряне вихроутворення) причинами.

Сумарна інтенсивність турбулентності  $\sigma$  оцінюється за формулою

$$\sigma = 1,1\sqrt{\sigma_T^2 + \sigma_M^2} . \quad (3.28)$$

Інтенсивність турбулентності  $\sigma$  переводитися в інтенсивність бовтанки по спеціальній шкалі (табл. 3.5).

Таблиця 3.5 – Шкала переводу  $\sigma$  в інтенсивність бовтанки для рівнинної місцевості

Інтенсивність турбулентності	Інтенсивність бовтанки
$\sigma < 0,4$	Слабка
$0,4 < \sigma < 0,7$	Помірна
$\sigma > 0,7$	Сильна

Оцінюючи можливість розвитку орографічної турбулентності, необхідно *обов'язково* враховувати наступне:

1) Змінення синоптичних умов. Особливу увагу тут слід приділити питанню наближення або проходження атмосферних фронтів, які викликають різкі змінення в розподілі вітру в температурі з висотою;

2) Наявність струминних течій. Великі зсуви вітру, що спостерігаються на периферії струминної течії, сприяють більшій турбулізації повітряного потоку.

3) Особливості рельєфу. Як правило, гірські райони складаються з ряду окремих вершин і хребтів. Збурення, які утворює кожна перешкода, при взаємодії може суттєво змінити загальну картину хвильового потоку.

4) Добові і сезонні зміни. В ясну погоду радіаційне вихолодження повітря сприяє утворенню інверсій в нижньому шарі, а відповідно, і розвитку підвітряних хвиль. Окрім того, в кожному районі є і сезонні зміни повторюваності хвильових явищ. За даними Ферхготта, над підвітряними схилами хребтів висотою до 1000 м гірські хвилі з'являються протягом всього року, а над більш високими гірськими хребтами найчастіше зустрічаються взимку.

Термічна турбулентність є одним з найбільш поширених видів турбулентних рухів. Вона представляє собою вертикальні пульсації

швидкості вітру, причиною яких є дія сили плавучості на частинки повітря, тобто вертикальні переміщення окремих об'ємів повітря за рахунок відмінності у щільності по відношенню до довколишнього повітря (конвекція).

Конвекція виникає в умовах нестійкої стратифікації або при неоднорідному прогріві підстильної поверхні.

При нестійкій стратифікації термічна турбулентність обумовлюється спонтанною конвекцією, яка може виникати на будь-якій висоті, але найчастіше спостерігається біля поверхні землі.

У пограничному шарі атмосфери наряду із спонтанною конвекцією зазвичай одночасно виникає і контактна конвекція. В умовах байдужої або малостійкої стратифікації термічна турбулентність обумовлена лише контактною конвекцією, інтенсивність якої зростає зі збільшенням контрастів між полем температури і підстильної поверхні.

Слід зауважити, що в процесі зародження термічної турбулентності, визначну роль відіграє механічна турбулентність, особливо під час розвитку спонтанної конвекції.

Термічна турбулентність найчастіше розвивається при малохмарній погоді. У ранкові години по мірі руйнування приземної інверсії, починаючи від поверхні землі стратифікація стає нестійкою і починає розвиватися конвекція. Наприкінці дня конвекція у пограничному шарі слабшає, причому на різних висотах цей процес відбувається нерівномірно, внаслідок чого в цьому шарі протягом деякого часу існують рівні, на яких на фоні відносно слабкої турбулентності спостерігається бовтанка.

Середня товщина шару термічної турбулентності складає біля 1,5 км, а у степових і пустельних районах може сягати 2,5-3 км. Інтенсивність бовтанки зазвичай не перевищує помірної, лише на висотах 100-200 м іноді спостерігається сильна бовтанка.

Повторюваність бовтанки у хмарах різних форм є неоднаковою і залежить від фізичних причин виникнення хмарності того або іншого типу. Наприклад, в хмарній системі *As-Ns*, утворення якої відбувається при порівняно слабких вертикальних токах (сантиметри на секунду), повторюваність бовтанки складає 30 %, в хмарах вертикального розвитку (вертикальні токи – десятки метрів на секунду) повторюваність бовтанки складає близько 100 %.

В таблиці 3.6 наведені дані повторюваності бовтанки літаків у хмарах різних форм.

Під час польоту в хмарах шаруватих форм бовтанка (по інтенсивності) рідко перевищує помірну. Частіше за все це слабка бовтанка. Найбільші перевантаження під час польоту в хмарах шаруватих форм спостерігаються біля верхньої межі хмарності, особливо у випадках, коли ці хмари неоднакової щільності.

Таблиця 3.6 – Повторюваність (%) бовтанки літаків у хмарах різних форм

Форма хмар					Без уточнення форми
St, Sc	Ns-As	Ac	Ci, Cs, Cc	Cu, Cu cong, Cb	
34	30	29	34	95	40

У конвективних хмарах вертикальні рухи поділяються на потоки, тобто квазівпорядковані рухи, напрям і швидкість яких протягом декількох хвилин міняються мало, і на пориви, що характеризуються швидкозмінними швидкостями і напрямми. До поривів зазвичай відносяться турбулентні вихори, які викликають бовтанку літака. Горизонтальні розміри цих вихорів не перевищують деякого практичного значення, яке, по оцінкам різних досліджень, знаходиться в межах 100-500 м. В купчастих хмарах, що розвиваються, висхідні потоки займають 70-80 % об'єму, і лише біля їх бокових країв повітря осідає. Швидкість вертикальних потоків в середньому складає 3-5 м/с, а низхідних – 0,3-0,5 м/с. Бовтанка в купчастих хмарах і біля їх країв зазвичай буває слабкою.

В потужнокупчастих і купчасто-дощових хмарах частина об'єму повітря, занятого висхідними потоками, складає біля 40 %, а решта частина повітря знаходиться у сильно турбулізованому стані. Горизонтальні розміри вертикальних потоків у цих хмарах сягають 10-12 км при середньому «діаметрі» 1,5 км. Максимальні швидкості висхідних потоків частіше за все є близькими до 30-40 м/с, а в особливо потужних хмарах сягають 60 м/с і більше. В цих хмарах завжди спостерігається сильна бовтанка. По мірі віддалення від зовнішнього краю хмарності бовтанка швидко зменшується.

Практика полетів виявила цікаве явище, яке отримало в літературі назву «бовтанка біля країв хмар». Було помічено, що інтенсивність бовтанки помітно збільшується при вході в хмарність і при виході з неї

Це явище можна пояснити наступним чином. Як відомо, тяга двигуна є прямо пропорційною масі повітря, яке через нього проходить. Тому, коли літак входить у хмару, до двигуна разом із повітрям потрапляють і хмарні краплини. Це призводить до збільшення загальної маси повітря (сконденсована водяна пара), що проходить через двигун за одиницю часу, а відповідно, і збільшенню його тяги. Збільшення тяги двигуна викликає збільшення підйімальної сили і як наслідок – підкидання літака вверх. Під час виходу з хмарності спостерігається зворотна картина.

Динамічна турбулентність виникає під час втрати стійкості і руйнування повітряних хвиль, довжина яких не перевищує декількох кілометрів. Ці хвилі утворюються біля поверхні розділу, де наряду с різким змінням щільності повітря спостерігається тангенціальний розрив швидкості вітру.

У вільній атмосфері розрив щільності повітря з одночасним змінням швидкості вітру спостерігається в зоні атмосферних фронтів і струминних течій, в шарі тропопаузи і так далі. Біля поверхонь цих розділів розвивається впорядкована циркуляція, обумовлена замкненими циркуляційними вихорами, які переносяться разом із повітряним потоком. При певних значеннях вертикального градієнту температури впорядкована циркуляція руйнується і починається спонтанний розвиток турбулентності.

Руйнування вихрових хвиль відбувається наступним чином. Спочатку спостерігається швидке зростання амплітуди хвиль, що призводить до перекидання їхніх гребенів. В результаті цього утворюється система великих вихорів (роторів) з горизонтальними осями, які поступово розбиваються на дрібніші з довільно орієнтованими осями.

Найчастіше динамічна турбулентність спостерігається всередині хмарності шаруватих форм. Так, наприклад, повторюваність бовтанки у пір'ястих і пір'ясто-шаруватих хмарах є приблизно у 10 разів більшою, ніж при ясному небі на тих самих висотах. Це обумовлено тим, що біля верхньої межі хмарності турбулентність інтенсифікується різким локальним збільшенням вертикальних градієнтів температури за рахунок вихолоджування повітря внаслідок випаровування хмарних елементів, а в нічний час ще і випромінення.

Найбільш значна турбулентність спостерігається поблизу до верхньої межі хмарності. Інтенсивність бовтанки у більшості випадків не перевищує помірної, і лише в зоні струминних течій може спостерігатися сильна бовтанка. Необхідно зауважити, що струминні течії мають фронтальну структуру.

Зазвичай зони найінтенсивнішої бовтанки спостерігаються не на осі струминної течії, а на її периферії, в областях різького зміння швидкості вітру.

Спеціальні дослідницькі польоти показали, що політ в струмній течії проходить іноді спокійно, а іноді супроводжується сильною бовтанкою. Більш того, політ в одному і тому ж самому районі на одному і тому ж ешелоні через невеликий проміжок часу в одному випадку може супроводжуватися бовтанкою, а в іншому випадку проходити спокійно. Це говорить про великі просторову і часову мінливість зон турбулентності в області струминних течій.

Найчастіше помірні і сильні бовтанки зустрічаються на холодній (циклонічній) частині струминної течії дещо нижче від її осі або на теплій (антициклонічній) частині вище осі струмини. Такий розподіл турбулентних зон в струминних течіях обумовлений відмінністю вертикальних і горизонтальних градієнтів вітру, що спостерігаються в області струминних течій. Встановлено, що на холодній стороні струминної течії градієнти вітру є приблизно у 1,5 рази більшими, ніж на



теплій, а повторюваність бовтанки на холодній і теплій сторонах струмини складає відповідно 40 і 30 %.

При збільшенні швидкості вітру на осі струмини повторюваність бовтанки зростає, оскільки в цих випадках утворюються більш сприятливі умови для виникнення великих вертикальних градієнтів швидкості вітру. Однак, бовтанка в області струминних течій обумовлена в основному горизонтальними градієнтами швидкості вітру. Зазвичай виділяють два типи горизонтального зсуву: зсув по потоку і боковий зсув.

Зсув по потоку виникає при порівняно великому посиленні (послабленні) вітру в напрямі потоку, наприклад, в дельті струминної течії, а боковий зсув – при значному послабленні вітру в напрямі, перпендикулярному до потоку.

Іноді із струминними течіями пов'язані хмари, що представляють собою смуги з добре вираженими краями, витягнутими паралельно до напрямку потоку. В цих випадках турбулентність, що викликає бовтанку, розвинута більше ніж при безхмарному небі. Причому, чим сильніше і швидше змінюється зовнішній вигляд хмар, тим сильніше в них розвинута турбулентність.

Струминна течія може або полегшати, або ускладнити виконання польотного завдання, або навіть унеможливити політ по заданій трасі. При використанні попутної струминної течії зменшується час польоту за маршрутом і збільшується економія палива. Сильний зустрічний вітер приводить до зворотних результатів. Однак зустріч із зоною сильної бовтанки при будь-якому напрямі польоту є завжди неприємною і небезпечною. Особливо небезпечною є зустріч із зоною сильної бовтанки на висотах, близьких до практичної стелі літака, де стійкість і керованість літака є зменшеною, а діапазон можливих швидкостей польоту і кутів атаки є обмеженим.

В області тропопаузи може існувати декілька турбулентних шарів. Якщо рівень максимальної швидкості вітру в струминній течії знаходиться нижче за тропопаузу, то формується два шари бовтанки. Один безпосередньо під тропопаузою, а інший, з сильнішою турбулентністю, приблизно на 1,5 км нижче від рівня максимальної швидкості вітру. При розташуванні осі струминної течії над тропопаузою утворюються три шари інтенсивної турбулентності: два над тропопаузою один під нею.

Турбулентність ясного неба (ТЯН), що викликає бовтанку літаків, можна поділити на декілька видів:

- 1) механічна турбулентність, обумовлена впливом нерівності земної поверхні на повітряні течії і іноді посилюються її неоднаковим прогрівом;
- 2) гірські хвилі. За своїм походженням це особлива форма турбулентності. Внаслідок специфічного впливу на польоти літаків гірські хвилі зазвичай розглядають окремо;
- 3) турбулентність струминних течій;

4) турбулентність, що утворюється у внутрішніх для вільної атмосфери «пограничних шарах», таких, як тропопауза, тропосферний рівень максимального вітру, стратосферний рівень повертання вітру (VELOпауза) та ін.

ТЯН відноситься до небезпечних для авіації метеорологічних явищ погоди в силу раптовості впливу на політ літального апарату.

Турбулізація повітряних потоків при ясному небі пов'язана з існуванням у атмосфері шарів зі значними вертикальними і горизонтальними градієнтами швидкості вітру і температури повітря.

В умовах стійкої температурної стратифікації, утворення ТЯН можна пояснити втратою стійкості (зростанням по амплітуді і наступним руйнуванням) гравітаційних або гравітаційно-зсувових хвиль (над горами – гірських хвиль) і передачею енергії від хвильових рухів до турбулентних.

Доволі часто виникнення зон ТЯН у тропосфері залежить від географічної широти. В середній і верхній тропосфері повторюваність ТЯН (у відсотках від загального нальоту літаків) у помірних широтах складає приблизно 10 %, в південних широтах – до 15-20 %.

При потраплянні до зони ТЯН літаки частіше за все випробують слабку і помірну бовтанку. Інтегральна повторюваність слабкої і помірної бовтанки у тропосфері складає 95 %. Відповідно, тільки у 5 % випадків може спостерігатися сильна бовтанка.

Горизонтальні розміри ТЯН змінюються у доволі великих діапазонах, особливо у тропосфері, досягають в окремих випадках декількох сотень кілометрів. Однак в верхній тропосфері помірних широт протяжність турбулентних зон не перевищує 140 км, а в південних районах – 170 км.

Зони ТЯН можуть бути як безперервними (суцільними), так і у вигляді окремих переривчастих осередків із достатньо різкими межами. Суцільні зони мають більшу повторюваність.

Товщина зон ТЯН також коливається в широких діапазонах. В середніх і високих широтах вона не перевищує 1000 м, у стратосфері – 350 м. Разом із тим необхідно зауважити, що товщина зон може змінюватись в доволі широких межах у залежності від синоптичної ситуації, широти місця і висоти розташування.

#### *Контрольні запитання:*

1. Що називається турбулентним рухом? Що є основними причинами турбулізації повітряних течій?
2. Що називають перевантаження ЛА?
3. Як класифікують турбулентність та її інтенсивність?
4. Які характеристики поля вітру враховуються індексом Елрода?
5. Що необхідно враховувати при оцінці можливості розвитку орографічної турбулентності?

## 4 ОСНОВИ АВІАЦІЙНОЇ ОРНІТОЛОГІЇ

### 4.1 Загальна характеристика орнітологічної обстановки

#### 4.1.1 Стан авіаційно-орнітологічної проблеми в Україні і за кордоном

*Авіаційна орнітологія* – прикладна дисципліна, яка вивчає орнітологічні умови, організацію орнітологічного забезпечення авіації, заходи щодо попередження зіткнень літальних апаратів з птахами і змінення екологічних умов з метою зменшення їхньої чисельності в районах аеродромів.

В авіаційній орнітології використовуються дані багатьох областей орнітології, метеорології (авіаційної і синоптичної), кліматології, аерології та ін., а також деяких суміжних наук (аеродинаміки, повітряної навігації, радіолокації тощо).

Виділення орнітології як спеціального розділу авіаційної метеорології не є випадковим. Практика показала, що кількість льотних подій, що відбулися в результаті зіткнень літальних апаратів з птахами не тільки не стає меншою, ніж за метеоумовами, але і зростає з року в рік по всіх країнах світу.

Це викликало необхідність ретельного вивчення орнітологічної проблеми і вироблення конкретних заходів щодо попередження зіткнень літальних апаратів з птахами.

Зростання інтенсивності повітряного руху, збільшення швидкості польотів, польотів на малих і гранично-малих висотах призвели до збільшення випадки зіткнень літальних апаратів з птахами на різних етапах польоту. Зіткнення ЛА з птахами під час польотів на швидкостях, сумірних із швидкостями польотів птахів носили епізодичний характер. Невеликі швидкості ЛА дозволяли льотчику вчасно помітити під час польоту зграї птахів і виконати маневр, що запобігає зіткненню. Гвинтомоторні двигуни були захищеними від пошкоджень під час зіткнень з птахами. Великі швидкості сучасних ЛА не дозволяють уникнути зіткнення, якщо птахи з'являються на шляху літаків і різко збільшують силу удару птаха, яка є пропорційною до квадрату швидкості польоту ЛА. Відповідно до розрахунків, сила удару по літакові птаха величиною з морську чайку при швидкості польоту 320 км/год складає 3200 кг, а при швидкості 960 км/год. – 28800 кг. Це призводить до пошкодження обшивки літака, до її розриву, руйнування скління кабіни, а при потраплянні в двигун – до його пошкодження або зупинки, що може призвести до тяжких наслідків.

Аналіз організації і стану орнітологічного забезпечення безпеки польотів свідчить про те, що незважаючи на великий об'єм наукових досліджень, що проводяться і заходів щодо попередження зіткнень ЛА з птахами, їх щорічна кількість залишається достатньо високою, а матеріальні збитки від пошкоджень авіаційної техніки є дуже значними.

Попередження зіткнень ЛА з птахами як по всьому світу, так і в нашій країні є надзвичайно актуальною орнітологічною проблемою. Наприклад у ВПС США за рік реєструється більше 2500 зіткнень літальних апаратів з птахами.

Небезпеку для ЛА представляють далеко не всі види птахів, що відвідують або живуть на аеродромі. Доволі багато перелітних або залітних видів нерідко стають причиною авіаційних подій. Основна кількість зіткнень ЛА з птахами в різних регіонах країни приходить на чайок (40-60 %), чибісів (14 %), стрижив (6 %), голубів (до 10 %), шпаків (4 %), воронових (2 %)

Аналіз даних, приведених на рисунку 4.1, свідчить про те, що найчастіше ЛА стикаються з птахами на висотах до 300 м. (36 %)

Більше половини зіткнень, вказаних в графі «Не встановлено» (зазвичай це випадки зіткнення з дрібними птахами), можна також віднести до цих висот і кількість зіткнень стане ще більшою. По етапах польотів найнебезпечнішими є зліт і посадка літаків (13 %, 27 % відповідно).

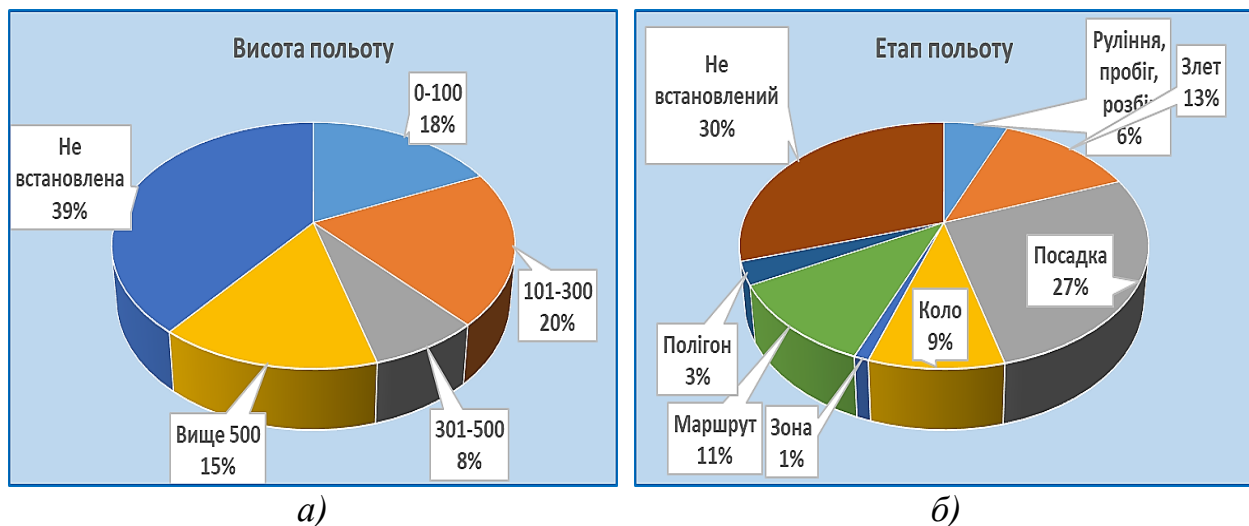


Рисунок 4.1 – Діаграми розподілу випадків зіткнень ЛА з птахами: по висотах (а) і етапам польоту (б)

Найчастіше з птахами стикаються турбореактивні (48 %) і турбогвинтові (38 %) літаки. (табл. 4.1). Імовірність зіткнень у вертольотів є у декілька разів меншою, ніж у будь-якого літака. При цьому найбільш уразливими при зіткненні з птахами є такі елементи конструкції літака, як

носова частина (21 %), двигун (17 %), скління кабіни (16 %) і фюзеляж (16 %).

Таблиця 4.1 – Розподіл випадків зіткнень із птахами у залежності від типів ЛА і елементів конструкції літака

Вид літального апарату	Кількість зіткнень, %	Елемент конструкції	Кількість зіткнень, %
Турбореактивні літаки	48	Фюзеляж	16
		Скління кабіни	16
Турбогвинтові літаки	38	Носова частина	21
		Антенна	10
Поршневі літаки	10	Двигун	17
		Крило	13
Вертольоти	4	Шанси	6
		Хвостове оперення	1

Найбільша кількість (80 %) випадків зіткнень із птахами має місце при швидкості ЛА 150-300 км/год. Значна кількість зіткнень в районах аеродромів відбувається у липні-серпні (виліт молодняка, переміщення на годування і льонку) (рисунок 4.2).



Рисунок 4.2 – Діаграма імовірності зіткнення ЛА із птахами у залежності від сезону року

Зростання імовірності зіткнень в квітні і вересні пов'язане з міграційними перельотами птахів. Найменша кількість зіткнень птахів з ЛА спостерігається взимку. Це пояснюється невеликою кількістю птахів, що залишаються на зимівлю і малою їхньою активністю. Необхідно зауважити, що такі особливості є характерними для більшості аеродромів.

Конкретне їх встановлення в результаті аналізу даних сприяє визначенню і плануванню цілеспрямованих і найефективніших заходів щодо орнітологічного забезпечення безпеки польотів в ці періоди.

Аналізуючи дані добової активності птахів, з урахуванням метеорологічних умов (рисунок 4.3), можна дійти висновку, що найчастіше ЛА стикаються із птахами вдень у ПМУ (63%). Велика кількість зіткнень (16%) вночі у ПМУ перепадає на міграційні періоди, коли переліт птахів відбувається не тільки в денні години, але і в нічні.

При складних умовах погоди (наявність низької хмарності, опадів, туманів, обмеженої видимості тощо) активність польотів птахів навіть в період міграцій стає значно меншою, ніж при простих метеорологічних умовах, природньо зменшується і кількість зіткнень. Мінімум зіткнень приходить на нічні години (6%). Дані такого роду використовуються в основному при прогнозуванні орнітологічної обстановки на день (ніч) з урахуванням розробленого прогнозу погоди на цей самий період. Дані, наведені вище, можна використовувати для оцінки орнітологічної обстановки під час планування і організації польотів.

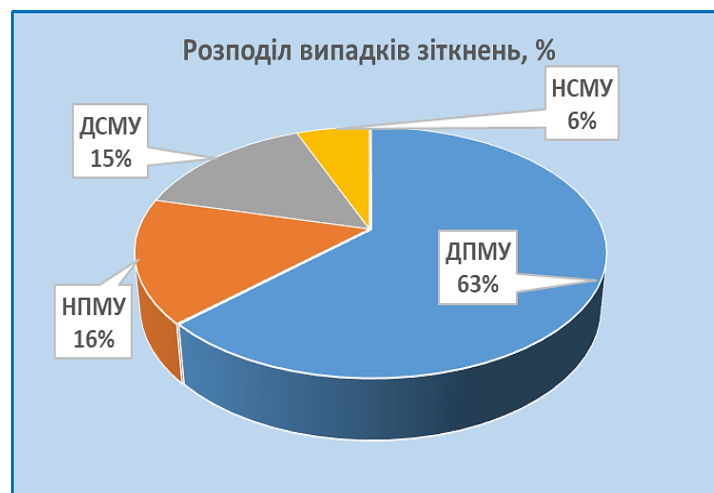


Рисунок 4.3 – Діаграма розподілу випадків зіткнень ЛА із птахами у залежності від часу доби і льотно-метеорологічних умов

Значні збитки від зіткнень ЛА із птахами змусили відповідні органи більшості різних країн серйозно зайнятися цією проблемою. До цієї роботи залучено більше 300 науково-дослідних установ.

У 1966 році було створено Європейський комітет по небезпеці птахів для літаків (BSCE), до складу якого входять представники європейських країн. В роботі Комітету приймають участь США, Канада, Індія, представники Міжнародної організації Цивільної авіації (ІКАО).

Засідання Комітету проводяться один раз на два роки. Результати роботи Комітету розглядаються на пленарних засіданнях BSCE, де

розробляються і приймаються відповідні рекомендації, які доводяться до всіх країн – учасників Комітету.

#### 4.1.2 Загальні відомості про птахів, що живуть на території України

*Характерною особливістю* переважної більшості птахів є їхня здатність до польоту, що особливо проявляється в періоди сезонних міграцій, коли птахи долають сотні і тисячі кілометрів під час перельотів від місць зимування до місць гніздування і назад.

Птахи можуть за короткі строки переміщуватись на великі відстані, безпомилково знаходити необхідний напрям, розвивати і протягом тривалого часу підтримувати значні швидкості, підійматись на великі висоти.

Птахи мають чудовий зір і добре розрізняють кольори. Встановлено, що найбільший відлякуючий вплив на птахів має червоний, помаранчевий і синій кольори. До інших кольорів вони відносяться спокійніше. Добре розвинуті у птахів і органи слуху.

Птахи добре пристосовуються до різних змінень у довкіллі, в тому числі і до господарської діяльності людини. Деякі види птахів постійно живуть у безпосередній близькості від житлових масивів, успішно розмножуються і розповсюджуються на засвоєній людиною території. До таких птахів відносяться чайки, вороніві, голуби, шпаки, горобці та ін.

По оцінці вчених, у світовій фауні нараховується біля 100 мільярдів птахів, які поділяються на 10000 видів.

*По місцях проживання* птахів можна умовно розділити на декілька великих груп:

- *водоплавні* (в тому числі морські) *птахи*: качки, гуси, лебеді, гагари, пелікани, баклани, чистики;

- *навколводні птахи*: чайки, більшість видів куликів, чапель, лелек, журавлів;

- *лісні птахи*: дрібні горобцеві, тетерукоподібні, більшість сов, яструби, дятли, сороки, синиці та ін. дрібні птахи;

- *степові і пустельні птахи*: дрохви, журавель степовий, деякі кулики, рябки та ін.;

- *птахи культурного ландшафту*: вороніві, голуби, шпаки, ластівки, горобці.

*За характером свого перебування* в даному районі птахи поділяються на *осілих, зимуючих, перелітних і кочівників*.

*Осілими* називаються птахи, які живуть в даній місцевості цілий рік, їхнє переміщення обмежується невеликою гніздовою територією. Дальніх регулярних переміщень ці птахи не здійснюють (горобцеві, голуби, частина ворон).

*Кочівниками* називаються птахи, які живуть в даній місцевості цілий рік, покидають гніздову територію і здійснюють переміщення до найближчих від місць гніздування екологічно сприятливих районів і не маючих при цьому певних міграційних шляхів і зимовань (ворони, галки, жайворонки, синиці, сойки, щілки та ін.).

*Зимуючими* називаються птахи, що прилітають до даної місцевості на зиму, а весною улітають. Зимуючі птахи тримаються, як правило, зграями і здійснюють лише невеликі перельоти у пошуках їжі (синиці, снігурі, щілки та ін.).

*Перелітними* називаються птахи, які на зиму улітають (мігрують) з даної місцевості і повертаються навесні, здійснюючі щорічно дальні регулярні перельоти по постійним перелітним шляхам до місць гніздування і назад до місць зимовань.

#### 4.1.3 Особливості авіаційно-орнітологічної обстановки у різні пори року і часи доби

Протягом року, життя різних видів птахів складається з певного ланцюга фаз, що послідовно змінюють одна одну, на які впливають характерні особливості району базування. Річний біологічний цикл життя птахів включає до себе: *зимівлю, весняну міграцію, ранньолітній період* (гніздування, розмноження), *пізньолітній період* (виліт пташенят, післягніздова кочівля, линька), *осінню міграцію*. Закінчення кожної з сезонних фаз означає початок наступної.

Найбільш стабільним в орнітологічному відношенні є *зимовий період*. Тому роботу по вивченню птахів в районі аеродрому і польотів слід починати саме з цього періоду, оскільки склад зимової фауни птахів є невеликим, чисельність птахів неоднаковою і залежить в основному від наявності кормів і близькості житла людини. Місцеві (зимуючі) птахи в цей період активні вдень. Багато птахів тримаються зграями, що перелітають з місця на місце в пошуках їжі. Переважно ці перельоти здійснюються у ранкові (1-2 години після світанку) і вечірні години (за 1-1,5 години до настання темряви). В цей період найбільш небезпечними є вильоти сизих голубів і масові скупчення горобців. Переважна висота польотів птахів у зимовий період складає 20-50 м; максимальна не перевищує 300 м.

*Весняний міграційний період* (березень-травень) у птахів, що зимують у помірних широтах, починається одночасно з настанням сприятливих умов (збільшення світового дня, підвищення температури повітря, танення снігу, розкриття від льоду водойм). Потім в районах аеродромів з'являються перелітні птахи. Міграція птахів проходить нерівномірно (хвилеподібно) з періодичними посиленнями і спадами інтенсивності прольоту. Весняна міграція протікає зазвичай в максимально стислі



строки: у південних районах вона продовжується 2-2,5 місяці, у північних 1-1,5 місяця. Проліт більшості видів птахів відбувається широким фронтом, розповсюджуючись одночасно на велику територію, що охоплює найрізноманітніші ландшафти. Разом із тим в межах розповсюдження *фронту міграції* є вузькі, шириною у декілька десятків кілометрів, прольотні шляхи, де проліт буває особливо інтенсивним. Ці шляхи зазвичай проходять уздовж узбереж морів і великих водойм, долин рік, ланцюгів островів, по ущелинах меридіонально розташованих гірських хребтів. Зупинок на годування і відпочинок навесні мігранти роблять менше, а безпосадкові перельоти є більш тривалими. Тривала затримка мігрантів або навіть зворотній відліт їх у південних напрямках спостерігається при наявності несприятливих погодних умов.

У *весняному періоді* простежується в середньому п'ять добре вражених хвиль прольоту.

*Перша хвиля* прольоту співпадає зі стійким переходом середньодобової температури повітря через 0°C в бік підвищення і характеризується масовим прольотом граків і шпаків, з'являються гуси, качки, лебеді, деякі види чайок, чапель, кречетів.

В цей період найбільшу небезпеку для авіації представляють птахи, що летять в світлий час на висотах 300-500 м, а при малоохмарній погоді і попутному вітрі до висоти 1500-2000 м.

*Друга хвиля* прольоту починається із встановленням тривалої середньодобової температури повітря від 5°C до 7°C. Вона супроводжується викриттям і розливом рік, появою закраїн на водоймах, початком вегетації підводної і прибережної рослинності. Ця хвиля характеризується масовим прольотом водоплавних (качок, гусей, лебедів) і навколоводних птахів (куликів, лелек, журавлів, чапель), а також деяких дрібних горобцевих, голубів, хижих птахів.

Особливу небезпеку для авіації в цей період представляють такі великі птахи, як лебеді, журавлі, лелеки, гуси, качки, які мігрують зазвичай цілодобово на висотах 500-1500 м, а іноді підіймаються до трьох і більше кілометрів.

*Третя хвиля* прольоту починається з встановленням тривалої середньої добової температури повітря більше 7°C. До цього часу водойми майже повністю звільнюються від льоду, з'являється трав'яний покрив.

Цей період характеризується найбільш складною для авіації орнітологічною обстановкою, що обумовлена все ще активним прольотом птахів другої хвилі і цілодобовою міграцією великих зграй північних видів водоплавних (на висотах 2-4 км).

*Четверта хвиля* прольоту співпадає з періодом бурхливої вегетації рослинності, масовою появою комах і характеризується початком активного прольоту дрібних комахоїдних птахів.

Орнітологічна обстановка в цей період хоча і залишається небезпечною, але помітно спрощується за рахунок припинення міграції водоплавних, навколородних та інших птахів другої і третьої хвилі, які приступають до гніздування.

До початку п'ятої хвилі більшість видів птахів закінчують міграцію.

*П'ята хвиля* прольоту співпадає з повним укриттям дерев і кущів листвою і характеризується масовою появою пізньоприлітних птахів. Птахи – мігранти п'ятої хвилі представляють небезпеку для авіації в основному при злеті і посадці літаків, під час польотів на малих висотах.

Послідовність прильоту популяцій зазвичай така, що спочатку прилітають північні популяції, а південні вилітають пізніше. Така міграція забезпечує північним популяціям проліт через гніздові території до того, як ці території будуть насичені місцевими птахами.

*Ранньолітний період* (травень-липень) – період гніздування починається з моменту прильоту до району аеродрому основної маси птахів і початку їх гніздування і закінчується початком масового вильоту пташенят. Цей період, як і зимовий є найбільш спокійним в орнітологічному відношенні.

Птахи розміщуються в місцях гніздування і здійснюють поодинокі польоти або невеликими групами на годування і доставку їжі пташенят на висотах до 50-100 м. Найбільша активність птахів спостерігається в ранкові і вечірні години, найменша – вдень і вночі.

У прибережних районах спостерігається виліт на годування чайок, куликів і деяких інших птахів пов'язаний з часом морського відливу, приліт до місця відпочинку і ночівель – під час припливу.

*Пізньолітний період* (липень-серпень – частина вересня) починається з масового розльоту зміцнілих пташенят і закінчується початком осінньої міграції. Цей період з одного боку є ще гніздовим (для більшості горобцевих) з іншого боку характеризується швидким збільшенням кількості молодняку і зростанням інтенсивності їх польотів.

Птахи збираються до групи (зграї) і у пошуках корму вилітають далеко за межі гніздових областей, представляючи велику небезпеку для авіації на гранично-малих висотах, оскільки ще не мають досвіду ухилення від зіткнень з ЛА.

В деяких областях країни на літний сезон накладається ще один період – *літнє линяння* водоплавних птахів. Качки, гуси і деякі інші птахи по закінченні репродуктивного циклу збираються до зграй і перелітають до місця линяння. Зазвичай міграції пов'язанні з процесом линьки проходять у другій половині червня – на початку липня.

*Осіння міграція* (вересень-листопад) на відміну від весняної починається майже одночасно по всій території і фронту міграції немає.

Початок і закінчення осінньої міграції птахів виражений не так чітко, як весняної, а тривалість її є завжди більшою. В деяких випадках початком

осінньої міграції можна вважати вже серпень, коли місцеві популяції іноді відлітають раніше, ніж над територією починається міграція більш північних популяцій того ж самого виду.

Внаслідок цього місця проживання, які є властивими виду, звільнюються від місцевих птахів на той час, коли до цих місць мають прибути транзитні птахи того ж виду. У видів з високою чисельністю ця система підтримується майже на всій трасі міграції.

Піки осінньої міграції маже повсюдно приходяться на другу половину вересня – першу половину жовтня. Хвилеподібність осіннього прольоту пов'язана із похолоданнями, що наступають періодично, які, накладаючись на календарні строки прольоту тих або інших видів птахів щорічно зміщують піки міграції. На осінньому прольоті загальна кількість птахів є значно більшою, ніж на весняному, що обумовлюється участю в міграції молодняка.

Для осінньої міграції (особливо при теплій погоді) характерні тривалі часті зупинки птахів в місцях годування і відпочинку, в результаті чого мають місце їх величезні скупчення в цих районах. Нерідко міграція переходить до повільних кочівель великих зграй птахів у південному напрямі на невеликих висотах. Це створює небезпечну орнітологічну обстановку в районах аеродромів.

Динаміка осінньої міграції, окрім всього сильно, залежить і від часу доби.

*Денна міграція* у більшості випадків відбувається у перші ранкові години, зменшуючись ближче до середини дня. Ввечері, іноді, відмічається другий пік прольоту. Деякі птахи мігрують більш рівномірно протягом дня.

*Нічна міграція* починається за 2-3 години до заходу сонця. В момент заходу вона дещо слабшає і збільшується знов через 45 хвилин після заходу сонця. Більшість птахів відлітає протягом перших півтори годин. Вночі, частіше за все пролітає більше птахів, ніж вдень. Висоти польотів птахів коливаються від 300 метрів до 3000 метрів. Нічні прольоти здійснюються зграями, дрібні горобцеві летять дуже великими зграями. Такі зграї горобцевих складаються з великої кількості дрібних груп, в яких нараховується в середньому по 20 птахів. Розмір дуже великої зграї може сягати декількох кілометрів.

Одночасно із сезонними міграціями повсюдно відбуваються різні за напрямом переміщення птахів, що кочують.

Такі перельоти можуть бути масовими, але на відміну від дальніх міграцій проходять переважно в світлий час доби на висотах до 200 м і зазвичай бувають нетривалими.

Особливості орнітологічної обстановки в районах базування і польотів необхідно використовувати під час організації орнітологічного

забезпечення польотів і перельотів, звертати на них увагу під час проведення занять з керівним і льотним складом.

*Контрольні запитання:*

1. Що вивчає дисципліна «Авіаційна орнітологія»?
2. В які сезони року і часи доби спостерігаються найчастіші випадки зіткнення з птахами?
3. Як класифікуються птахи за характером перебування в даному районі?
4. . Що включає до себе річний біологічний цикл життя птахів?
5. Чим характеризуються фази весняної і осінньої міграції?

#### 4.2. Заходи по організації орнітологічного забезпечення

##### 4.2.1 Організація орнітологічного забезпечення польотів

Одним з важливих заходів у організації орнітологічного забезпечення польотів є орнітологічні спостереження, збирання, узагальнення, аналіз і своєчасне доведення цих даних до керівного і льотного складу.

Узагальненні результати орнітологічних спостережень дозволяють наглядно відобразити характер орнітологічної обстановки не тільки в районі аеродрому, а і по території, де виконуються польоти. З іншого боку вони надають можливість оцінити фактичний стан орнітологічної обстановки та прийняти грамотне рішення для попередження і виключення можливих випадків зіткнення літаків з птахами.

Важливе значення для визначення орнітологічних умов мають спеціальні обстеження районів аеродромів та розробка на їхній основі необхідних заходів, спрямованих на скорочення чисельності птахів в районі аеродрому і польотів[3].

Орнітологічні умови суттєво впливають на виконання польотних завдань, а в деяких випадках перешкоджають їхньому виконанню або чинять загрозу БП, тому в авіаційних частинах плануються та проводяться заходи, спрямовані на успішне виконання польотних завдань та їх безпеку у орнітологічному відношенні.

Для розробки цих заходів на аеродромі формується позаштатна орнітологічна комісія під керівництвом заступника командира. Якщо на аеродромі базується декілька льотних підрозділів, формується єдина комісія під керівництвом заступника тієї льотної частини, командир якої є старшим авіаційним начальником на даному аеродромі.

Одним з важливих заходів у вирішенні задач із забезпечення БП є правильна організація і якісне здійснення на аеродромі спостережень за птахами.

*Метою орнітологічних спостережень є оперативне отримання та доведення до керівного і льотного складу даних про фактичну обстановку в районі аеродрому і польотів. Дані орнітологічних спостережень використовуються для аналізу, оцінки і прогнозування орнітологічної обстановки, розробки орнітологічних консультацій та попереджень, складання орнітологічних карт та описів.*

У метеорологічних підрозділах, розташованих на аеродромах, проводяться термінові та додаткові візуальні орнітологічні спостереження.

*Термінові орнітологічні спостереження проводяться черговими метеоспеціалістами під час метеорологічних спостережень, незалежно від умов погоди і часу доби, а під час польотів для їх ведення залучаються також чергові розрахунки КП, РСР, БПРМ, ДПРМ, спеціальні пости і команда оточення. Спостереження за птахами у повітрі виконують екіпажі, що знаходяться у повітрі[3].*

*Додаткові орнітологічні спостереження проводяться за вказівкою командира (керівника польотів на аеродромі, чергового по прийому і випуску ПС) в період підготовки та проведення польотів (перельотів), при забезпеченні чергового авіаційного підрозділу, в тому числі і радіолокаційні спостереження, що проводяться черговими розрахунками РЛС[3].*

Для кожного розрахунку, що залучається до спостережень за птахами, встановлюється зона відповідальності – ділянка аеродрому, в межах якої він зобов'язаний вести спостереження. Зони відповідальності, у сукупності, забезпечують спостереження за птахами в районі ЗПС, на прилеглих до неї ділянках аеродрому, на курсах злету і посадки. Вони відображаються на спеціальній схемі (рисунок 4.4), яка знаходиться на командно-диспетчерському пункті (КДП), стартовому командному пункті (СКП) в метеопідрозділі на робочих місцях спеціалістів, що залучаються до орнітологічних спостережень. Результати орнітологічних спостережень фіксуються щогодини у журналі орнітологічних спостережень (форми АВ-20, АВ-21) [3].

*Візуальні спостереження є основним способом збору інформації про чисельність, видовий склад птахів та їхню поведінку. Головним завданням візуальних спостережень, в особливості під час польотів, є своєчасне визначення ускладнення орнітологічної обстановки, пов'язаного з появою скупчень і зграй птахів, що несуть загрозу БП.*

До візуальних спостережень залучається особовий склад метеорологічного підрозділу, ближньопривідних (БПРМ) і дальньопривідних (ДПРМ) радіо маркерів, спеціальних постів і команд оточення.

Візуальні орнітологічні спостереження на аеродромах поділяються на два види:

– постійні (здійснюються щогодини по 5 – 10 хвилин наприкінці кожної години);

– оперативні (здійснюються в період підготовки та проведення польотів).

Під час спостережень визначаються кількість, розмір, видова належність птахів, висота, напрям і характер польотів.

Кількість птахів визначається шляхом підрахунку загальної чисельності всіх виявлених за час спостереження птахів, що знаходяться на землі та у повітрі, округленої до десятків, сотень або тисяч, залежно від їх розміру і виду.

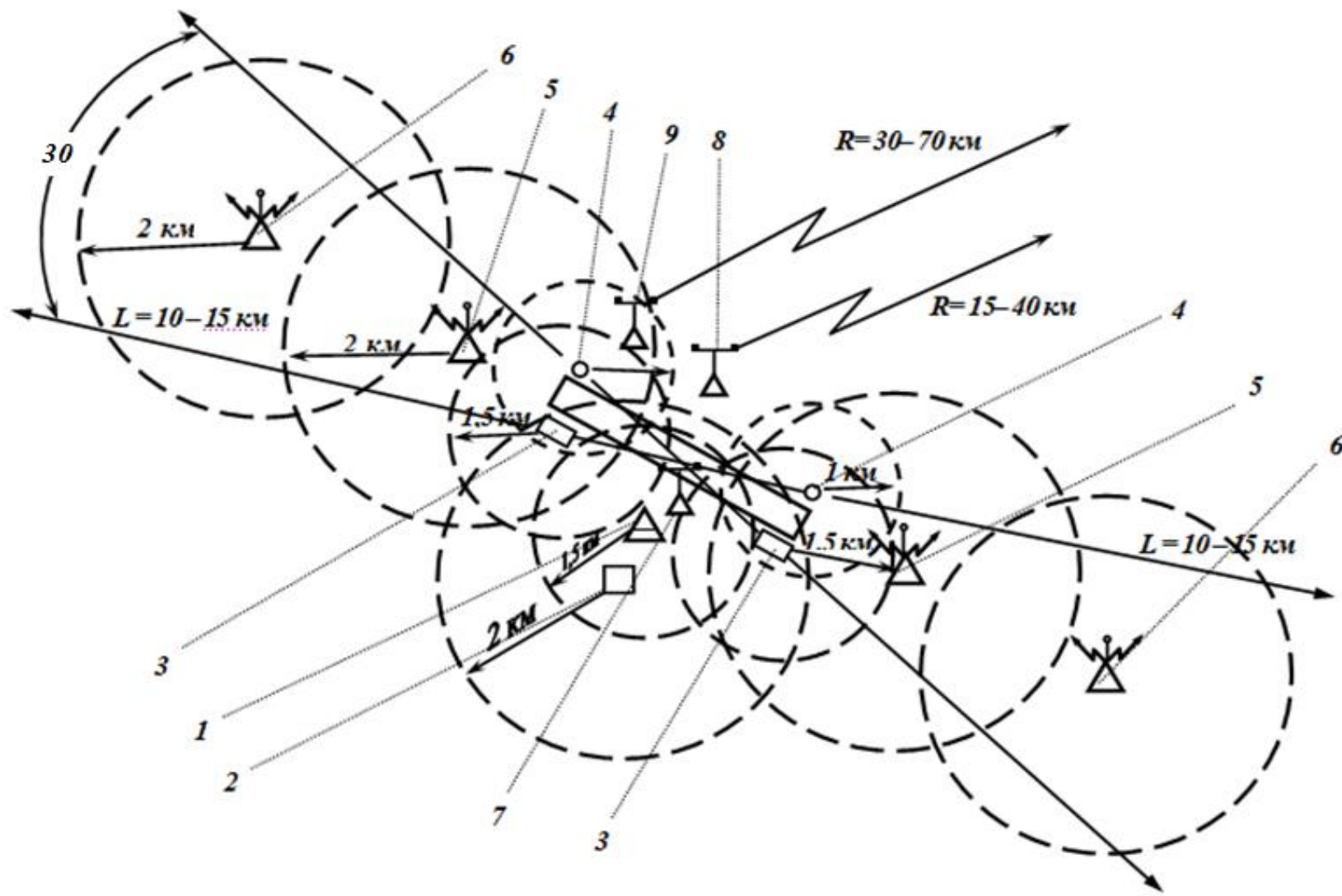


Рисунок 4.4 – Зони відповідальності по нагляду за птахами: 1 – метеопідрозділ; 2 – КДП; 3 – СКП; 4 – оточення; 5 – БПРМ; 6 – ДПРМ; 7 – посадковий локатор; 8 – диспетчерський локатор; 9 – локатор виявлення та спостереження; R – радіус зони відповідальності; L – дальність виявлення птахів за посадковими локаторами; - межа відповідальності.

Для визначення кількості птахів, що летять великою зграєю або сидять на землі, спочатку слід підрахувати їх у будь-якій частині зграї, а потім цю кількість інтегрувати до всієї зграї.

За розміром птахи поділяються на чотири категорії:

- дрібні (горобці, шпаки та менші за розмірами птахи);
- середні (голуби, чайки, качки, яструби тощо);
- великі (гуси, баклани тощо);
- дуже великі (чаплі, журавлі, лелекі, лебеді).

*Видова належність* птахів встановлюється за зовнішнім виглядом з урахуванням їх розмірів, окрасу та поведінки. У випадках, коли вид птахів встановити не вдається, в журналі орнітологічних спостережень вказується їхній розмір. Для визначення видової належності птахів використовується «Авіаційно-орнітологічний атлас».

*Висота польоту* птахів визначається відносно відомої висоти хмар або місцевих орієнтирів з точністю до десятків метрів. Щоб уникнути помилок з завищенням висоти слід враховувати, що спостерігач не бачить дрібних птахів, які летять вище за 200 – 300 м, середніх вище 1000 м та великих вище 2000 м.

*Напрямок польоту* птахів враховується, тільки у випадку перельотів зграй. За напрям польоту птахів приймається напрям, який вказує, куди летіли птахи. У журналі відмічається тільки один напрям (у десятках градусів), в якому пролетіла більшість птахів за час спостереження.

*Характер польоту* птахів оцінюється у відповідності до градацій орнітологічного коду (польоти місцевих птахів, міграція, польоти ширячів тощо).

У темний час доби візуальні спостереження проводяться лише за сприятливих для цього умов, наприклад, коли птахи, що летять проглядаються на фоні Місяця або у променях прожектору. Непряме уявлення про птахів, що пролітають та їх вид можна отримати по їхнім крикам – «курликанню» журавлів, «реготанню» гусей, «кряканню» качок.

Результати спостережень своєчасно доповідаються керівникові польотів, передаються за встановленими адресами і фіксуються у відповідних журналах, незалежно від того, були виявлені птахи чи ні.

В періоди сезонних міграцій птахів, у нічний час, а також коли, птахи летять на великих висотах і визначити їхню чисельність візуально не представляється можливим, важливу роль для правильної оцінки орнітологічної обстановки набувають радіолокаційні спостереження, які проводяться одночасно з візуальними.

*Радіолокаційні орнітологічні спостереження* дозволяють контролювати польоти птахів над значною територією, у будь-який час доби, у складних метеороумовах[3].

Організація і порядок проведення радіолокаційних спостережень за птахами визначаються старшим авіаційним начальником аеродрому. Час



спостереження і передачі даних з РЛС визначається керівником польотів на кожен льотну зміну у залежності від складності орнітологічної обстановки та здійснюється черговими розрахунками КП і системи посадки.

Окрім того, в строки, встановленні для проведення ПРП, проводиться і радіолокаційна розвідка орнітологічної обстановки. При цьому визначається:

- кількість, інтенсивність і розмір засвітів від птахів;
- висота, швидкість напрям їх переміщення.

При проведенні радіолокаційних спостережень за птахами рекомендується враховувати наступні ознаки:

- засвіти від великих зграй на ІКО за власною величиною і яскравістю схожі на відмітки від літаків Ан-2, Ан-26 і вертольотів;
- засвіти від невеликих зграй схожі на відмітки від шарів-зондів, аеростатів і хмар вертикального розвитку невеликої потужності;
- засвіти від розтягнутої зграї птахів відображаються на ІКО як смуга або дуга;
- яскравість засвітів і дальність їх виявлення залежать від розмірів зграй і птахів, концентрації птахів в зграях, висоти польоту;
- засвіти від птахів часто змінюють напрям і швидкість руху, вони можуть зависати зникати і знову з'являтися на ІКО;
- відмітки від засвітів, що відносно повільно переміщується під кутом до напрямку вітру або проти вітру на ІКО майже завжди виявляються зграями птахів;
- впевнено можна відрізнити засвіт від птахів від інших засвітів тільки за умов врахування напрямку і швидкості вітру по висотам.

Радіолокаційні спостереження за птахами проводяться всіма штатними радіолокаційними засобами аеродрому з урахуванням зон їхньої відповідальності (рисунки 4.4). Для цього можуть залучатися і метеорологічні радіолокатори (МРЛ-1, МРЛ-5).

Результати радіолокаційних спостережень за птахами записуються до відповідного журналу і доповідаються керівникові польотів, передаються до метеорологічного підрозділу або черговому синоптику на КДП (СКП). Черговий синоптик на КДП (СКП) записує отриману інформацію до стартового журналу, аналізує її і в сукупності з іншою інформацією доповідає керівникові польотів загальну орнітологічну обстановку.

Усі випадки небезпечного зближення птахів з літальними апаратами і масової їх міграції, окрім того, фіксуються на фото.

*Аеровізуальні спостереження* за птахами, як правило, здійснюються найбільш підготовленим льотним складом, що залучається до збору даних під час розвідки погоди і засвоїв програму спеціальної підготовки з відпрацювання навиків спостережень за птахами у повітрі. Вони проводяться одночасно з повітряною розвідкою погоди (ПРП) або

цілеспрямовано під час виконання спеціальної повітряної розвідки орнітологічної обстановки.

Аеровізуальні спостереження в період розвідки погоди проводяться у світлий час доби на бойових літаках на завчасно встановлених маршрутах, що дає можливість враховувати реальну орнітологічну обстановку. При цьому кращі результати оцінки орнітологічних умов досягаються на швидкостях польоту не більших за 400 км/год та на висотах 800 – 1000 м. Дуже добре виявляються птахи, які злітають з водної поверхні по пінному сліду, що залишається за ними. Значно складніше виявити зграї птахів, що летять над землею, оскільки вони зливаються з фоном місцевості.

Зграї птахів і окремі великі птахи порівняно легко виявляються у тих випадках, коли їх політ відбувається приблизно на одній висоті з ПС або трохи вище за нього. В цих випадках при добрій видимості птахи можуть бути виявлені на віддаленні до 10 км.

*Під час повітряної розвідки погоди і орнітологічної обстановки* екіпаж доповідає про орнітологічну обстановку наступне:

- наявність птахів по курсу злету, по колу і на маршруті, в районі полігону і на посадковому курсі;
- місця (райони) скупчення птахів;
- приблизну кількість та видовий склад птахів;
- характер переміщень та напрямок перельотів птахів;
- висоти польотів птахів, в особливості їх груп та великих зграй.

*Після посадки* командир екіпажу-розвідника доповідає:

- загальний характер орнітологічної обстановки в районі аеродрому і польотів;
- районі (місця) з великим скупченням птахів, інтенсивність, висоту та напрям їх польотів;
- наявність птахів на курсах злету і посадки;
- оцінку можливого впливу орнітологічних умов на виконання польотів та їхню безпеку.

При ускладненні орнітологічної обстановки, в особливості в періоди міграції птахів, повітряна розвідка на літаках з ТРД **не виконується**. В окремих випадках може виконуватись спеціальна повітряна розвідка орнітологічної обстановки на транспортних літаках з ТРД та вертольотах. В її проведенні можуть приймати участь метеофахівці і орнітологи.

Результати спостережень негайно доповідаються керівникові польотів з борту літака. Інженер-синоптик фіксує ці дані у стартовому журналі та передає їх до метеорологічного підрозділу.

Вся отримана інформація за добу про птахів узагальнюється, кодується за спеціальним кодом та передається до вищого метеорологічного підрозділу.

Аеровізуальні спостереження за птахами є також одним зі способів вивчення орнітологічної обстановки в районі аеродрому і польотів.

#### 4.2.2 Орнітологічне дослідження та заходи по скороченню птахів в районі аеродрому

*Еколого-орнітологічне обстеження* районів аеродрому і польотів є одним зі способів вивчення орнітологічної обстановки в районі аеродрому.

*Метою* еколого-орнітологічного обстеження району аеродрому і польотів є отримання даних, необхідних для відпрацювання заходів по скороченню чисельності птахів, в особливості поблизу до ЗПС та на злітно-посадкових курсах, запобіганню зіткнень ПС з птахами в районі польотів.

Під час проведення еколого-орнітологічного обстеження району аеродрому і польотів необхідно:

- встановити чисельність та видовий склад птахів;
- виявити, які види птахів постійно містяться на аеродромі, періодично прилітають у пошуках їжі та зручних місць для відпочинку, пролітають транзитом або залітають випадково;
- виявити фактори, що приваблюють птахів до аеродрому;
- уточнити активність польотів птахів протягом доби;
- встановити місця гніздування, кочівлі, днювання та скупчення птахів;
- виявити маршрути та висоти кормових польотів птахів.

Обстеження організовується щорічно в березні-квітні та липні-серпні старшими авіаційними начальниками та представниками позаштатних орнітологічних комісій аеродромів.

Обстеження найбільш птахонебезпечних аеродромів повинні проводитись на початку, всередині та наприкінці кожного періоду річної активності птахів протягом 2 – 3 днів.

Проведення обстеження покладається на метеофахівців, представників авіаційно-технічної та хімічної служб. Для обстеження районів аеродрому і польотів, за можливістю, слід долучати орнітологів інститутів, місцевих орнітологічних та інших установ.

Еколого-орнітологічні обстеження районів аеродрому і польотів здійснюється шляхом наземного, радіолокаційного та аеровізуального вивчення орнітологічної обстановки групою спеціалістів з 3 – 5 осіб.

На етапі планування еколого-орнітологічні обстеження начальники метеорологічних підрозділів, представники та члени позаштатної орнітологічної комісії визначають необхідний об'єм роботи і порядок її виконання, передбачають кінцеві результати, проводять попередню оцінку орнітологічної обстановки за останні 5 – 7 років, аналізують статистику зіткнень ПС з птахами, результати попередніх обстежень, відомості про птахів від інших установ.

За результатами попередньої оцінки орнітологічної обстановки складається «План обстеження районів аеродрому і польотів», в якому

вказується:

- маршрути наземного та аеровізуального обстеження;
- види наземного та повітряного транспорту, що використовуватиметься;
- радіолокаційні засоби, що використовуватимуться;
- строки проведення обстеження;
- відповідальні виконавці.

Заявки з планами проведення еколого-орнітологічного обстеження районів аеродрому і польотів представляються на затвердження відповідним керівним особам встановленим порядком.

Еколого-орнітологічні обстеження районів аеродрому і польотів *рекомендується* здійснювати у наступному порядку:

1. На карту масштабу М 1:500000 наносяться маршрути наземного та аеровізуального обстеження, райони передбачуваного скупчення птахів, сміттєві звалища, очисні споруди, водойми, болота, луки, пасовища, сільськогосподарські угіддя та інші об'єкти, що приваблюють птахів.

2. Група з 3 – 5 метеофахівців або орнітологів на вертольоті (легкомоторному літаку) вивчає місцевість, прилеглу до ЗПС в радіусі 4 – 6 км до висоти 300 м. При виявленні птахів визначається їх вид, чисельність, висота польоту.

3. У наступні 2 – 3 дні цією ж групою спеціалістів здійснюється наземне обстеження вказаної території в радіусі до 5 – 10 км. При цьому особливу увагу необхідно приділяти тим місцям, де були виявленні скупчення або польоти птахів аеровізуальним способом спостереження. Під час наземного обстеження виявляються фактори, що приваблюють птахів до району аеродрому, вид та чисельність птахів.

4. Водночас з аеровізуальними та наземним спостереженнями здійснюються візуальні і радіолокаційні спостереження за птахами. Візуальні спостереження ведуться з різних пунктів поблизу до ЗПС (КДП, СКП, КП, метеомайданчика), БПРМ та ДПРМ, по 2 години вранці та ввечері і одну годину опівдні. Для цього можуть виставлятися спеціальні пости.

5. Радіолокаційні спостереження здійснюються посадковим, диспетчерським та оглядовим радіолокаторами у встановлених для їх розрахунків зонах відповідальності протягом 15 – 20 хвилин через кожні 3 години протягом доби. Відмітки від зграй птахів на індикаторі кругового обзору (ІКО) РЛС фотографуються, визначаються їх висоти та напрям переміщень.

6. Після обстеження місцевості поблизу до ЗПС проводиться орнітологічне обстеження більш віддалених ділянок місцевості в районі аеродрому і польотів (полігони, аеродромні зони, маловисотні маршрути тощо). На цьому етапі обстеження ведеться, головним чином, аеровізуальним та радіолокаційним способами.

*Результати* всіх обстежень та спостережень за птахами зіставляються, картографуються і доповнюються, по можливості, даними з найближчих заповідників та інших джерел орнітологічної інформації.

Складається «Акт результатів еколого-орнітологічного обстеження району аеродрому», який підписується членами комісії та затверджується командиром.

Еколого-орнітологічне обстеження в період річної активності птахів мають деякі особливості, які необхідно враховувати під час планування та проведення цих заходів:

1. У міграційні періоди окрім обліку місцевих птахів визначаються шляхи, висоти, строки польоту міграційних птахів, місця відпочинку та годування. Обстеження здійснюється радіолокаційним та аеровізуальним способами, а наземні – тільки поблизу до ЗПС, БПРМ та ДПРМ.

2. На початку літа обстеження доцільно проводити аеровізуальним та наземним способами, які дозволяють встановити строки та місця гніздування птахів, їхню видову належність. Радіолокаційні спостереження використовуються для уточнення маршрутів і висот перельотів птахів, що перетинають злітно-посадкові курси або здійснюють польоти на линяння.

3. Наприкінці літнього періоду з метою обстеження використовуються всі способи спостережень за птахами. В цей період визначаються строки становлення молодняка на крило, маршрути і висоти його післягніздових кочівель, шляхи та висоти прольоту (прильоту) мігрантів з півночі, напрям і висоти переміщень водоплавних та навколоводних птахів.

4. У зимовий період обстеження наземним способом є дещо ускладненим і проводиться в основному поблизу до ЗПС. Основний спосіб – аеровізуальний, тому, що птахи дуже добре проглядаються на фоні снігу з висоти 100 м та при швидкості літака 150 – 180 км/год на ІКО РЛС відмітки від птахів проглядаються досить слабко.

Керуючись отриманими даними за результатами еколого-орнітологічного обстеження, позаштатна орнітологічна комісія розробляє «План заходів щодо скорочення чисельності птахів в районі аеродрому і польотів», який затверджується старшим авіаційним начальником.

Заплановані заходи повинні бути спрямовані на змінення екологічної обстановки, тобто умов для проживання птахів, регулюванню їхньої чисельності на аеродромі.

Під час планування та проведення заходів зі скорочення чисельності птахів на аеродромі слід врахувати, що біологічно неграмотні дії можуть викликати небажані і навіть протилежні очікувані наслідки, в результаті яких замість одних птахів на аеродромі можуть з'явитись інші, більш небезпечні для БП види птахів.

Одним з дуже важливих факторів є правильне утримання трав'яного покриву аеродрому. Трав'яна рослинність повинна задовольняти наступним вимогам:

- протидіяти ерозії ґрунту;
- витримувати рух транспорту;
- не приваблювати птахів.

При наявності видів трав, що приваблюють птахів, доцільно передбачити поступову їхню заміну. Склад травосуміші для кожного аеродрому або групи аеродромів слід підбирати з урахуванням кліматичних особливостей і птахів цієї місцевості.

Не менш важливе значення має висота травостою. У більшості випадків, чим вищий та густіший трав'яний покрив, тим менше птахів він приваблює. Висока трава обмежує огляд для птахів, що сидять на землі, ускладнює злет та пошук корму. У більшості випадків привабливою для птахів висота трав'яного покриву складає від 10 до 25 см, але у кожному конкретному випадку необхідно враховувати місцеві умови і птахів, що мешкають в даному регіоні. Для аеродромів, де основну проблему створюють чайки, навколоводні птахи та птахи відкритих просторів, рекомендується висота трав'яного покриву 20 – 25 см, а для аеродромів, де переважають шпаки та інші горобцеві – 15 – 20 см.

*Сінокосіння* слід проводити у короткі строки і на всій території одразу, щоб птахи не концентрувались, переміщуючись з ділянки на ділянку, а розліталися і покидали територію аеродрому. При цьому бажано прибрати сіно одразу ж після скошування тому, що під час прибирання після висихання трави, насіння, що осипається, приваблює птахів.

*Орання та обробка ґрунту* теж приваблює птахів (воронових, чайок, голубів та ін.), тому необхідно завчасно уточнювати у довколишніх господарствах заплановані строки проведення таких робіт і на цей період при плануванні польотів передбачити спеціальні міри з підвищення їхньої безпеки (збільшення кількості постів для відлякування птахів, обмеження по висоті тощо).

Важливим засобом, спрямованим на зменшення чисельності птахів, є ліквідація водойм. Там де це можливо через водойми і канали з водою слід натягнути дріт з яскравими клаптями тканини, що заважатиме птахам сідати на воду, або проводити дренажні роботи.

На берегах середніх та великих водойм та на заболочених ділянках необхідно регулярно скошувати або спалювати прибережний очерет та іншу рослинність, в якій гніздяться і живуть птахи.

Житлові масиви в районі аеродрому є місцем проживання і здобування корму для багатьох видів птахів. Харчові відходи та звалища зі сміттям – головний приваблюючий фактор для голубів, чайок, шпаків, ворон та ін. Харчові відходи слід закопувати у траншеї або спалювати. Робити це краще у нічний час. Звалища повинні бути ліквідовані або віднесені на безпечну відстань таким чином, щоб місця проживання і місця годування знаходились на одному боці від ЗПС.

На ділянках, що прилягають до аеродрому, небажаним є висаджування виноградників, вишневих та черешневих садів. Не рекомендується засіювати прилеглі до аеродрому території зерновими культурами (кукурудза, пшениця, просо, тощо). Для вирішення цих питань рекомендується звертатись до управління прилеглих сільських господарств з клопотанням про заміну цих культур на інші, які не приваблюють птахів.

Ефективним засобом у системі заходів з виключення проживання або зменшення чисельності птахів на аеродромах є відлякування птахів.

На цей час для цього використовуються біоакустичні, акустичні, механічні, піротехнічні та хімічні засоби відлякування.

Принцип дії *біоакустичних* засобів заснований на утворенні відлякуючого ефекту під час відтворення тривожних криків птахів у залежності від їх видової належності. Він засновується на посиленні та відтворенні записаних на носій криків тривоги або лиха птахів, що утворюють відлякуючий ефект. При відтворенні тривожних криків птахи зазвичай розлітаються від джерела звуку, але в окремих випадках може спостерігатися зворотна реакція. Почувши сигнал, птахи спочатку підлітають до джерела звуку (орієнтована реакція), а потім улітають. Тому іноді після злету птахів краще тимчасово зупинити трансляцію звуку або перенести джерело звуку до більш віддаленої зони. Для вироблення і закріплення у птахів реакції страху на крики, що транслуються рекомендується в процесі відлякування паралельно стріляти з ракетниць або рушниць у напрямку птахів.

Трансляція криків здійснюється зі стаціонарних та рухомих станцій. Для нічного відлякування птахів станція доповнюється фотоімпульсною лампою, яка вмикається в період трансляції для вироблення світлового сигналу.

*Акустичні* засоби є доповненням до біоакустичних і передбачають стрільбу з карбідних пушок, мисливських рушниць і ракетниць, трансляцію різних шумів, вмикання сирен тощо. Найбільш ефективним є застосування цих засобів у різних сполученнях на фоні короткої трансляції тривожних криків птахів.

До *механічних* засобів відносяться різні опудала, макети хижих птахів, вітряки тощо, які здійснюють на птахів відлякуючий вплив. На різних аеродромах кращій ефект можуть мати різні механічні засоби відлякування, в залежності від видового складу птахів і специфіки місцевих умов, тому питання про їхнє застосування повинно вирішуватись на місці.

У більшості випадків найбільший вплив на птахів здійснюють рухливі, блискучі, незвичайно пофарбовані (особливо у білий, помаранчевий і блакитний колір), що видають різні звуки макети опудал. У сонячну погоду добрий відлякуючий ефект мають блимання дзеркал, скла, компакт-дисків закріплених на рухливих частинах механічних опудал і

вітряків. На мігруючих і молодих птахів ці засоби діють ефектно. Місцеві птахи можуть звикнути і не реагувати на макети опудал, тому рекомендується періодично міняти установки та деякі елементи пристроїв.

У якості піротехнічних засобів використовуються кольорові димові шашки. З метою запобігання пожеж шашки підпалюються на спеціально виготовлених металевих стовбцях висотою 70 – 80 см. Стовбці встановлюються уздовж ЗПС на безпечній відстані від неї з інтервалом 300 – 400 м.

*Хімічні* засоби можуть застосовуватись для наступного:

– знищення комах, черв'яків та інших безхребетних, дрібних гризунів та рослинності, які є кормом для птахів;

– відлякування птахів від звалищ та інших антропогенних джерел корму;

– відлякування птахів від місць відпочинку та гніздування.

Застосування хімічних засобів відлякування птахів обов'язково повинно узгоджуватись із санітарно-епідеміологічними органами та органами охорони природи і довколишнього середовища.

Необхідно мати на увазі, що жодний з вказаних засобів відлякування не дає довгострокового ефекту. Через деякий час птахи звикають до нього і перестають реагувати на відлякуючий фактор. Тому для досягнення необхідного результату необхідно застосовувати комплексне використання всіх засобів відлякування та якісне проведення заходів, спрямованих на кількісне скорочення птахів в районі аеродрому і польотів.

#### 4.2.3 Наочне відображення орнітологічної обстановки в районі аеродрому

З метою аналізу і прогнозування орнітологічних умов, розробки орнітологічних консультацій і попереджень, інформування посадових осіб та льотного складу про орнітологічну обстановку результати орнітологічних спостережень та інші відомості про птахів метеофахівці відображають на спеціальних бланках у вигляді *оперативних орнітологічних карт-схем орнітологічної обстановки*.

Оперативні орнітологічні карти-схеми розробляються в період організації і проведення польотів. Вони повинні містити наступні відомості про птахів:

- видовий склад птахів, наявність серед них літаконебезпечних;
- кількість зграй, їх розміри;
- місця скупчень (на годуванні, гніздування, відпочинку, зимівлі);
- маршрути, висоти і напрям переміщень (кормові, линні, міграційні, кочеві).



У метеопідрозділі в якості оперативної карти-схеми використовується спеціальний планшет орнітологічної обстановки (рисунок 4.5). Він складається з трьох частин:

1. Основна частина планшету відображає район аеродрому з використанням змінних масштабів.

Використовуючи загальноприйняті умовні позначення на планшеті відображуються ЗПС, БПРМ, ДПРМ та інші елементи центральної частини аеродрому. Для цього використовується масштаб  $M 1: 50\ 000$  і більше. також на ньому повинні бути відображені водойми, ліса, болота та інші об'єкти, що приваблюють птахів.

Результати візуальних та аеровізуальних спостережень за птахами наносяться на планшет умовними знаками або символами авіаційного орнітологічного коду.

2. Ліва верхня частина планшету призначена для нанесення в масштабі  $M 1: 1\ 000\ 000$  результатів радіолокаційних спостережень за птахами, збирання яких від чергових розрахунків аеродромів РЛС, КДП і радіолокаційної системи посадки (РСП) здійснює черговий інженер метеопідрозділу. Зліва внизу на планшеті приводяться і наносяться фактичні орнітологічні дані по запасним та сусіднім аеродромам.

3. Планшет орнітологічної обстановки представляється командуванню, керівникові польотів льотному складу під час доповідей в період попередньої і передпольотної підготовки. Під час польотів з надходженням нових відомостей про птахів дані на планшеті оновлюються і доповідаються керівникові польотів щогодини, а під час польотів у складних орнітологічних умовах, що різко змінюються – через 30 хвилин.

4. У метеопідрозділах командувань оперативні орнітологічні карти-схеми розробляються на бланках мікрокільцевих і кільцевих карт погоди два рази на добу (вранці та ввечері), а за складних орнітологічних умов, що різко змінюються на території базування – через кожні 3 години та використовуються для доповіді орнітологічної обстановки командуванню, для розробки консультацій і прогнозів про очікувану орнітологічну обстановку. На них наносяться дані орнітологічних спостережень своїх та сусідніх підрозділів.

Сезонні карти-схеми орнітологічної обстановки розробляються та оформлюються на бланках фізико-географічних карт для основних періодів річної активності птахів: зимового, весняного, першої і другої половини літа та осіннього.

Карта-схема орнітологічної обстановки району аеродрому для весняного періоду повинна містити наступну інформацію:

- елементи земельного використання місцевості;
- шляхи, висоти, маршрути і строки польоту різних мігрантів та окремих груп птахів;

- положення фронтів міграції вранових і водоплавних птахів з указанням середніх багаторічних дат переміщень над районом аеродрому;
- строки проходження хвиль міграції птахів;
- місця годування, кочівель та інших скупчень птахів;
- графіки інтенсивності польоту мігрантів у залежності від часу доби, висоти у ПМУ та СМУ;
- залежність польотів птахів від факторів довколишнього середовища;
- висновки з аналізу орнітологічної обстановки.

Інформація на карті-схемі наноситься прийнятими у авіаційній орнітології позначеннями. Аналогічно розробляються сезонні карти-схеми орнітологічної обстановки і для інших періодів річної активності птахів. При цьому для кожного періоду окрім відомостей відображаються властиві йому особливості, так на карті-схемі для зимового періоду не проводяться фронти міграції і не вказуються строки проходження хвиль міграції птахів.

На карті-схемі ранньолітнього періоду додатково відображається:

- видовий склад перелітних птахів;
- місця гніздування;
- строки початку та закінчення гніздового періоду птахів;
- маршрути і висоти літних переміщень водоплавних і навколоводних птахів.

На карті-схемі пізньолітнього періоду додатково наносяться:

- строки становлення на крило молодняку;
- напрям і висоти післягніздових кочівель молодняку;
- місця скупчення птахів перед міграцією;
- відомості про перших мігрантів з північних районів: види птахів, строки, шляхи і висоти їх прильоту або прольоту над районом аеродрому;
- видова належність водоплавних та навколоводних птахів, маршрути, висоти і строки їх літних переміщень.

Карта-схема осіннього періоду розробляється так само, як і карта-схема весняного періоду, але напрям міграції птахів вказується на ній у протилежних весняному напрямках, а фронти міграції не проводяться.

*Контрольні запитання:*

1. Для чого потрібні і як проводяться орнітологічні спостереження?
2. Які існують види орнітологічних спостережень?
3. Як встановлюється видова належність птахів?
4. Як при проведенні радіолокаційного спостереження відрізнити зграю з птахами від інших об'єктів?
5. Які заходи допомагають зменшити кількість птахів в районі аеродрому і польотів?
6. Що відображає карта-схема орнітологічної обстановки району аеродрому?

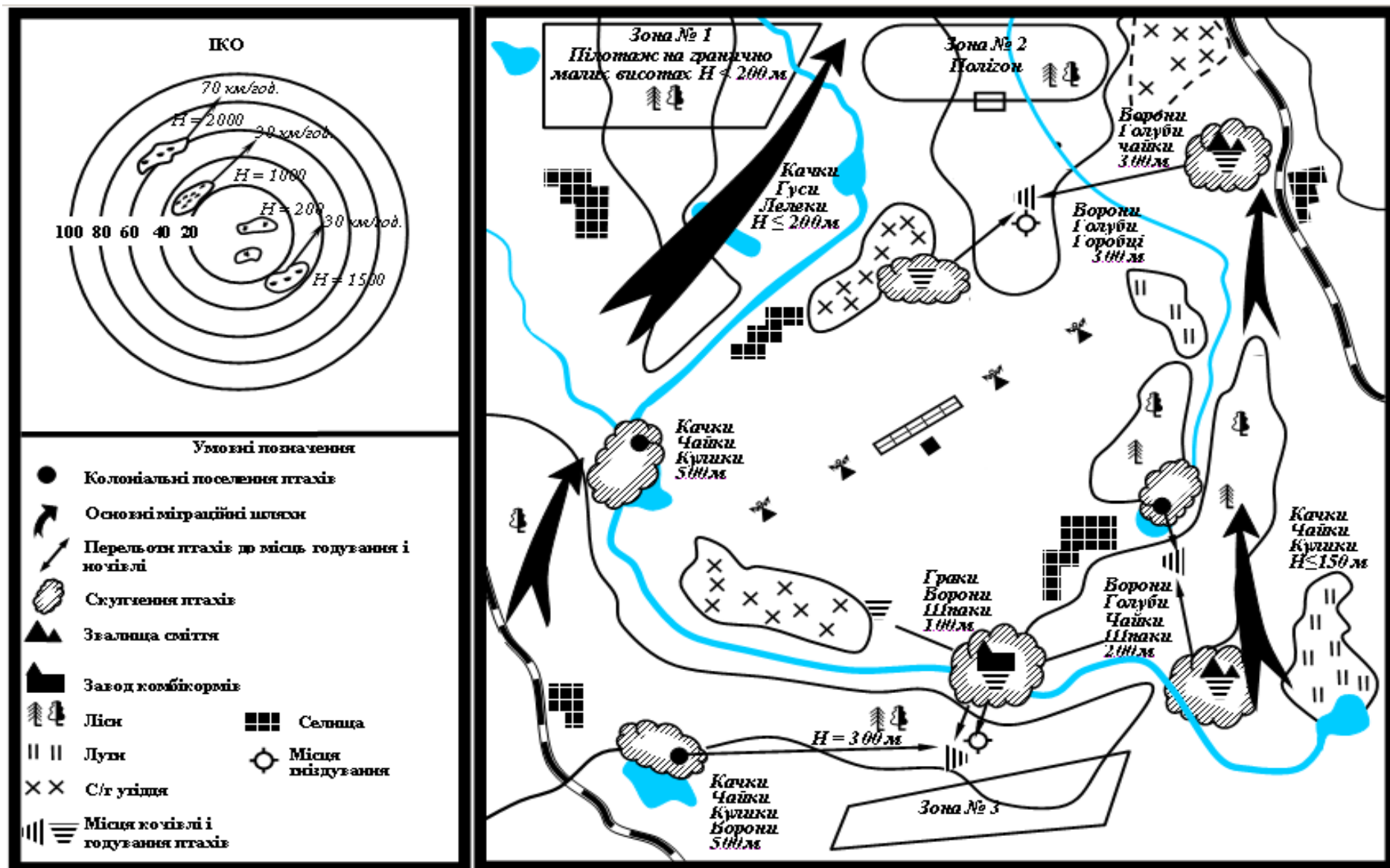


Рисунок 4.5 – Планшет орнітологічної обстановки

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

### Основні рекомендовані джерела

1. Про затвердження Правил метеорологічного забезпечення польотів державної авіації України: Наказ Міністерства оборони України від 29.09.15 р. № 516. 105с.
2. Про затвердження Настанови з гідрометеорологічного забезпечення Збройних Сил України: Наказ Генерального штабу Збройних Сил України від 27.12.2016 р. № 493. 53 с.
3. Про затвердження Правил орнітологічного забезпечення польотів: Наказ Міністра оборони України від 15.09.2016 р. №478. 147 с.
4. Про затвердження Правил виконання польотів державної авіації України: Наказ Міністерства оборони України від 05.01.2015 р. №2. 173 с.
5. Про затвердження Правил польотів державної авіації в повітряному просторі України: Наказ Міністерства оборони України від 09.12.15 р. № 700. 41 с.
6. WMO/TD-№.1390. Aviation hazards. Geneva: WMO, 2007. 59р.
7. Doc 9817/AN/449. Manual on Low-level Wind Shear / ICAO, 2004. 213 р.
8. Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б. Авіаційна метеорологія та кліматологія: конспект лекцій. Одеса : ОДЕКУ, 2007. 201 с.
9. Ellrod Gary P. Improvements to an Operational Clear-Air Turbulence Diagnostic Index by Addition of a Divergence Trend Term, 14th AMS Aviation, Range and Aerospace Conference, 2010, pp.789-798. URL: [https://journals.ametsoc.org/view/journals/wefo/25/2/2009waf2222290\\_1.xml](https://journals.ametsoc.org/view/journals/wefo/25/2/2009waf2222290_1.xml)

### Додаткові рекомендовані джерела

1. Про затвердження Правил визначення придатності до експлуатації аеродромів та злітно-посадкових майданчиків державної авіації України: Наказ Міністерства оборони України від 17.11.14 р. № 811. 50 с.
2. Про затвердження правил виконання польотів безпілотними авіаційними комплексами державної авіації України: Наказ Міністерства оборони України від 08.12.16 р. № 661. 29 с.
3. Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б. Авіаційна метеорологія: конспект лекцій. Дніпропетровськ : Економіка, 2006. 140 с.
4. Назва сторінки. URL: [https://www.meteo.gov.ua/f/avia/icao/006\\_avia\\_icao.pdf](https://www.meteo.gov.ua/f/avia/icao/006_avia_icao.pdf)

Навчальне електронне видання

МАНСАРЛІЙСЬКИЙ Валерій Федорович

АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ

Частина I

Конспект лекцій

**Видавець і виготовлювач**  
Одеський державний екологічний університет  
вул. Львівська, 15, м. Одеса, 65016  
тел./факс: (0482) 32-67-35  
E-mail: [info@odeku.edu.ua](mailto:info@odeku.edu.ua)  
Свідоцтво суб'єкта видавничої справи  
ДК № 5242 від 08.11.2016