

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ  
ОДЕСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ЕКОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

**Г.П. Івус, А.Б. Семергей-Чумаченко**

## **АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ**

Конспект лекцій

Дніпропетровськ  
«Економіка» – 2006

**ББК 26.23**  
**I 17**  
**УДК 551.509.32**

*Друкується за рішенням Вченої ради Одеського державного екологічного університету (протокол № 7 від 29.09 2005 р.).*

**Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б.**

Авіаційна метеорологія: Конспект лекцій – Дніпропетровськ: ПБП «Економіка», 2006. – 140 с.

В конспекті лекцій викладені теоретичні питання авіаційної метеорології, розглянуті практичні заходи, що необхідні для якісного проведення метеорологічного забезпечення польотів з метою підвищення безпеки, регулярності та економічної ефективності повітряних перевезень. Конспект лекцій складається з двох частин: «Вступ до авіаційної метеорології» і «Авіаційна метеорологія» у відповідності зі структурою викладання дисципліни. Він використовується для студентів денної та заочної форми навчання. Може служити практичним посібником для спеціалістів служби погоди.

© Одеський державний  
екологічний університет, 2006

## ЗМІСТ

ПЕРЕДМОВА .....	6
ВСТУП .....	7
ЧАСТИНА I	
1 ОРГАНІЗАЦІЯ ПОЛЬОТІВ ЛІТАКІВ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ .....	9
1.1 Основні марки сучасних літальних апаратів .....	9
1.2 Літаки та гелікоптери, конструкція і класифікація .....	11
1.2.1 Головні елементи літальних апаратів.....	11
1.2.2 Класифікація літаків.....	12
1.3.2 Класифікація гелікоптерів.....	13
1.3 Аеродроми .....	15
1.3.1 Класифікація аеродромів .....	15
1.3.1 Складові частини аеродромів.....	16
1.4 Організація єдиної системи керування повітряним рухом та її роль при забезпеченні безпеки польотів .....	18
1.5 Класифікація польотів .....	19
1.6 Організація польотів в цивільної авіації .....	21
1.7 Ешелонування літаків на повітряних трасах .....	23
1.8 Системи посадок .....	25
1.8.1 Радіотехнічна та радіолокаційна посадкові системи.....	25
1.8.2 Оптична система посадки.....	27
1.9 Мінімуми погоди .....	29
2 МЕТЕОРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ.....	32
2.1 Структура та основні задачі метеорологічних органів, що забезпечують цивільну авіацію .....	32
2.2 Метеорологічні спостереження та зведення .....	35
2.3 Використання радіолокаційної інформації при забезпеченні польотів літаків .....	37
2.4 Роль супутникових даних у авіаційної метеорології .....	39
2.5 Аеродроми та навколишнє середовище .....	40
2.6 Авіаційна орнітологія .....	44
ЧАСТИНА II	
3 ОСНОВИ АЕРОДИНАМІКИ.....	50
3.1 Стандартна атмосфера.....	50
3.2 Причини виникнення підйимальної сили.....	53
3.3 Залежність сили тяги турбогвинтового двигуна від фізичного стану атмосфери.....	59

4 ВПЛИВ ФІЗИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАНУ АТМОСФЕРИ НА ПОЛІТ ЛІТАКА .....	65
4.1 Вплив фізичного стану атмосфери на витрату палива .....	65
4.2 Вплив температури повітря на стелю літака.....	66
4.3 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйом повітряних судів .....	68
4.4 Вплив температури та тиску повітря на зліт та посадку .....	69
4.5 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів.....	72
4.5.1 Способи вимірювання висоти польоту. ....	72
4.5.2 Вплив метеорологічних умов на показання барометричного висотоміру показника повітряної швидкості.....	73
4.5.3 Вплив густини та температури повітря на показання показника повітряної швидкості .....	75
4.6 Вплив вітру на зліт, посадку та на політ літака.....	76
4.7 Вплив вертикального зсуву вітру в найнижчому шарі атмосфери на зліт та посадку літаків.....	77
4.8 Вплив вітру на путьову швидкість та напрям руху літака при горизонтальному польоті .....	79
4.9 Еквівалентний вітер.....	81
4.10 Струмінні течії в атмосфері та їх аеронавігаційне значення .....	82
4.11 Умови польоту на великих висотах .....	83
5 ВПЛИВ НА ПОЛЬОТИ МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ ЯВИЩ, НЕБЕЗПЕЧНИХ ДЛЯ АВІАЦІЇ.....	86
5.1 Атмосферна турбулентність і польоти повітряних суден .....	86
5.1.1 Загальна інформація про турбулентність в атмосфері .....	86
5.1.2 Вплив бовтанки на політ літака .....	87
5.1.3 Оцінка інтенсивності бовтанки.....	88
5.1.4 Турбулентність ясного неба .....	89
5.1.5 Турбулентність у хмарах .....	91
5.1.6 Бовтанка літаків на атмосферних фронтах .....	92
5.1.7 Турбулентність у зоні тропопаузи.....	94
5.1.8 Орографічна бовтанка.....	94
5.1.9 Прогноз турбулентності в нижньому шарі атмосфери .....	96
5.1.10 Прогноз бовтанки літаків .....	98
5.2 Обледеніння літаків та його вплив на польоти.....	102
5.2.1 Причини обледеніння повітряних суден.....	102
5.2.2 Метеорологічні і синоптичні умови обледеніння.....	104
5.2.3 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака .....	106
5.3 Вплив туманів на політ повітряного судна .....	109
5.3.1 Умови формування різних видів туманів .....	110
5.3.2 Прогноз радіаційного туману.....	112

5.3.3 Прогноз адвективного туману .....	116
5.4 Електризація та її вплив на експлуатацію повітряного судна .....	121
5.4.1 Метеорологічні і синоптичні умови електризації літаків .....	121
5.4.2 Прогноз зон можливого поразки літаків електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах.....	122
5.5 Умови польотів в зоні грозової діяльності.....	123
5.6 Вплив опадів та пилових бур на діяльність авіації .....	128
<b>6 МЕТЕОРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТІВ НАДЗВУКОВИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ .....</b>	<b>131</b>
6.1 Особливості польоту надзвукового літака .....	131
6.2 Вплив температури та вітру на політ надзвукового літака .....	132
6.3 Вплив вертикального розподілу температури та вітру на поширення звукової хвилі .....	134
6.4 Умови бовтанки та обледеніння для надзвукових літаків.....	136
<b>СКОРОЧЕННЯ .....</b>	<b>138</b>
<b>СПИСОК РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ .....</b>	<b>139</b>

## ПЕРЕДМОВА

Метеорологічне забезпечення авіації є однією із найважливіших задач Гідрометеорологічної служби. В процесі розвитку авіаційної техніки вимоги до метеорологічного забезпечення авіації змінюються, але залишаються високими, і значення точності діагнозу та прогнозу метеорологічних умов постійно зростає зі збільшенням об'єму повітряних перевезень і подорожчанням літальних апаратів та їх експлуатації. Таким чином, авіація залишається найбільш вимогливим користувачем метеорологічної інформації.

Для підтримання високого рівня метеорологічного забезпечення авіації, що відповідає міжнародним стандартам, необхідно не тільки проводити науково-прикладні дослідження з авіаційної кліматології, постійно удосконалювати діючі методи авіаційного прогнозу, розробляти нові методи у відповідності із зростаючою технічною оснащеністю оперативних підрозділів і зміною вимог до прогностичної продукції, але й готувати висококваліфікованих спеціалістів-метеорологів.

При підготовці конспекту лекцій з курсів «Авіаційної метеорології» та «Вступу до авіаційної метеорології» автори виходили в своїй роботі із того, що покращення підготовки спеціалістів в галузі авіаційної метеорології повинно базуватися на глибокому вивченні атмосферних процесів та явищ, які формують метеорологічні умови діяльності авіації. Рівень наукових розробок, що використовують методи динамічної та синоптичної метеорології, відповідає світовим досягненням або випереджує їх. Фактором, що стримує застосування сучасних методологій, є недостатність інформаційної бази. Значення цього фактору із часом буде зростати.

Перспективи подальшого застосування досліджень пов'язані з автоматизацією розрахунків елементів карти особливих явищ погоди на нижніх рівнях. Найбільш складними завданнями тут є прогноз турбулентності в нижній тропосфері і прогноз зон можливого обледеніння повітряних суден. Останнім часом в передових країнах світу дослідження в напрямку удосконалення прогнозу зон обледеніння активізувались завдяки прогресу обчислювальної техніки, з одного боку, і накопичених пілотних вимірювань, з іншого боку. Ці роботи стимулюються потребами авіації: діючі методи прогнозу обледеніння недостатньо ефективні, і льотні інциденти, обумовлені обледенінням, не є рідкістю.

Автори рукопису використали в своїй роботі найсучасніші відомості в області авіаційної метеорології з тим, щоб створити умови для росту і розвитку творчих здібностей студентів-метеорологів.

## ВСТУП

З виникненням та розвитком авіації з'явилися інші науки, які повинні її обслуговувати. Авіаційна метеорологія – одна з них.

*Авіаційна метеорологія* – прикладна галузь метеорології, яка вивчає метеорологічні величини з точки зору їх впливу на авіаційну техніку та діяльність авіації, а також розробляє теоретичні основи метеорологічного забезпечення польотів.

*Головна задача авіаційної метеорології* – забезпечення безпеки польотів та ефективне використання авіаційної техніки у різноманітних умовах погоди.

При вивченні впливу метеорологічних умов на авіаційну техніку авіаційна метеорологія використовує досягнення:

- аеродинаміки,
- теорії літаководіння,
- повітряної навігації,
- радіометеорології,
- космонавтики та інших наук.

В свою чергу дослідження перелічених галузей наукових знань вирішують свої задачі за допомогою досягнень авіаційної метеорології та інших метеорологічних наук. Аеродинаміка, наприклад, торкається таких питань, як будова та термодинаміка атмосфери, турбулентність та т.п. Теорія літаководіння при вирішенні ряду задач опирається на сучасні відомості про поля повітряних течій та їх особливості на різних висотах, а також на інформацію про наявність на маршруті польоту небезпечних для авіації гідрометеорологічних явищ.

Авіаційна метеорологія пов'язана з синоптичною метеорологією, кліматологією, фізикою атмосфери, супутниковою метеорологією, спеціалізованими прогнозами погоди та іншими розділами метеорології.

*Основні етапи розвитку авіаційної метеорології:*

1. До 1910 р. – до появи перших літаків.
2. 1910-1940 рр. - поява літаків.
3. 1940-1960 рр. - розвиток мережі радіозондування, карти баричної топографії.
4. 1960-1990 рр. – використання радіолокаційної та супутникової інформації. Побудова авіаційних карт погоди (АКП).
5. З 1990 рр. – автоматизація роботи синоптиків, впровадження інформаційних технологій.

До появи радіозондування та реактивних літаків відомості про метеорологічні умови у верхній тропосфері та стратосфері були дуже обмежені. Необхідність забезпечення польотів реактивних літаків поставила перед

авіаційною метеорологією задачу вивчення метеорологічних умов польоту на великих висотах та дала технічні засоби для її вирішення.

Численні польоти-дослідження сучасних літаків дозволили мати інформацію про поля хмар, вітру та турбулентності у вільній атмосфері.

Збільшення дальності, швидкості та висоти польотів, вдосконалення авіаційної техніки та оснащення аеродромів приводять до необхідності детального вивчення та врахування впливу навколишнього середовища на польоти повітряних суден. Особливості цього впливу і пов'язані з ним питання метеорологічного забезпечення польотів вивчаються у дисципліні «Авіаційна метеорологія», що поділено на дві частини «Вступ до авіаційної метеорології» і «Авіаційна метеорологія», у відповідності зі структурою викладання предмету.

Сьогодні у зв'язку з масовими польотами реактивних літаків на різних висотах особливого значення набуває облік метеорологічних чинників при інженерно-штурманських розрахунках для більш ефективного використання льотно-технічних даних повітряних суден. Сучасні реактивні літаки мають швидкість польоту більшу, ніж швидкість звуку та вийшли за межі тропосфери.

Зліт та посадка літаків та гелікоптерів, їх пілотування, комфортабельність і безпека польотів, ефективність льотних завдань залежать від стану хмарності та пов'язаних з хмарами метеорологічних явищ.

Безпеку польотів на великих висотах неможливо забезпечити без урахування впливу температури, густини повітря та інших характеристик фізичного стану атмосфери.

З розвитком математики та обчислювальної техніки з'являються реальні можливості автоматизувати метеорологічне забезпечення сучасної цивільної авіації.

Знання авіаційної метеорології є необхідною умовою успішної роботи інженера-метеоролога при метеорологічному обслуговуванні авіації.



## Частина I

# ВСТУП ДО АВІАЦІЙНОЇ МЕТЕОРОЛОГІЇ

## 1 ОРГАНІЗАЦІЯ ПОЛЬОТІВ ЛІТАКІВ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

### 1.1 Основні марки сучасних літальних апаратів

Найбільше поширення у СРСР одержали літаки марки ТУ (*бюро Туполева О.М.*). Найпопулярніший літак цієї марки – ТУ-154 вийшов на повітряні траси у 1972 р., тому що ТУ-104, який літав з 1956 року, мав низькі метеорологічні мінімуми. ТУ-104 – представник першого покоління лайнерів з турбореактивними двигунами, при нижній межі хмарності менше 80 м і видимості менше 800 м експлуатувати було неможливо. С 1956 по 1972 рр. ТУ-104 був основним пасажирським літаком, далі його замінили ТУ-134, ТУ-154 і ТУ-154 М.

Надзвуковий літак – ТУ-144, з швидкістю 1300 км·год<sup>-1</sup>.

Гірський літак – ТУ-724.

Нова розробка на початок 90-х років – ТУ-204. Російське підприємство ЗАТ «Авіастар» сьогодні випускає модель ТУ-204-300 ("Sirocco") з 7 ступенями безпеки (Боїнг-747 має тільки 3 ступені) та ТУ-214.

Військові літаки – ТУ-22, ТУ-95, ТУ-160.

*Бюро Антонова О.К.* – найбільш поширені АН-2 (у сільському господарстві), АН-28, АН-32, АН-70, АН-74, АН-50 (літаючий радар), АН-140. Знамениті ваговози – АН-124 «Руслан» та АН-225 «Мрія», АН-148, АН-170.

*Бюро Ільюшина С.В.* – ІЛ-62, ІЛ-62 М, ІЛ-76, ІЛ-76 ТД, ІЛ-86 (аеробус), ІЛ-112, ІЛ-114, ІЛ-96-300.

*Бюро Яковлєва О.С.* – літаки з укороченими зльотом та посадкою - ЯК-40 і ЯК-42, ЯК-52 М, ЯК-46, ЯК-55 М, ЯК-56, ЯК-57, ЯК-58, ЯК-112.

Близькомагістральні літаки – Л-410, Л-610 (Росія-Чехія), М-15 (Україна-Польща).

Всі літальні апарати підрозділяються на 3 групи:

1. Літальні апарати, підйомна сила котрих утворюється крилом, яке розташовано нерухомо відносно корпусу літака. Це – літаки та літакиснаряди.

2. Реактивні снаряди та ракети без крил. Вони летять за допомогою інерції, але перша частина польоту керована.

3. Літальні апарати, підйомна сила яких утворюється завдяки несучому гвинту. Це – гелікоптери, автожири.

Можливі комбінації літальних апаратів першої і другої групи, а також другої та третьої.

*Автожир* (autogire (фр.), autogiro (англ.)) - літальний апарат важчий за повітря, основною несучою поверхнею якого є гвинт, що обертається під дією зустрічного потоку повітря. Поступовий рух автожиру досягається за рахунок двигуна із звичайним для літака пропелером.

Винахідник – Хуан де ля Сієрва, у 30-ті роки побудував РА-1. На його думку автожир повинен мати діапазон швидкості літака та вертикальний зліт. В СРСР над цією проблемою працювали два конструкторських бюро (Камова М.І. і Скрижинського М.К.), та у 1929 р. було розроблено КАСКР-1. Артилерійське командування керувало розробкою А-7, для якого Камов М.І. винайшов дерев'яний гвинт.

В англійській армії був полк автожирів, але вони не були популярні.

У германській армії – FA-33 С (Фокке-Анхеліс) – автожир-змій «очі підводного човна».

У США – РА-39 (дочірнє підприємство де ля Сієрви) використовувався для конвоювання караванів.

В Японії – КА-1 (фірма «Каяка»), точна копія РА-1 - у протичовневих цілях.

Інтерес до автожирів, які переважно використовувалися у військових цілях, зник з появою в США у 1944 р. першого серійного вертолітного полку.

Найбільш поширеними у СРСР були гелікоптери марки Міля М.Л. і Камова М.І., у США – гелікоптери І.І. Сікорського.

Найбільш відомі гелікоптери Міля М.Л. – МІ-6, МІ-8, МІ-16, та інші.

Найбільш відомі гелікоптери Камова М.І. – КА-32, КА-35, КА-50.

Літаковий парк планети наближається до 500 тисяч одиниць. На початку 90-х років 45 % усіх авіаперевезень приходить на Боїнг (Boeing-727, 737); Дуглас DS-9; Мак-Дональд MD-80. На 2004 р. лідерами авіаперевезень є Boeing і Airbus (34 і 26 %, відповідно), германський Bombardier (14 %) та бразильський Embraer (3 %). Частка авіавиробників з країн СНД складає 0,7 %.

Найбільш популярні іноземні літаки: B-747 (Boeing), F-10 (Fokker), FH-227 (Fertchline), DS-10 (Douglas), A-300 (Airbus), B-767 (Boeing), L-1011 (Lockheed), DS-3. В 2005 році було введено в експлуатацію найсучасніший пасажирський літак А-380.

Координацію питань в області цивільної авіації на міжнародному рівні здійснює Міжнародна Організація Цивільної Авіації (МОЦА) або International Civil Aviation Organization (ICAO).

## 1.2 Літаки та гелікоптери, конструкція і класифікація

### 1.2.1 Головні елементи літальних апаратів

Основні вимоги, які пред'являються до літаків та гелікоптерів, викладені у Нормах льотної придатності цивільних літаків та гелікоптерів.

Кожне повітряне судно (ПС) повинно відповідати визначеним заданим льотним характеристикам: відносній швидкості польоту, максимальній висоті, необхідній стійкості і керованості при забезпеченні безпеки польоту екіпажу, пасажирів і вантажу.

Повинні дотримуватися при експлуатації літака найкращі економічні показники і комфорт для пасажирів під час польоту.

*Головні елементи літаків і гелікоптерів:*

1. Фюзеляж – корпус повітряного судна.
2. Крило літака або несучий гвинт.
3. Шасі.
4. Силова установка.
5. Оперення.

*Фюзеляж* - призначено для розміщення екіпажу, пасажирів і вантажів. Він може бути круглим чи овальним, в окремих випадках прямокутним із закругленими кутами.

Передня частина фюзеляжу – «ліхтар» – місце розташування екіпажу. До фюзеляжу кріпляться крила, шасі та, іноді, силові установки. Фюзеляж повинен забезпечувати міцність твердої конструкції при мінімальній масі, а також повинен мати мінімальний аеродинамічний опір і бути зручним для розміщення екіпажу і пасажирів. Фюзеляж повинен бути зручним для експлуатації та ремонту.

До фюзеляжу гелікоптера кріпляться шасі, рами двигунів і несучі гвинти.

*Крила* – крило створює підймальну силу, забезпечує поперечну стійкість літака, розміщення силової установки.

Вимоги до крил:

- мінімальний лобовий опір у польоті (як і до фюзеляжу);
- відповідність нормам міцності і щільності;
- забезпечення безпеки польоту.

Конструкція крила складається з каркаса та обшивки. На крилі встановлюють рулі крену (елерони), елементи механізації (щитки, закрилки, передкрилки).

*Несучий гвинт* – заміняє гелікоптеру крило і тягнучий гвинт. У залежності від нахилу тяги несучого гвинта гелікоптер може переміщатися у різних напрямках. Тут може виникнути авторотація обертання несучого гви-

нта під впливом несучого потоку, що дає можливість уникнути падіння при аварії.

Конструкція несучого гвинта складається з лопатей (від 2 до 8) і деталей кріплення гвинта до валу двигуна.

*Шасі* – обладнують колесами, лижами, поплавками або гусеницями. У польоті можуть випускатися чи не випускатися.

*Силова установка* – призначена для забезпечення у польоті потрібної тяги. Вимоги до неї:

- забезпечення льотних характеристик повітряного судна;
- надійність у роботі;
- живучість;
- швидкий та надійний запуск;
- безпека у пожежному плані;
- простота в обслуговуванні.

У літаків і гелікоптерів цивільної авіації як силову установку використовують авіаційні двигуни, а також ряд систем і пристроїв.

*Оперення* служить для забезпечення стійкості, керованості і балансування літака. Воно розташовано у хвостовій частині ПС і складається з рухливих та нерухомих поверхонь.

Рухливі поверхні призначаються для забезпечення рівноваги та стійкості літака. Нерухомі поверхні служать для забезпечення аеродинамічних сил і моментів, за допомогою котрих досягається рівновага та керування польотом.

Горизонтальне оперення – стабілізатор і кермо висоти, призначено для здійснення подовжнього балансування і стійкості судна.

Вертикальне оперення – кіл і кермо керування, здійснює путьове балансування.

## 1.2.2 Класифікація літаків

Літаки можуть бути класифіковані як мінімум за шістьма позиціями:

- за числом крил;
- за розташуванням крил;
- за типом фюзеляжу;
- за типом шасі;
- за типом та числом двигунів;
- за типом та розташуванням оперення.

*I. За числом крил літаки поділяються:*

1. монопланні – одно крило;
2. біпланні – два крила;
3. 1,5-планні (М-15).

Основний парк літаків – монопланні. Єдиний, масово використовуваний у СНД, біплан – АН-2.

*II. За розташуванням крил виділяють три типи літаків:*

1. низькопланні – крило розташоване внизу фюзеляжу;
2. середньопланні - крило розташоване у середині фюзеляжу, вони складають більшість літаків;
3. верхньопланні - крило розташовано високо.

*III. За типом фюзеляжу:*

1. однофюзеляжні;
2. двобалкові;
3. безфюзеляжні – «літаюче крило», наприклад «Стелс».

*IV. За типом шасі:*

1. сухопутні – колеса, лижі, гусениці;
2. гідролітаки - поплавки;
3. амфібії.

*V. За типом та числом двигунів:*

1. у передній частині літака;
2. у середній частині;
3. у хвостовій частині.

Звичайно двигуни розташовані у хвостовій частині, тому що при такому варіанті у салоні літака зменшується шумове навантаження. Однак, такий тип літаків більш складний в керуванні.

*VI. За типу та розташуванню оперення:*

1. хвостове – нормальне оперення;
2. нерухоме оперення – «літак-качка»;
3. відсутність оперення – «літаюче крило».

### 1.3.2 Класифікація гелікоптерів

Гелікоптери також класифікуються за різними ознаками: за призначенням, за видом приводу несучого гвинта, за розташуванням несучих гвинтів. Однак, більш правильно їх класифікувати за методом гасіння (компенсації) реактивного моменту несучого гвинта.

Таким чином, розрізняють шість видів вертольотів:

1. Одногвинтові з кермовим гвинтом.
2. Двогвинтові співвісні.
3. Двогвинтові подовжні.
4. Двогвинтові поперечні.
5. Багатогвинтові.
6. Гелікоптери з реактивними двигунами (соплами) на лопатах несучого гвинту.

*I тип* – це найбільш розповсюджена схема гелікоптерів. Вона була запропонована академіком Юр'євим Б.Н. ще у 1910 р. Та реалізована у

1924 р. Представник – система Міля М.І. (МІ-2, МІ-4, МІ-6, МІ-8, МІ-16, МІ-24 та інші). Вона виробляється з 1951 р. і є самою поширеною в СНД.

Достоїнства – дешеві, маневрені гелікоптери з гарними льотними характеристиками. Недоліки – порівняно великі габарити, через що від 6 до 10 % тяги витрачається на рух хвостового гвинта.

*II тип* – усі гелікоптери системи Камова М.І. (КА-8, КА-10, КА-26, КА-32, КА-35 та інші). У них є два протилежно обертові гвинти. Ця система впроваджена у виробництво в 1947 р.

Достоїнства – невеликі габарити, компактність конструкції, простота пілотування і посадки. Недоліки – наявність автомата перекоосу складної конструкції, недостатня певна стійкість, складність у керуванні.

*III тип* – несучі гвинти розташовані у передній та хвостовій частині гелікоптеру. Це конструкція Ігоря Сікорського – С-141. Діаметр хвостового гвинта більший ніж діаметр переднього. Гвинти працюють у режимі перекриття. Достоїнства – велика вантажопідйомність і живучість. Недоліки – великі габарити.

*IV тип* – гвинти розташовані на спеціальних балках або крилах, що лежать перпендикулярно до фюзеляжу гелікоптера. Представники – В-12, КА-22 («Гвинтокрил» системи Камова М.І.). Достоїнства – зручність при плануванні. Недоліки – складність конструкції.

*V тип* – розроблено для перевезень великогабаритних вантажів: від 70 до 100 тон. Застосовується для військових вантажоперевезень.

*VI тип* – будується за одnogвинтовою системою. Використовується, як правило, у військово-повітряних силах.

#### *Основні характеристики гелікоптера:*

1. Злітна маса.
2. Максимальне комерційне завантаження.
3. Кількість пасажирів.
4. Повне заправлення паливом.
5. Крейсерська швидкість.
6. Дальність польоту.
7. Швидкість бокового вітру при зльоті та посадці.

Наприклад, за останньою характеристикою гелікоптери розрізняються таким чином: МІ-2 –  $3 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , МІ-4 –  $5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , МІ-6 та МІ-8 –  $10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

Всі повітряні судна поділяються на військові, цивільні та спеціальні. Особливо виділяють експериментальні та навчальні. Цивільні ПС також поділяються на транспортні і спеціального призначення.

#### *За злітною масою літаки діляться на:*

1. літаки, злітна маса яких перевищує 75 тон (ІЛ-86, ІЛ-62, ТУ-154);
2. літаки, злітна маса яких складає від 30 до 75 тон (ТУ-134);
3. літаки, злітна маса яких складає від 10 до 30 тон (АН-24, ЯК-40);

4. літаки, злітна маса яких менше ніж 10 тон.

*За злітною масою гелікоптери діляться на:*

5. гелікоптери, злітна маса яких перевищує 10 тон (МІ-8, МІ-6);

6. гелікоптери, злітна маса яких складає від 5 до 10 тон (МІ-4);

7. гелікоптери, злітна маса яких складає від 2 до 5 тон (МІ-2, КА-26);

8. гелікоптери, злітна маса яких менше ніж 2 тон.

*За тривалістю польоту ПС поділяються на:*

1. далекомагістральні – з тривалістю більш ніж 6000 км (ІЛ-96);

2. середньомагістральні – від 2500 до 6000 км (ІЛ-86, ІЛ-62, ТУ-154);

3. близькомагістральні – від 1000 до 2500 км (ЯК-40);

4. місцеві повітряні лінії – менше ніж 1000 км (АН-24).

## 1.3 Аеродроми

### 1.3.1 Класифікація аеродромів

*Аеродром* – земельна або водяна ділянка, спеціально обладнана для зльоту, посадки, стоянки та обслуговування повітряних суден. Аеродроми цивільної авіації класифікуються за наступними основними ознаками:

*I. За видами поверхні злітно-посадкової смуги (ЗПС):*

1. з штучним покриттям ЗПС
2. з ґрунтовою ЗПС;
3. гідроаеродроми, де ЗПС – вода;
4. снігові та льодові.

*II. За характером використання:*

1. постійні;
2. тимчасові;
3. денної чи цілодобової дії.

*III. За призначенням:*

1. трасові – для виконання зльоту та посадки при польотах за маршрутом;
2. заводські – на авіаційних заводах при виконанні випробувальних польотів;
3. навчальні – в льотних училищах при підготовці пілотів;
4. спеціальні – для виконання авіаційних робіт (авіахімічні роботи, пожежна авіація, рятувальні роботи, демонстраційні польоти та інші).

*IV. За розташуванням та використанням екіпажами при польотах за трасами:*

1. базові;
2. проміжні;
3. аеродроми вильоту;

4. аеродроми призначення;
5. запасні.

Базовий аеродром – аеродром, на якому дислоковано авіазагін. Наприклад, якщо який-небудь екіпаж Одеського авіазагону виконує політ за будь-яким маршрутом, то для цього екіпажу завжди буде базовим аеродром Одеса.

Проміжні це такі аеродроми, на яких повітряні судна здійснюють проміжну посадку при виконанні дальніх рейсів.

Наприклад, на маршруті Одеса-Єкатеринбург-Хабаровськ-Владивосток. Єкатеринбург та Хабаровськ - проміжні аеродроми, Одеса – аеродром вильоту, Владивосток – аеродром призначення.

У випадку неможливості зробити посадку на аеродромі призначення з яких-небудь причин заздалегідь, ще перед польотом, визначається інший аеродром для посадки - запасний.

*V. За висотою над рівнем моря:*

1. гірські;
2. рівнинні.

До гірських аеродромів відносять всі аеродроми, які знаходяться на висоті що дорівнює та більш 1000 м над рівнем моря, а також аеродроми розташовані на місцевості з пересіченим рельєфом та відносними підвищеннями більш ніж 500 м у радіусі 25 км від аеродрому. Решта аеродромів відносяться до рівнинних.

*VI. За довжиною ЗПС та несучою здібністю* покриття аеродроми діляться на класи А, Б, В, Г, Д, Є та посадкові площадки.

Довжина ЗПС складає від 2 до 3,5 км, рідко досягає 4 км. Ширина ЗПС – від 40 до 80 м. На висотних аеродромах (частіше у горах, якщо є можливість) довжина ЗПС збільшується, щоб урахувати розрядження повітря на висоті аеродрому.

Аеродром конкретного класу повинен мати певну довжину та твердість ЗПС, щоб забезпечити зліт та посадку літаків у відповідності з їх злітними масами та габаритами. Так, аеродром класу А має довжину ЗПС не менше ніж 2500 м, щоб забезпечити зліт та посадку літаків зі злітною вагою більш ніж 200 т.

### 1.3.1 Складові частини аеродромів

На кожному аеродромі цивільній авіації можна визначити дві зони: льотну та службову (або службово-технічну).

*Льотна зона* – повітряний простір, який прилягає до аеродрому, й та частка аеродрому, на якій розташовані основна та запасна ЗПС, рульові доріжки (РД), місце стоянки ПС, кінцеві та бокові смуги безпеки.

*Службово-технічна зона* – територія, на якій розташовані наземні служби, що забезпечують роботу авіації.



До службово-технічної зони звичайно відносяться:

1. командно-диспетчерський пункт (КДП), з якого здійснюється керування польотами;
2. навігаційні служби - ближній приводний і дальній приводний радіомаркери (БПРМ та ДПРМ), радіолокаційна система посадки (РСП);
3. пункт розташування технічних служб і місце розміщення ПС - ангар;
4. пункт служби перевезень – аеровокзал.

*Аеропорт* – комплекс споруджень, які призначені для прийому та відправки ПС та обслуговування повітряних перевезень.

Тобто, аеродром, аеровокзал та інші споруди є складовими частинами аеропорту.

*Повітряний простір* (ПП) – простір, який примикає до аеродрому. Він поділяється як у вертикальній, так і у горизонтальній площині.

По вертикалі ПП ділиться на верхній і нижній.

*Нижній простір* – простір від рівня, який відповідає тиску стандартної атмосфери – 760 мм рт. ст. (1013,5 гПа), до висоти 6100 м у стандартних метеорологічних умовах.

*Верхній простір* – простір вище 6100 м.

Простір вище 16 км – поза контролю.

*Стандартні метеорологічні умови* – умови, які характерні для стандартної атмосфери.

У залежності від місцевих умов в окремих районах із складною орографією межа між нижнім та верхнім ПП може бути встановлена на висотах від 4600 до 7300 м при стандартних метеорологічних умовах.

По горизонталі ПП над аеродромом поділяється на:

1. сектори підходу;
2. вхідні та вихідні коридори;
3. зони очікування;
4. повітряні траси;
5. місцеві повітряні лінії.

*Повітряна траса* – коридор у повітряному просторі, який призначено для безпечних польотів повітряних суден.

Кожна повітряна траса має обмеження по висоті та ширині, а також свої засоби навігації. Ширина повітряної траси складає 10 км, у окремих випадках збільшується до 20 км.

Мінімальні за широтою повітряні траси мають місцеві повітряні лінії.

*Місцеві повітряні лінії* (МПЛ) – це траси, які встановлюються для літаків тільки у нижньому ПП.

МПЛ бувають двох категорій: перша категорія має ширину до 10 км, а друга – не більше 4 км (використовується тільки для візуальних польотів).

*Райони диспетчерської служби* – райони у радіусі 200 км від аеродрому.

*Райони аеродрому* – райони у радіусі 50...100 км від аеродрому.

*Зона зльоту та посадки* – зони у радіусі 20...30 км від аеродрому.

Керування повітряним рухом у вищевказаних межах здійснюється конкретними диспетчерськими пунктами.

#### **1.4 Організація єдиної системи керування повітряним рухом та її роль при забезпеченні безпеки польотів**

*Керування повітряним рухом (КПР)* – комплекс заходів по плануванню, координуванню, безпосередньо керуванню повітряним рухом та контролю за дотриманням встановленого режиму польотів.

*Служба руху (СР)* – одна з основних служб цивільної авіації. Вона призначена для КПР повітряних суден в районі аеродрому (аеровузлу), на повітряних трасах, МПЛ, маршрутах польотів по використанню авіації у народному господарстві з отриманням безпеки та регулярності польотів.

*Головні задачі СР:*

1. Організація, планування і забезпечення руху повітряних суден за повітряними трасами МПЛ і районами аеропортів.
2. Керування рухом ПС від початку буксирування, рулювання і зарулювання на стоянку.
3. Прийняття мір по запобіганню зіткнень ПС на землі й у польоті.
4. Забезпечення безпечних інтервалів між ПС у польоті по приладах і у візуальному польоті.
5. Своєчасне надання допомоги екіпажам ПС, що потерпіли лихо, а також при надзвичайних ситуаціях у польоті.
6. Доведення до нижчестоящих органів КПР і екіпажів повітряних суден режиму польотів і контроль його дотримання.

У 1975 році була утворена міжвідомча організація - єдина система керування повітряним рухом - ЄС КПР.

*Основні функції ЄС КПР:*

1. Планування повітряного руху.
  2. Координування польотів усіх відомств.
  3. Безпосередньо КПР.
  4. Контроль за режимом виконання конкретних польотів.
- Основний орган ЄС КПР - Головний центр (ГЦ) ЄС КПР.

ГЦ ЄС КПР складається з цивільного та військового секторів, що тісно пов'язані між собою, хоча задачі в них різні.

*Задачі цивільного сектора ЄС КПР:*

1. Загальне планування і координування, а також контроль за рухом ПС всіх відомств за повітряними трасами і МПЛ з метою забезпечення безпеки і регулярності польотів.
2. Участь у складанні розкладу руху повітряних суден.
3. Регулювання повітряних потоків.

4. Узгодження з військовим сектором питань, що пов'язані з використанням засобів авіації, метеорологічного та технічного забезпечення і т.п.

Вся територія країни для цілей КПП поділена на зони, а кожна зона на райони. На голі кожної зони (району) знаходиться зональний (районний) центр КПП - ЗЦ ЄС КПП (РЦ ЄС КПП), який має цивільний та військовий сектори. Зона (район) такого центру є зоною (районом) його відповідальності за безпеку ПР.

*Задачі КПП, що стоять перед зоною (районом):*

1. Розробка і затвердження добового плану польотів.  
2. Планування і координування загального порядку виконання польотів ПС в зоні і відповідальності району.

3. Узгодження з військовим сектором ЗЦ ЄС КПП і РЦ ЄС КПП порядку проведення польотів за МПЛ та за повітряними трасами відповідно до розкладу.

4. Забезпечення польотів ПС, що слідують поза розкладом.

ЗЦ ЄС КПП здійснює контроль за виконанням польотів, а РЦ ЄС КПП безпосередньо забезпечує безпеку польотів.

## **1.5 Класифікація польотів**

Польоти цивільної авіації поділяються в залежності від призначення і за висотою польоту, часом доби, районом польоту, умовами погоди, фізико-географічними умовами та умовами пілотування і літаководіння.

*1. За призначенням польоти поділяються на:*

1. транспортні (для перевезень пасажирів, вантажів, пошти);
2. для обслуговування різних галузей народного господарства, а також для надання медичної допомоги населенню та проведення санітарних заходів;
3. навчальні – для навчання курсантів та слухачів навчальних закладів ЦА;
4. навчально-тренувальні – для навчання, тренування та перевірки кваліфікації льотного складу;
5. іспитові – для іспиту літаків та гелікоптерів або встановленого на них обладнання;
6. методичні – для пошуку раціональної траєкторії руху ПС та методів керування ними, перевірки методик навчання льотного складу;
7. дослідні – для проведення наукових досліджень;
8. обльотні – для налагодження радіотехнічних засобів та роботи в польоті систем ПС, які не можна виконати на землі;
9. перегінні – для перегону літаків та гелікоптерів до ремонту, з ремонту та для зміни місця базування;
10. демонстраційні – для показу авіаційної техніки, пропаганди досягнень авіації та для аерошоу;

11. пошукові;
12. аварійно-рятувальні та інші.

*II. За районом дії польоти поділяються на:*

1. аеродромні (аеровузлові), які виконуються в районі даного аеродрому (аеровузла), тобто в радіусі 50...100 км;
2. трасові, які здійснюються за повітряними трасами, включаючи польоти за МПЛ;
3. позатрасові (за площею), коли політ виконується поза повітряною трасою, включаючи й польоти у районах застосування авіації у народному господарстві;
4. маршрутно-трасові;
5. міжнародні, які виконуються з перетином кордонів СНД або інших держав.

*III. За висотою польоти поділяються на:*

1. польоти на гранично малих висотах – до 200 м (включно) над рельєфом місцевості або водяною поверхнею;
2. польоти на малих висотах – від 200 до 1000 м над рівнем моря;
3. польоти на середніх висотах – від 1000 до 4000 м над рівнем моря;
4. польоти на великих висотах – від 4000 до 12000 м (включно) над рівнем моря;
5. польоти в стратосфері – вище 12 км.

*IV. За часом доби польоти підрозділяються на:*

1. денні – від світанку до заходу сонця;
2. нічні – від заходу сонця до світанку;
3. змішані.

*V. За умовами погоди польоти діляться на:*

1. польоти у простих метеорологічних умовах (ПМУ);
2. польоти у складних метеорологічних умовах (СМУ);

Складність метеорологічних умов визначається низькою хмарністю й обмеженою видимістю.

Складні метеорологічні умови – це умови, при яких кількість низької хмарності не менше 4 балів, нижня межа хмар знижується до 200 м, а видимість до 2000 м і менше.

*VI. За фізико-географічними умовами виділяють:*

1. польоти у гірській місцевості;
2. польоти у пустелях;
3. польоти над водяним простором;
4. польоти у полярних умовах північної та південної півкулі.

*VII. За умовами пілотування і літаководіння польоти діляться на:*

1. візуальні польоти - які виконуються за правилами візуального польоту (ПВП) і особистим ПВП, тобто при видимості земних орієнтирів і природного горизонту;

2. польоти по приладах - які виконуються за правилами польоту по приладах (ППП), тобто при частковій або повній невидимості земних орієнтирів і природного горизонту, і положення ПС та його місцезнаходження визначається екіпажем частково або повністю за навігаційними або пілотажними приладами. Такі умови складаються у хмарах, сильних опадах, пилових і піщаних бурях, туманах та імлі.

ПВП та особисті ПВП визначаються та регламентуються «*Наставлением по метеорологическому обеспечению гражданской авиации (НМО ГА-90)*». При цьому враховується цілий комплекс умов:

- район і зона дії;
- фізико-географічні умови;
- швидкість польоту;
- метеорологічні умови: нижня межа хмар та видимість.

Наприклад, у випадку польоту в зоні зльоту та посадки над рівнинною і пагористою місцевістю при швидкості польоту  $V \leq 300$  км·год<sup>-1</sup> нижня межа хмар (НМХ) повинна бути не нижче 150 м, видимість дорівнювати 2000 м, вертикальна відстань від ПС до НМХ (вертикальна видимість) – 50 м. При  $V = 300...550$  км·год<sup>-1</sup> нижня межа хмар повинна бути не нижче 300 м, видимість рівнятися 5000 м, відстань від ПС до НМХ – 100 м. У випадку польоту над гірською місцевістю при  $V \leq 550$  км·год<sup>-1</sup> НМХ повинна бути не нижче 300 м, видимість складати 5000 м, а вертикальна відстань від ПС до НМХ – 100 м.

В зоні підходу, за повітряними трасами, МПЛ і встановленим маршрутам над рівнинною і пагористою місцевістю при  $V \leq 300$  км·год<sup>-1</sup> нижня межа хмар повинна бути не нижче 150 м, видимість дорівнювати 2000 м, вертикальна відстань від ПС до НМХ – 50 м. При  $V = 300...550$  км·год<sup>-1</sup> нижня межа хмар повинна бути не нижче 300 м, видимість рівнятися 5000 м, відстань від ПС до НМХ – 100 м; над гористою місцевістю (з висотами до 2000 м) місцевістю при  $V \leq 550$  км·год<sup>-1</sup> НМХ повинна бути не нижче 400 м, видимість складати 5000 м, а вертикальна відстань від ПС до НМХ – 100 м. Над гористою місцевістю (з висотами більш 2000 м) при  $V \leq 550$  км·год<sup>-1</sup> НМХ повинна бути не нижче 700 м, видимість складати 10000 м, а вертикальна відстань від ПС до НМХ – 100 м

## 1.6 Організація польотів в цивільної авіації

*Організація польотів в цивільної авіації* – це цілий комплекс заходів, до якого входять:

- планування польотів;
- підготовка польотів;
- виконання польотів;
- керування польотом;

- аналізування польотів.

*Планування польотів* – виконується відповідно з перспективними, поточними та оперативними планами управління, підприємств та підрозділів ЦА.

Планування поділяють на довгострокове ( $\geq 10$  діб), добове і поточне.

Підготовка до польоту – попередня (напередодні дня вильоту) та передпольотна (за 1 годину перед вильотом). У попередній бере участь весь екіпаж, у передпольотній - командир судна.

*Виконання польотів* – здійснюється суворо по НМО ГА-90. Керування польотами полягає у здійсненні постійного контролю та регулюванні польотів.

*Керування повітряним рухом* (КПР) безпосередньо проводиться диспетчером служби КПР. За кожним диспетчером закріплюється зона (район) відповідальності.

Наприклад:

1. В районі диспетчерської служби керівництво польотами здійснює районний диспетчерський пункт (РДП).

2. В районі аеродрому, який є районом підходу - диспетчерський пункт підходу (ДПП). Зона відповідальності ДПП від межі кола до зовнішньої межі району аеродрому (100...150 км).

3. В зоні посадки - диспетчерський пункт системи посадки (ДПСП).

4. В зоні зльоту – стартовий диспетчерський пункт (СДП).

5. В повітряних зонах МПЛ – місцевий диспетчерський пункт (МДП).

6. Планування польотів, забезпечення та організація взаємодії з суміжними аеродромами здійснюється аеродромним диспетчерським пунктом (АДП).

7. Для координації дій РДП, які розташовані на території управління ЦА та оперативного вирішення питань, які виникають між ними, а також для взаємодії з командним пунктом (КП) управління польотами військових округів організується головний районний диспетчерський пункт (ГРДП), який безпосереднього керування ПР не здійснює.

*Розглянемо порядок роботи диспетчерських пунктів докладніше.*

Після готовності ПС до вильоту керування бере диспетчер руління (від стоянки до рульової доріжки), потім диспетчер старту дає дозвіл на запуск двигунів, заняття ЗПС та виконання зльоту. Після зльоту керування передається диспетчеру кола. Коло над аеродромом нагадує прямокутник. Це коло та висота польоту по колу встановлюються спеціальною інструкцією.

При виході з зони кола керування ПС передається диспетчеру підходу (100...150 км). При наближенні ПС до зовнішнього підходу ДПП передає керування диспетчеру районного центру ЄС КПР, яка здійснює керування ПС по трасі та маршруту. При підході до аеропорту призначення передача виконується навпаки.

Аналіз польотів проводиться не менше 1 разу на місяць з метою підвищення ефективності роботи екіпажу та авіапідприємств.

### 1.7 Ешелонування літаків на повітряних трасах

З метою розосередження ПС і запобігання їх зіткнень між собою та з наземними перепонами вводиться *система ешелонування*.

Ця система полягає в розосередженні ПС на безпечну відстань одне від одного і від наземних перепон.

Використовуються три види ешелонування:

1. вертикальне;
2. подовжнє;
3. бокове.

Вертикальне ешелонування полягає в розосередженні літаків та гелікоптерів по різних висотах, яке забезпечує безпечну відстань між ними по вертикалі та безпечну висоту над наземними перешкодами.

В основі вертикального ешелонування є розуміння, що припустима імовірність зіткнень ПС у повітрі не повинна перевищувати  $2 \cdot 10^{-6}$ .

До 1 грудня 1977 р над територією СРСР літальні апарати ешелонувались з інтервалами:

$\Delta H = 300$  м до висоти 6000 м;

$\Delta H = 600$  м від 6000 до 9000 м;

$\Delta H = 1000$  м вище 9000 м.

З 1 грудня 1977 р впроваджено нові інтервали ешелонування. Був скорочений інтервал між ешелонами 9 та 12 км до 600 м, у зв'язку із необхідністю збільшення щільності польотів, а висоти 9...12 км є найбільш економічні.

З 1 березня 1984 р введено нова система вертикального ешелонування:

$\Delta H = 300$  м до висоти 8100 м;

$\Delta H = 600$  м від 8100 до 12100 м.

Це нововведення дозволило ввести 5 нових ешелонів, що збільшило їх кількість у порівнянні з 1977 р.

Для повітряних трас встановлюється напівкругла система вертикального ешелонування польотів.

При польоті за курсом, при напрямі повітряних трас і маршрутів поза трасою з істинними путтьовими кутами від 0 до  $179^\circ$  (східна половина горизонту) встановлюються такі ешелони: 900, 1500, 2100 м і т.п., тобто кожні 600 м до висоти 8100 м; далі через кожні 1000 м до висоти 12100, а потім через 2000 м – 14100, 16100 м і т.п.

При напрямі повітряних трас і маршрутів поза траси з істинними путтьовими кутами від 180 до  $359^\circ$  (західна половину горизонту) встановлюються наступні ешелони: 1200, 1800, 2400 м і т.п., тобто кожні 600 м до ви-

соті 8600 м; далі через кожні 1000 м до висоти 13100, а потім через 2000 м – 15100, 17100 м і т.п.

Ешелони польотів встановлюються від ізобаричної поверхні, яка відповідає стандартному тиску 760 мм рт.ст. (1013,25 гПа). Висоти витримують за допомогою барометричного висотоміру, і політ виконується по відповідній ізобарі, тому що нахил ізобари дуже малий, і вона практично горизонтальна.

При польоті по району аеродрому вертикальне ешелонування проводиться незалежно від курсу польоту через кожні 300 м до висоти 6000 м і далі через 1000 м.

Обраний ешелон повинен повністю виключати можливість зіткнення літаків на зустрічних або перехресних курсах, а також зіткнення з природними перешкодами (височини, гори і т.п.) та штучними (високими будівлями, вишками і т.п.). Ешелонування має особливе значення у гірській місцевості. При висоті гір більше 2000 м найнижчий ешелон встановлюють не нижче 1000 м над перешкодами.

При обранні ешелону слід урахувати атмосферний тиск, приведений до рівня моря, вертикальний розподіл температур і рельєф місцевості.

*Поздовжнє ешелонування* літаків та гелікоптерів полягає в розосередженні їх у горизонтальній площині на мінімальній відстані, безпечній для польоту.

Цей вид ешелонування застосовується при польоті ПС на однакових висотах по одному й тому ж маршруту або з перетином ешелонів, які зайняті іншими літаками та гелікоптерами.

Мінімальні інтервали поздовжнього ешелонування по ПВП встановлюються:

- по одному маршруту на однаковій висоті не менше 2 км;
- при перетині висоти, яка зайнята іншим ПС - не менше 2 км у момент перетину.

Мінімальні інтервали поздовжнього ешелонування по ППП при наявності безперервного радіолокаційного контролю встановлюються:

- на одному ешелоні не менше 30 км;
- при перетині зустрічного ешелону, який зайнятий іншим ПС, – не менше 30 км під час перетину.

Мінімальні інтервали поздовжнього ешелонування по ППП при відсутності безперервного радіолокаційного контролю встановлюються:

- на одному ешелоні – на відстані, яку ПС подолає за період не менше 10 хвилин (у середньому 1 хвилина – 15 км);
- при перетині зустрічного ешелону, який зайнятий іншим ПС – не менше 10 хвилин у момент перетину.

*Бокове ешелонування* літаків та гелікоптерів, які летять по трасі на однаковій висоті, полягає в розосередженні їх на паралельних маршрутах загального напрямку, на відстані, що виключають небезпеку зближення ПС.



За правилами бокового ешелонування відстань між осями повітряних трас повинна бути не менша 50 км. При польоті поза трасою бокова відстань між ПС, які летять в одному або протилежному напрямках, повинно бути не менша 10 км.

Мінімальні інтервали бокового ешелонування по ППП встановлюються не менше 20 км при розходженні ПС в умовах безперервного радіолокаційного контролю.

При відсутності безперервного радіолокаційного контролю бокове ешелонування по ППП забороняється.

## 1.8 Системи посадок

### 1.8.1 Радіотехнічна та радіолокаційна посадкові системи

Для забезпечення зльоту та посадки літаків, особливо в умовах обмеженої видимості та низької хмарності, ПС та аеродроми обладнуються різними *посадковими системами*. Вони являють собою комплекс радіотехнічних, радіолокаційних і світлотехнічних засобів.

Основною системою, яка забезпечує інструментальну посадку літаків у аеропортах ЦА, є *радіотехнічна система посадки*. Вона на теперішній час – єдиний засіб, здібний забезпечити автоматичну посадку ПС.

*Радіотехнічні засоби навігації* - системи навігації, які працюють у різних режимах та у різних діапазонах хвиль, а також радіомаячні системи.

*Радіомаячна система посадки* – система, яка складається з радіотехнічного обладнання, що розташоване на аеродромі та на літаках.

Наземне обладнання складається з кругового, глісадного та двох маркерних радіомаяків.

Круговий та глісадний радіомаяки являють собою ультракороткохвильові радіопередавачі. Вони дають спрямоване випромінювання у вигляді двох перехресних пелюстків: перший у горизонтальній, а другий у вертикальній площині. Лінія перетину цих пелюстків є *глісадою*, по якій повинен знизатися літак.

Маркерні маяки являють собою також радіостанції, які передають через певні інтервали часу (дуже невеликі) до ефіру свої позивні (звичайно це дві літери азбуки Морзе).

Кожен маркер, а їх чотири – 2 з однієї і два з другої сторони ЗПС, мають свої позивні та свою частоту. Вони служать сигналізацією пілоту про проходження літаком контрольних пунктів, якими є:

- дальній приводний радіомаркер (ДПРМ) або дальній привод, який розташований на відстані 4 км від початку (торцю) ЗПС;

- ближній приводний радіомаркер (БПРМ) або ближній привод, який розташований на відстані 1 км від початку (торцю) ЗПС (рис. 1.1).

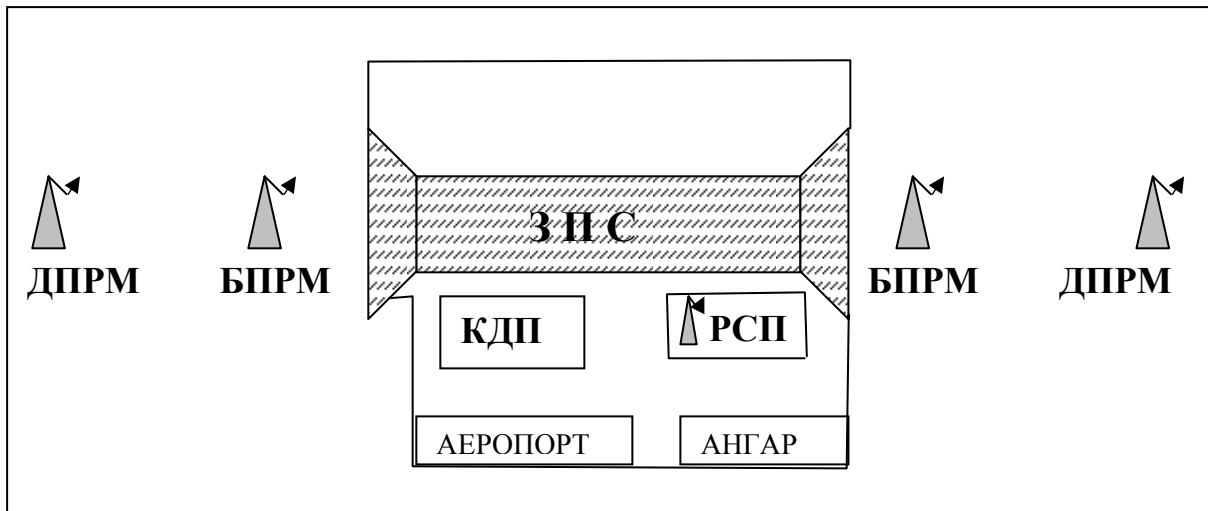


Рис. 1.1 - Схема розташування радіотехнічних засобів аеродрому.

На борту ПС група радіотехнічних засобів навігації представлена *автоматичним радіокомпасом* (АРК), який показує напрям на працюючу радіостанцію. Наприклад, якщо ПС знаходиться праворуч ДПРМ, то стрілка на АРК звернена вліво, якщо ПС ліворуч від ДПРМ – вправо.

При проходженні літака безпосередньо над приводом, сигнал даного радіомаяка ловиться ПС, і на щитку приймача спалахує лампочка і додатково дзвенить дзвоник.

Зниження ПС починається приблизно за 35 км з висоти біля 1000 м. Над ДПРМ літак пролітає на висоті 200...300 м, над БПРМ – 50...100 м. Кут глісади коливається у межах від  $3^\circ$  до  $2^\circ 40'$  (рис. 1.2).

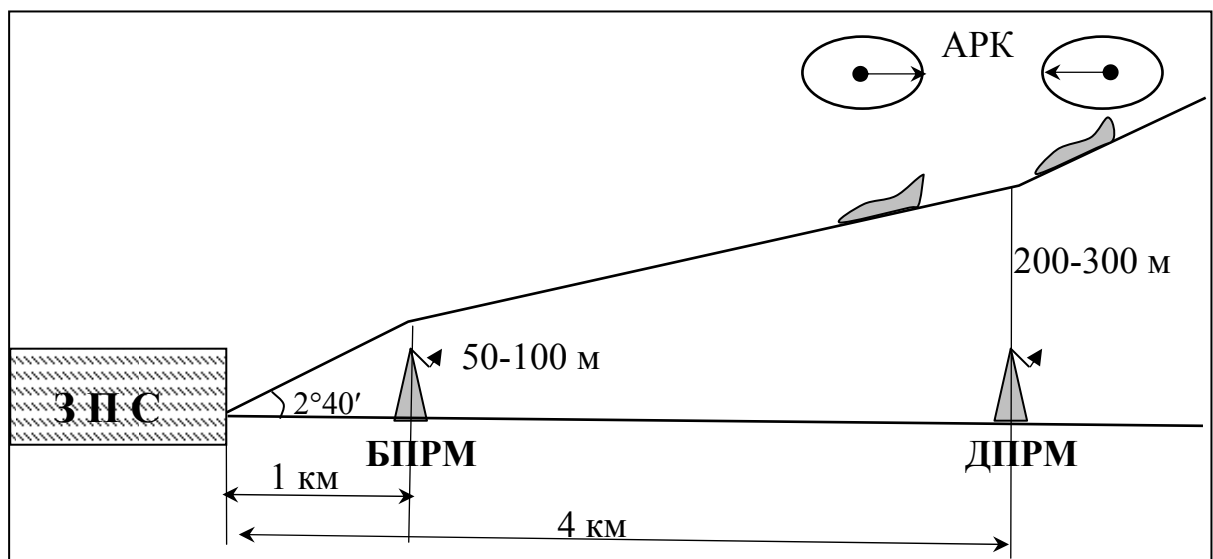


Рис. 1.2 - Схема розташування радіотехнічних засобів аеродрому.

Сигнали, які приймаються курсовим та глісадним радіоприймачами, передаються на загальний індикатор з двома стрілками. При відхиленні літака вліво від лінії посадкового курсу стрілка відхиляється вправо, тобто вказує куди треба повернути. При відхиленні ПС уверх від глісади стрілка відхиляється донизу. Політ буде проходити точно по глісаді, коли обидві стрілки взаємо перпендикулярні.

*Радіолокаційна система посадки (РСП)* заснована на використанні наземної радіолокаційної техніки з комплектом додаткового обладнання.

Посадковий радіолокатор, являє собою в загальному вигляді радіолокаційну станцію приблизно такого ж обладнання, як й метеорологічний радіолокатор та встановлюється по напрямку посадки ліворуч від ЗПС. Він випромінює по черзі імпульсні радіосигнали курсу та зниження, тобто глісади.

На світлоплані курсу, або індикаторі кругового огляду (ІКО), зображені посадкова смуга та напрям посадки. На глісадному світлоплані, або індикаторі дальність-висота (ІДВ), зазначена лінія зниження.

Перед диспетчером РСП знаходяться два екрани цієї радіолокаційної станції, і він слідкує за відхиленням літака від курсу та глісади. У випадку відхилення ПС від курсу та глісади диспетчер передає команду на більш швидке зниження та поворот ліворуч.

У великих аеропортах часто використовуються об'єднані посадкові системи.

Слід відзначити, що коректування курсу та висоти може проводитися у ручному та автоматичному режимах, але на останній ділянці зниження, з висоти приблизно 30 м і віддалення від торця ЗПС біля 300 м, пілот повинен взяти керування на себе, тому що візуальна оцінка при посадці завжди точніша, ніж посадка за приладами.

### 1.8.2 Оптична система посадки

До комплексу засобів для забезпечення зльоту, посадки та руління літаків, особливо при обмеженій видимості та низькій хмарності, входить також світлосигнальне обладнання аеродрому (*оптична система посадки*). З його допомогою пілот одержує візуальну інформацію про просторове положення літака, а за допомогою посадкового обладнання - інформацію про відстань до точки торкання ЗПС.

Аеродроми I, II та III категорії забезпечуються обладнанням, що являє собою джерела світла високої інтенсивності, кожний з яких випромінює до 10000 кандел.

У залежності від категорії складності посадки використовуються різноманітні світлосигнальні системи. При ПМУ (видимість більше 2000 м) достатньо простішого обладнання: вогнів, які розташовані уздовж ЗПС, та одинарного ряду вогнів, які приблизно вказують напрям на вісь ЗПС. Якщо

захід на посадку здійснюється при меншій видимості, необхідно більш складне обладнання.

Світлосигнальні системи заходу на посадку за схемою побудови та світлотехнічним параметрам стандартизовані відповідно з нормами ІКАО. Так, по I категорії ІКАО, лінія вогнів зближення у цій системі дорівнює 900 м, інтервали між вогнями – 30 м; вхідні, бокові та обмежувальні вогні – в суворо встановлених кількостях та певного кольору (оранжевий, синій і т.п.).

Вогні світлообладнання бувають: проблискові – запалюють тільки при дуже поганій видимості; поперечні вогні – оранжевого кольору; посадкові вогні – 1...2 м від бокових меж ЗПС, 50 м – відстань між вогнями; вогні спрямовані під кутом 2-3° уверх.

Вважається, що видимий контакт надійно встановлено, коли пілот бачить земні орієнтири на протязі не менше 150 м. При заході на посадку з використанням системи I категорії ІКАО такий контакт забезпечується на висоті 90 м. Видима ділянка вогнів збільшується по мірі зниження по глісаді, до моменту торкання літаком ЗПС вона досягає 800 м.

Якщо посадкова швидкість  $220 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ , видимий контакт продовжується 16 с. За цей час пілот повинен оцінити просторове положення літака та прийняти рішення про посадку або відхід на друге коло.

При II категорії ІКАО (видимість на ЗПС 400 м) видимий контакт продовжується тільки 6 с, що недостатньо для орієнтування. Для цієї категорії є додаткові вогні: кінцевої смуги безпеки, зони приземлення та лінії вісі ЗПС. Крім цього встановлені вхідні вогні, які являються одними з головних орієнтирів при посадці.

Експлуатовані в теперішній час посадкові системи не можуть забезпечити посадку при повній відсутності горизонтальної видимості та хмарності, яка опустилася до землі, або при опадах з погіршенням видимості до нуля. Вони лише допомагають пілоту пробити хмари, виконати захід по глісаді, посадку при низьких хмарах та обмеженій видимості. Незважаючи на швидкий розвиток та удосконалення радіотехнічних, аеронавігаційних та світлосигнальних засобів, точність виводу літака на траєкторію зниження та утримання його на глісаді ще не настільки висока, щоб здійснювати посадку наосліп. Дуже складно досягти точного збігу осі ПС, що приземляється, з віссю ЗПС та утримати літак на потрібній висоті на глісаді зниження та над посадковою смугою в близький до приземлення момент за допомогою автоматичних приладів. Тому найбільш відповідальний момент глісади – приземлення – поки що здійснюється пілотом ПС вручну, оскільки око людини «відчуває» висоту польоту точніше найудосконаленіх приладів. Повністю автоматичної посадки поки ще немає, як і немає повністю посадки наосліп.

Бурхливий розвиток радіотехніки, електроніки, автоматики та інших галузей науки і техніки дає надію на вирішення даних актуальних проблем.

Розробляються засоби посадки по III категорії ІКАО. Дослідження та експерименти свідчать про те, що видимі засоби ефективні, коли дальність видимості вогнів для посадки не менше 200 м. Це граничне значення і повинне забезпечити світлосигнальне обладнання III категорії ІКАО.

Обладнання аеродромів системою посадки, поряд з підвищенням безпеки польотів, дозволяє значно збільшити регулярність руху ПС, що, в свою чергу, дає великий економічний ефект.

## 1.9 Мінімуми погоди

За умовами погоди польоти поділяються на польоти в складних та простих метеорологічних умовах.

Польотами в простих метеорологічних умовах зводяться такі польоти, які виконуються, як правило, в умовах хорошої видимості землі та природного горизонту.

Польотами в складних метеорологічних умовах зводяться польоти, які виконуються, як правило, по приладах в умовах відсутності видимості землі та природного горизонту.

Складні метеорологічні умови, в основному, визначаються станом хмар та видимості. Польоти в хмарах й поза хмарами вдень та вночі, тобто незалежно від часу доби, для всіх типів літаків є польотами в складних метеорологічних умовах.

Для безпеки посадки літака в складних метеорологічних умовах необхідна певна мінімальна висота нижньої межі хмар й погіршена (посадкова) видимість.

*Мінімальна висота нижньої межі хмар (НМХ)* – висота, з якої пілот чітко бачить наземні орієнтири, і, в тому числі, й вогні світлообладнання ЗПС, та може візуально вести літак на лінію посадки і здійснити посадку.

*Мінімальна посадкова видимість* – відстань по уклону від глісади зниження, на якій пілот літака, що приземляється, при переході від пілотування по приладах до візуального пілотування може виявити та розпізнати початок ЗПС.

*Мінімум погоди* – мінімально припустимі значення висоти НМХ і видимості, які забезпечують безпеку польоту ПС.

Для безпеки і регулярності польотів на аеродромах встановлюються мінімуми для зльоту та посадки. При визначенні мінімумів ураховуються такі фактори:

- тип літака (мінімум для зльоту та посадки);
- бортове та наземне обладнання для зльоту та посадки;
- розмір та характеристики ЗПС;
- час доби;
- наявність перешкод в секторі зльоту та посадки;

- рельєф місцевості біля аеродрому.

Аеродроми, які обладнані більш сучасними посадковими системами і не мають поблизу природних та штучних перешкод, мають більш низькі мінімуми. З таких аеродромів зліт та посадка здійснюються при більш складних метеорологічних умовах.

*Мінімум аеродрому для зльоту* - мінімально припустимі значення дальності видимості на ЗПС і при необхідності висоти НМХ (вертикальної видимості).

*Мінімум аеродрому для посадки* - мінімально припустимі значення дальності видимості на ЗПС і висоти НМХ (вертикальної видимості), яка дорівнює висоті прийняття рішення.

*Висота прийняття рішення (ВПР)*, коло – встановлений маршрут польоту над аеродромом, який здійснюється на висоті не менш за 300 м над рівнем аеродрому. Для деяких аеродромів встановлюється висота кола  $\geq 600$  м.

Висота хмар та висота прийняття рішення близькі одна до одної. Якщо, наприклад, рівень прийняття рішення 30 м, то літак, пілот якого візуально не бачить землі, може опускатися до 30 м.

*Мінімум командира для посадки* - мінімально припустимі значення висоти прийняття рішення та дальності видимості на ЗПС.

*Мінімум командира ПС для польотів по ПВП* - мінімально припущені значення висоти НМХ та видимості, при яких дозволяються візуальні польоти.

*Дальність видимості на ЗПС* – найбільша відстань у напрямку зльоту та посадки, з якого ЗПС, спеціальні вогні або маркери, які обмежують ЗПС, можуть бути видимими над осьюовою лінією ЗПС, яка відповідає середньому рівню ока пілота над ЗПС (ця висота приймається рівною 5 м).

У залежності від обладнання аеродромів комплексом засобів для автоматичного заходу на посадку в найбільш складних метеорологічних умовах встановлюються три категорії *метеомінімумів*:

- метеомінімуми I категорії – висота прийняття рішення 60 м, дальність видимості на ЗПС 800 м.

- метеомінімуми II категорії – висота прийняття рішення від 30 до 60 м, дальність видимості на ЗПС менш ніж 800, але не менш ніж 400 м;

- метеомінімуми III категорії – висота прийняття рішення менш ніж 30 м, дальність видимості на ЗПС менш ніж 400 м.

Імовірність попадання в метеорологічні умови, які віднесені до I категорії мінімуму складає 8...10 %, II – 3...4 % та III – 0,5 %.

*Мінімуми погоди, які прийняти ІСАО:*

- мінімум I категорії:  $H_{ВПР} = 60$  м, видимість посадкових вогнів  $V = 800$  м;

- мінімум II категорії:  $H_{ВПР} = 30$  м,  $V = 400$  м;

- мінімум III категорії: без обмеження (автоматична посадка):

- III-A  $H_{ВПР} = 0$  м,  $V = 200$  м;

- III-V  $H_{ВПР} = 0$  м,  $V = 0$  м

Виконання польотів в Арктиці та Антарктиці потребує введення відповідних мінімумів погоди.

У теперішній час для польотів ПС в Арктиці (в арктичних експедиціях та при проведенні льодової розвідки) встановлені наступні мінімуми:

- у відкритому морі –  $H_{НМХ}$  не менше ніж 150 м, видимість не менш ніж 2000 м;

- поблизу берегової лінії материку, островів, архіпелагів -  $H_{НМХ} \leq 200$  м, видимість не менш ніж 5000 м;

- в вузьких протоках з високими берегами -  $H_{НМХ} \leq 250$  м, видимість не менш ніж 5000 м, відсутність стокового вітру (потік повітря під дією сили ваги по достатньо похилому схилу).

Для польотів ПС в Антарктиці встановлені наступні мінімуми:

- при польотах на дальні маршрути між береговими науковими станціями -  $H_{НМХ}$  над рельєфом не менш ніж 600 м, видимість не менш ніж 5 км;

- при польотах у глибину материку -  $H_{НМХ}$  над рельєфом  $\leq 700$  м, видимість не менш ніж 10 км;

- при польотах до санно-тракторних потягів та до інших об'єктів із скиданням вантажу з повітря – хмарність не більше 5 балів,  $H_{НМХ} \leq 600$  м, видимість не менш ніж 6 км, відсутність хуртовини та стокового вітру.

Аеропорт «Бориспіль» був обладнаний для автоматизованої посадки літаків за метеомінімумом I категорії ІКАО ще в 70 рр. Тоді ж на базі нової електронної обчислювальної техніки почали розробляти автоматизовані системи управління повітряним рухом. Вперше в Радянському Союзі в березні 1979 р. Бориспільському аеропорту було вручене сертифікат на право здійснювати прийом літаків II категорії ІКАО. Колектив Бориспільського аеропорту іноді називають «випробувальним полігоном цивільної авіації».

Український міжнародний аеропорт «Бориспіль» першим в СНД дістав можливість з 26 травня 2001 р. приймати ПС за III категорією ІКАО, в якому установкою світлосигнального обладнання і ряду інших систем займалася німецька компанія Honeywell Airport Systems GmbH. Незабаром свій «всезгодний» аеропорт отримала і Росія - в серпні 2002 р. Міждержавний авіаційний комітет видав відповідний сертифікат Міжнародному аеропорту Шереметьєво (Москва).

В 2005 р. міжнародний аеропорт Домодедово (Москва) завершує проєкт реконструкції аеродромного комплексу за стандартами категорії IIIa ІКАО. У найближчій перспективі третю категорію може отримати «Пулково» (Санкт-Петербург), а також активно в цьому напрямі працює Ташкент.

## 2 МЕТЕОРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

### 2.1 Структура та основні задачі метеорологічних органів, що забезпечують цивільну авіацію

Організація метеорологічного забезпечення цивільної авіації здійснюється Комітетом України з питань гідрометеорології.

*Правила метеорологічного забезпечення авіації* (далі - Правила) встановлюють вимоги щодо організації та здійснення метеорологічного забезпечення авіації.

Вимоги цих Правил поширюється на юридичних та фізичних осіб, діяльність яких пов'язана з метеорологічним забезпеченням польотів повітряних суден цивільної авіації та цивільних експериментальних повітряних суден, виконанням польотів та обслуговуванням повітряного руху.

Метеорологічне забезпечення державної авіації здійснюється відповідно до вимог нормативних документів Міністерства оборони України.

Порушення вимог цих Правил тягне за собою відповідальність згідно з чинним законодавством України.

Вся організація та керівництво метеорологічним забезпеченням ЦА здійснюється відділом метеорологічного забезпечення авіації Комітету України з питань гідрометеорології та управліннями гідрометеослужби.

Таким чином, ЦА не має автономної метеорологічної служби. Все метеорологічне забезпечення ЦА організує та несе за нього відповідальність, тобто за якість та своєчасність метеорологічної інформації, Комітет з питань гідрометеорології.

Безпосередньо метеорологічне забезпечення ЦА в аеропортах здійснюється наступними оперативними органами Комітету, які знаходяться в аеропортах (аеродромах):

- головний авіаметеорологічний центр (ГАМЦ) – у Росії в Москві, в Україні у Києві (УАМЦ);

- зональні авіаметеорологічні центри (ЗАМЦ) – Одеса, Сімферополь, Харків, Дніпропетровськ та Львів у межах України. Новосибірський, Хабаровський та Ташкентський ЗАМЦ – у межах СНД;

- авіаційні метеорологічні центри (АМЦ);

- авіаметеорологічні станції (АМСЦ) I, II, III IV розрядів;

- оперативні групи (ОГ);

- авіаметеорологічні пости (АМП).

В оперативному відношенні метеорологічні підрозділи підпорядковуються командирам авіапідприємств.



Розглянемо основні обов'язки Комітету України з питань гідрометеорології та його оперативних органів на місцях відносно до вимог ЦА.

Комітет та його підрозділи на місцях виконують наступні задачі:

- здійснюють безпосередньо метеорологічне забезпечення польотів за трасами, районами польотів, по району свого аеродрому;

- впроваджують в практику роботи метеопідрозділів найбільш надійні та доскональні методи прогнозування погоди, форм та засобів метеорологічного забезпечення польотів, проводять вивчення та узагальнення авіаційно-кліматичних умов в районі польотів;

- здійснюють контроль за роботою метеорологічних приладів, які використовуються працівниками ЦА, організують їх ремонт через місцеві управління Комітету України з питань гідрометеорології за кошти ЦА;

- впроваджують у практику роботи метеопідрозділів нові технічні засоби та проводять розробку пропозицій по удосконаленню метеорологічної техніки;

- проводять заняття з авіаційної метеорології з керівництвом, льотним та диспетчерським складом, а також підвищують рівень підготовки спеціалістів метеорологічної служби;

- організують польоти синоптиків по авіатрасам, які вони обслуговують, для вивчення фізико-географічних особливостей трас і для розвідки погоди.

*Головна задача* – забезпечення безпеки польотів в метеорологічному відношенні, а також сприяння підвищенню їх регулярності та економічності.

*Головний авіаметеорологічний центр* (ГАМЦ) виконує наступні виробничі задачі:

1. Здійснює метеорологічне забезпечення польотів ПС по авіатрасам й у Київській повітряній зоні.

2. Забезпечує ЗАМЦ, АМСЦ і ОГ:

- авіаційними прогностичними картами (АПК);

- прогнозами погоди;

- попередженнями про небезпечні для авіації явища погоди;

- метеорологічною інформацією.

3. Здійснює взаємообмін метеорологічною інформацією за допомогою сучасних інформаційних технологій.

4. Проводить регіональні дослідження з авіаційної метеорології, випробування нових методів прогнозу метеорологічних елементів і пробних зразків метеорологічного обладнання, яке призначене для оперативної мережі.

5. Здійснює оперативні-методичні інспекції ЗАМЦ і АМСЦ.

6. Організує на своїй базі стажування спеціалістів АМСЦ з опанування ними нових форм та методів метеорологічного забезпечення авіації.

7. Забезпечує центральну диспетчерську службу всіма метеорологічними матеріалами (консультаціями, прогнозами погоди, штормовими по-

передженнями, інформацією про фактичну погоду на місцевих та міжнародних повітряних трасах, аеропортах зльоту, посадки та запасних).

*Зональні авіаметеорологічні центри (ЗАМЦ)* виконують виробничі задачі, які аналогічні задачам ГАМЦ, на закріпленій за ними території.

*Авіаметеорологічні станції I, II і III розрядів та ОГ* виконують такі виробничі задачі:

- здійснюють безпосереднє метеорологічне забезпечення польотів ПС за трасами, районами польотів та по району свого аеродрому;
- забезпечують АМСЦ, ОГ та АМП, які до них прикріплені, прогнозами погоди й попередженнями про небезпечні для авіації явища;
- проводять випробування та уточнення нових методів прогнозу метеорологічних елементів;
- навчають та інструктують працівників ЦА, які залучені до виконання спостережень за погодою на аеродромах МПЛ;
- контролюють інформаційну роботу та якість спостережень за погодою на гідрометеостанціях та постах, які залучені до подачі метеоінформації на адресу АМСЦ;
- проводять заняття з авіаційної метеорології з льотним та диспетчерським складом служби руху підрозділів ЦА;
- виконують оцінку справджуваності прогнозів погоди й штормових попереджень;
- ведуть облік повернень літаків та їх посадок на запасні аеродроми з метеорологічних умов;
- аналізують невиправдані прогнози погоди;
- проводять інспекції АМСЦ нижчих розрядів по завданню УГКС;
- здійснюють контроль за роботою метеорологічних приладів, які використовуються працівниками ЦА, та ремонтують їх за кошти ЦА;
- проводять дослідницькі роботи по вивченню синоптико-кліматичних особливостей району свого аеропорту і трас, що обслуговуються;
- організують вивчення працівниками АМСЦ авіатехмінімуму по програмі Комітету України з питань гідрометеорології і міністерства цивільної авіації (заняття проводять фахівці ЦА);
- проводять технічне навчання по підвищенню кваліфікації складу АМСЦ;
- здійснюють польоти синоптиків по обслугованим трасам з метою вивчення їх фізико-географічних особливостей і розвідки погоди.

*Авіаметеорологічні станції IV розряду* прогностичної роботи не ведуть. Вони забезпечують командний, льотний та диспетчерський склад служби руху інформацією про фактичну погоду, а також прогнозами погоди і попередженнями про небезпечні для авіації метеорологічні явища, отриманими від прогностичних органів, до яких вони відносяться.

*Авіаційні метеорологічні пости* проводять спостереження за фактичною погодою і забезпечують цими даними начальників аеропортів, а також передають їх до базового аеропорту.

## 2.2 Метеорологічні спостереження та зведення

Для метеорологічного забезпечення польотів між аеродромами вильоту, посадки та запасними відбувається обмін метеорологічною інформацією. Порядок проведення спостережень за погодою та розповсюдження метеорологічної інформації визначається «*Наставлением по метеорологическому обеспечению гражданской авиации (НМО ГА-90)*». Система збирання та розповсюдження метеорологічної інформації дає можливість оперативним підрозділам одержувати необхідні відомості про фактичну погоду по районах польотів, повітряним трасам та інформацію про небезпечні явища погоди.

Аеродромні метеорологічні органи забезпечують проведення регулярних спеціальних спостережень за станом погоди на аеродромі.

Регулярні спостереження проводяться через фіксований проміжок часу:

- під час польотів - через 30 хв, в строк 00 і 30 хв кожної год;
- при відсутності польотів - через 1 год, в строк 00 хв кожної год.

В аеропортах з нецілодобовою роботою за погодою спостерігають лише в період польотів. Але спостереження повинні починатися за 2 год до початку польотів і проводитися на протязі всього періоду польотів, а також у випадках, коли аеродром буває запасним.

Повідомлення про результати спостережень мають вигляд регулярних метеозводів, які складаються у форматі коду METAR і містять таку інформацію: показчик типу зводу, індекс аеродрому, строк спостереження, напрям і швидкість вітру біля поверхні землі, метеорологічна видимість, дальність видимості на злітно-посадковій смузі (ЗПС), при необхідності, явища погоди, кількість та висота нижньої межі хмар, температура повітря і точка роси, атмосферний тиск на рівні старту ЗПС, стан ЗПС, прогноз на посадку (відомості про очікувані метеорологічні умови на період до 2 год з моменту, на який складено звід).

METAR – регулярний кодований звід, що складається в строки 00 та 30 хв кожної год з осередненням параметрів вітру, дальності видимості на ЗПС (RVR) за 10 хв, температури, тиску QNH, висоти хмар, метеорологічної дальності видимості – на момент спостережень; поширюється за межі аеродрому;

MET REPORT – регулярний звід, що складається на англійській мові відкритим текстом із скороченнями, містить додаткову інформацію про погоду, з осередненням параметрів вітру за 2 хв, видимості на ЗПС (RVR)

за 1 хв, інших елементів – на момент спостережень; поширюється на аеродромі в строки 00 та 30 хв кожної години;

Спеціальні спостереження проводять в доповнення до регулярних при погіршенні або при поліпшенні умов погоди на аеродромі, коли один або кілька метеорологічних елементів змінюються відповідно критеріям, встановленим органом керування повітряним рухом (КПР) з урахуванням робочих посадкових мінімумів аеродрому.

SPECI – спеціальний кодований звіт про зміни погоди і перехід через граничні (критичні) величини між строками 00 та 30 хв кожної години, з осередненням елементів за правилами METAR; поширюється на аеродромі та за його межами;

SPECIAL – спеціальний звіт на англійській мові відкритим текстом із скороченнями, з додатковою інформацією про зміни погоди і перехід через граничні (критичні) величини між строками 00 та 30 хв кожної години; з осередненням елементів за правилами MET REPORT; поширюється на аеродромі в строки випуску SPECI.

Повідомлення про спеціальні спостереження передаються у формі коду SPECI, якщо:

1. Середній напрям приземного вітру змінився на 60 градусів або більше порівняно з напрямом, який був указаний в останньому повідомленні, причому середня швидкість до і/або після зміни дорівнює  $20 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  ( $5\dots 6 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , 10 вузлів) і більше;

2. Середня швидкість приземного вітру змінилася на  $20 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  або більше порівняно зі швидкістю, яка вказана в останньому повідомленні;

3. Відхилення від середньої швидкості приземного вітру (пориви) збільшилося на  $20 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  або більше, порівняно зі швидкістю, яка вказана в останньому повідомленні, причому середня швидкість до і/або після зміни складає  $30 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  ( $8 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , 15 вузлів) і більше;

4. Зміни вітру перевищують швидкості, важливі в експлуатаційному значенні.

Граничні величини повинні встановлюватися органами КПР з урахуванням змін вітру, які потребують зміни ЗПС, що використовується, і свідчать, що зміна попутного та бокового компонентів вітру на ЗПС перевищила значення, котрі є основними експлуатаційними межами для типових повітряних суден, що виконують польоти на даному аеродромі;

5. Видимість досягає або перевищує:

- 800 м, але така видимість не потрібна, коли вказується дальність видимості на ЗПС;

- 5000 м у випадках значної кількості польотів за ПВП;

6. Дальність видимості на ЗПС досягає або перевищує 150, 350, 600 або 800 м;

7. У випадках початку, припинення або зміни інтенсивності будь-якого з явищ погоди:

- переохолоджені опади;
- помірні або сильні: дощ, сніг, льодяний дощ, град, льодяна і/або снігова крупа, дощ зі снігом;
- пиловий, піщаний або сніговий поземок;
- пилова, піщана або снігова хуртовина;
- пилова буря;
- піщана буря;
- гроза (з дощем, льодяним дощем, градом, льодяною і/або сніговою крупою або снігом чи в поєднанні);
- шквал;
- торнадо або водяний смерч;
- інші метеорологічні явища, які можуть призвести до значних змін видимості;
- помірний або сильний зсув вітру при зльоті або при посадці;
- помірне або сильне обмерзання;
- помірна або слабка турбулентність;

8. Висота нижньої межі нижнього шару хмар, що покриває більше 4 октантів небосхилу, досягає або перевищує:

- 60, 150, 300 м (200, 500, 1000 фут);
- 450 м (1500 фут), у випадку виконання значної кількості польотів за ПВП;

9. Кількість хмар в шарі нижче 450 м (1500 фут) змінюється від 4 октантів і менше до 4 октантів і більше або навпаки.

Якщо погіршення одного елементу погоди супроводжується поліпшенням іншого, то складається лише одне повідомлення SPECI про погіршення погоди.

Повідомлення SPECI про погіршення умов погоди повинно передаватися зразу ж після спостереження.

Повідомлення SPECI про поліпшення умов погоди повинно розповсюджуватися лише в тому разі, коли поліпшення трималося на протязі 10 хв.

### **2.3 Використання радіолокаційної інформації при забезпеченні польотів літаків**

У теперішній час в оперативній синоптичній практиці поряд з аеросиноптичними даними та даними метеорологічних супутників використовується інформація метеорологічних радіолокаторів (МРЛ) про хмари, опади, а також про небезпечні явища та стихійні гідрометеорологічні явища. Дані МРЛ дозволяють синоптику більш оперативно та детально аналізувати синоптичні процеси та своєчасно складати попередження про виникнення стихійних гідрометеорологічних явищ (СГЯ), що пов'язані з конвекційними хмарами.

Використання радіолокаційної метеорологічної інформації для діагнозу та прогнозу погоди особливо ефективно у районах з малою мережею метеорологічних станцій.

МРЛ дозволяють у будь-який час доби та за будь-яких погодних умов одержати інформацію про хмари, явища погоди на площі у 1,5...2 рази більшій, ніж при візуальних спостереженнях. Ця інформація незамінна вночі та при суцільній низькій хмарності.

При вирішенні метеорологічних задач МРЛ дозволяє визначити:

- геометричні розміри та місце знаходження хмар, а також пов'язані з ними явища погоди, у тому числі й небезпечні (зливи, грози, град);
- швидкість та напрям переміщення зон радіолуни, купчасто-дошових хмар (Cb) та опадів облогового характеру;
- верхню межу радіолуни усіх виявлених хмар і нижню межу хмар верхнього та середнього ярусів, а також міжхмарні простори;
- еволюцію купчасто-дошових хмар;
- тенденцію характеристик радіолуни окремих хмар та системи хмар за останній строк спостереження;
- висоту нульової ізотерми при наявності шарувато-дошових хмар;
- миттєву максимальну інтенсивність опадів у радіусі до 90 км від МРЛ;
- площі, що зайняті радіолуною опадів.

Неможливо визначити висоту нижньої межі хмар меншу за 500 м, коли з них випадають опади.

При обслуговуванні авіації використовуються радіолокаційні карти, які складаються за основні синоптичні строки (00, 03, 06, 09, 12, 15, 18 і 21 СГЧ): карти за даними одного МРЛ, комплексні карти за даними сітки МРЛ та метеорологічних станцій.

Спостереження за допомогою одного МРЛ під час польотів проводяться кожну годину. Якщо виявляються осередки в радіусі до 100 км, то спостереження на МРЛ відбуваються у режимі «Шторм» - через кожні 30 хв про них інформується синоптик, який передає ці відомості диспетчеру круга, посадки та підходу; у вигляді карт дані передаються на АМСЦ диспетчеру.

Радіолокаційна інформація оператором МРЛ наноситься на спеціальні бланки форми 1 та 2, що складаються з двох частин: ближньої зони - розпізнавання хмарності на відстані до 40 км та дальньої зони - на відстані від 30 до 300 км.

У короткостроковому прогнозі погоди для передбачення часу початку опадів або СГЯ необхідно мати точний прогноз руху радіолуни.

Переміщення радіолуни залежить від швидкості та напрямку вітру у вільній атмосфері. Однак, при швидкості вітру менше  $5 \text{ м с}^{-1}$  швидкість переміщення радіолуни практично не залежить від вітру. У цих випадках спостерігається умовне переміщення радіолуни, що є збільшенням радіо-

луни за площею за рахунок виникнення нових осередків. Це явище має назву «ефект розповсюдження».

Переміщення радіолуни узгоджується або з вітром на одній з ізобаричних поверхонь, або з середнім вітром в певному шарі атмосфери. При складанні короткострокових прогнозів часу початку опадів, гроз, граду у даному пункті синоптик використовує аеросиноптичну інформацію, маючи інформацію МРЛ для уточнювання прогнозу.

Переміщення внутрішньомасових радіолун, які можуть бути у вигляді смуг, окремих осередків та великих областей радіолуни нечіткої форми, не узгоджується, в основному, з напрямом та швидкістю вітру у вільній атмосфері. Тому прогноз руху радіолуни зводиться до екстраполяції її переміщення в напрямку та зі швидкістю, які визначені за попередній строк. Такий прогноз можна скласти тільки на 1-3 год.

Переміщення фронтальних радіолун узгоджується з напрямом вітру у вільній атмосфері. У теперішній час існує три способи прогнозу швидкості та напрямку переміщення фронтальних радіолун.

## **2.4 Роль супутникових даних у авіаційній метеорології**

Дані з метеорологічних супутників у даний час містять інформацію, що може служити визначальним доповненням до наземних спостережень як при аналізі і прогнозі атмосферних процесів, так і при уточненні місця розташування мезомасштабних явищ погоди, що особливо впливають на умови польоту.

Штучні супутники Землі (ШСЗ) дозволяють одержувати регулярну інформацію про хмарний покрив майже над усією земною поверхнею, включаючи райони, де наземні спостереження поодинокі чи взагалі відсутні (океани, низькі і високі широти, внутрішні моря, пустелі, гірські масиви, приполярні і малообжиті райони). У зв'язку з цим дані супутників мають особливе значення при метеорологічному забезпеченні польотів ЦА на далеких повітряних трасах, особливо трансокеанських.

Сучасні метеорологічні супутники, що належать різним країнам, складають єдину систему спостережень, яка є частиною загальної глобальної системи в рамках ВМО.

Апаратура на борті ШСЗ дозволяє одержувати:

- зображення хмар (у видимому та інфрачервоному спектрі);
- різні види підстильної поверхні (відкрита, сніжний покрив, крижані поля);
- температуру верхньої межі хмар і відкритих ділянок земної поверхні, у тому числі й океанів;
- вертикальний розподіл температури і вологості в атмосфері;
- орієнтовно відновлювати поле вітру.

При метеорологічному забезпеченні авіації більш потрібні зображення хмарності, що завдяки сучасним засобам зв'язку можуть бути отримані для будь-якого аеродрому в будь-якій точці земної кулі.

Найбільш важливим елементом метеорологічного забезпечення польотів є складання прогностичних карт, що вручаються пілоту перед зльотом, і складання прогнозів по районах зльоту і посадки літаків. На прогностичних картах відповідно до технічного регламенту ВМО/ІСАО виділяються умовними позначками зони небезпечних для авіації явищ (гроз, граду, сильних фронтальних шквалів, турбулентності, обледеніння, низьких хмар, туманів та ін.) і вказуються ті синоптичні об'єкти, в яких ці явища виникають. До таких синоптичних об'єктів відносяться фронтальні розділи, центри баричних утворень, хмари.

## **2.5 Аеродроми та навколишнє середовище**

Із аналізу історії будівництва аеродромів в Росії відомо, що почалося воно значно пізніше появи літальних апаратів та мало несистемний характер, дослідно – кустарний, який завжди відставав від темпів розвитку авіації. Аеродроми, за уявленням того часу, повинні були відповідати однієї головній вимозі – мати достатньо велику, рівну, суху та горизонтальну площину. Тому вважалось недоцільним витратити фінансові кошти на їх підготовку. Простіше та дешевше було використовувати іподроми, велодроми та інші спортивні поля. Лише в тридцяті роки визначилися основні вимоги до аеродромів: безпека польотів, утворення найкращих умов для експлуатації ПС, мінімальні витрати на будівництво та забезпечення безперервного функціонування аеродромів.

Як бачимо, вище наведені вимоги не торкаються питань екології. Тільки в останні роки, коли в законодавстві республік СНД введено таке поняття, як «екологічне правопорушення» яке передбачає підвищення відповідальності винуватих аж до кримінальної та обов'язкове відшкодування ними завданої шкоди навколишньому середовищу, почали замислюватися над тим, як цього уникнути.

Навіть нескладні, засновані на практичному досвіді дослідження, говорять про те, що будівництво та експлуатація аеродромів тягнуть за собою загострення екологічної проблеми. Підприємства ЦА у теперішній час вносять біля 1 % загальної кількості забруднення, яке поступає в навколишнє середовище.

За своїм складом авіаційні забруднення різноманітні і можуть поступати як від пересувних, так і від нерухомих об'єктів (стаціонарних джерел).



До основних дестабілізуючих факторів, які впливають на навколишнє середовище, відносяться:

- забруднення повітря авіадвигунами;
- зашумління місцевості;
- ерозія ґрунту територій, які знаходяться біля аеродрому;
- забруднення водоймищ;
- забруднення місцевості електромагнітним випромінюванням.

Різноманітність видів забруднень, які вносяться в навколишнє середовище авіацією, пояснюються тим, що ця галузь народного господарства є споживачем практично усіх різновидів натуральних ресурсів (рідких, твердих, газоподібних). Забруднюється, перш за все, атмосферне повітря, крім цього, ґрунт, зайнятий під аеродромом, аеропорти та різні підприємства, а також – питна та технічна вода, ґрунтові води, які забруднюються різними шляхами. Авіація також споживає продукти промислової переробки природних ресурсів (метали, паливо, пластмаси, електроенергію і т.п.) і тим самим “вносить” побічний вклад в проблему забруднення.

Підраховано, що відновлення екологічної рівноваги самою природою можливе лише для 10 % авіаційних забруднень, а 90 % їх повинні нейтралізуватися здійсненням спеціальних штучних природоохоронних заходів.

Забруднення повітря в ЦА відбувається через викиди продуктів горіння різноманітних видів палива, газоподібних вуглеводнів, сірчаного ангідриду, твердих часток сажі та кіптю.

Викид шкідливих речовин в атмосферу в аеропортах 1-го класу в два та чотири рази більший, ніж другого а третього класу, відповідно. Найбільш високі концентрації окису вуглеводу, окисів азоту, вуглеводнів в районі ЗПС та біля доріжок руління.

В граничному шарі атмосфери максимальне утримання забруднюючих речовин спостерігається в районах робочих аеродромів та польотів по ПВП, де при взаємодії з водяною парою та під впливом сонячного тепла утворюється, так званий, фотохімічний смог, а також різноманітні канцерогенні речовини, в тому числі формальдегіди, ізобутан і т.п.

Дискомфорт ще більш посилюється забрудненням атмосферного повітря. В вільній атмосфері підвищення забруднення відмічається уздовж трас з інтенсивним повітряним рухом та особливо на перехресних ділянках авіаліній. Тут спостерігається підвищений вміст сажі, окислу азоту, вуглекислого газу та водяної пари, які утворюються при згоранні палива літаків. За даними німецьких вчених, кожний рік над територією Германії літаки спалюють понад 2,8 млн. тон палива, викидаючи в атмосферу до 90000 тон шкідливих для всього живого речовин. (Для порівняння: при згоранні однієї тони автомобільного палива викид отруйних домішок досягає 33 кг.).

Авіаційне забруднення атмосфери, яке виникає при роботі авіадвигунів, можна розглядати як продукт повного та неповного згорання палива. Кількість перших ( $\text{CO}_2$ , і  $\text{H}_2\text{O}$ ) пропорційно кількості спаленого пального та не залежить від режиму роботи двигунів та їх конструкції. Утримання інших (сажа, вуглеводень, водень, окис вуглеводу та ін.) відзначається конструкцією двигуна та режимом його роботи. Склад та кількість забруднень повітря авіадвигунами обумовлюється ще і якістю палива, зокрема, утриманням в ньому сірки (окислу сірки поступає в 20 разів більше, ніж утримується у повітрі).

Зашумління місцевості в ЦА набуло особливої гостроти з появою літаків великої ваги, які обладнані потужними двигунами. Відомо, що один реактивний двигун сучасного літака здатний створити шум інтенсивністю 130 ДБ, а при зльоті літака на форсажі сила звуку може досягати 150 ДБ, тоді як хронічна дія шуму 90 ДБ вже уражає слух. Шкідливий вплив на психіку людини та вегетативну нервову систему чинить шум всього 60 ДБ.

Діючий ДЕСТ обмежує гранично допустимий рівень шуму на об'єктах біля аеродрому – 112 ДБ для денного часу та 102 ДБ – вночі. З цією метою розроблені та введені державні стандарти на обмеження шуму шляхом поліпшення методики пілотування ПС на зльоті та посадці: заборонені руління літаків без буксиру, випробування двигунів вночі та біля будівель аеровокзалів. Так політ в зоні очікування та посадок ПС з затримкою випуску шасі, збільшення висоти входу в посадкову глисаду приводить до зниження шумового ефекту на 10...15 %. Але становище з зашумлінням місцевості в цілому по ЦА ще складне: 1/3 великих міст страждає від шуму, що примушує шукати більш ефективні засоби боротьби з цим злом.

Найбільш ефективний засіб – досконалість та створення низько шумових двигунів. Набуває великого значення здійснення плану будівельних заходів, установка пересувних шумоглушників. Зменшення шуму авіадвигунів важливе не тільки в інтересах пасажирів, але і в інтересах працівників ЦА та жителів. Систематичний шум, навіть в два рази менший за допустимий ДЕСТом, викликає безсоння, шкідливо діє на кровообіг, стимулює розвиток ряду профзахворювань в ЦА, а також стає причиною помилкових дій льотного складу в польоті, які викликані психологічною нестійкістю, підвищеною втомою та захворюваннями.

Забруднення ґрунту авіапідприємствами в районі аеродромів має локальний характер і пов'язано як із розливом рідини, так і з викидами сажі та газоподібних отруйних речовин, які осідають на поверхні ґрунту. Крім цього проблему складають тверді відходи (побутові, виробничі та будівельні).

Ерозія та забруднення ґрунту територій біля аеродрому відбувається внаслідок затоплення їх стічними водами зі штучних покриттів та водонеп-

роникних ґрунтів. На деяких аеродромах із-за недбайливого зберігання та витрати пального концентрація нафтопродуктів в цих водах досягає 12 мл/л при нормі 0,05 мл/л, тобто перевищує в 240 разів. На таких землях гинуть рослини, а навколо гине до 30 % врожаю, зібраного навіть з менш забруднених ділянок.

Ще більш небезпечна підземна втрата пального. Вона приводить до забруднення ґрунтових вод та дефіциту питної води на прилеглий території. Крім цього, коли з системи трубопроводів викачувати пальне, то в місці, де порушена герметичність, просмоктується вода. Внаслідок цього з'являється некондиційне паливо, а заправка ним літаків має передумови до льотних випадків.

Забруднення водоймищ в ЦА відбувається не тільки через ґрунт та стік забруднених ґрунтових вод, а також безпосередньо літаками гідроавіації. Крім того, заводи, які будують літаки, та аеропорти в цілому витрачають значну кількість води для технічних цілей, що потребує дорогих очисних споруд.

Місцевість біля аеродрому, узбіччя доріг, так як і ґрунтові води, забруднюються сажею, окисами сірки, свинцю та нафтопродуктами. Забруднення останніми відбувається як безпосередньо при роботах на ґрунті (розлив мастильних матеріалів, палива, тощо), так і з повітря.

Забруднення електромагнітним випромінюванням в районі аеродрому викликаються радіолокаторами. Санітарна захисна зона по електромагнітному випромінюванню повинна мати розміри, які забезпечують віддалення від джерел випромінювання в межах 3...5 км, в залежності від типу аеродромного радіолокатору. Для зменшення інтенсивності шкідливого випромінювання також можна збільшити висоту установки радіолокатору або змінити кут нахилу антени.

Тому в цілях захисту навколишнього середовища в основі концепції утворення та утримання аеродромної мережі необхідно мати, як мінімум, два принципових положення.

*Перше:* при будівництві та експлуатації аеродромів не порушати, а при їх реконструкції відновлювати рівновагу в природі.

*Друге:* всі заходи по виборі ділянок, проектуванню та будівництву об'єктів, треба проводити з урахуванням екологічних вимог, в тісній взаємодії з офіційною владою, місцевими гідрометеорологічними та природоохоронними організаціями.

За межами території аеродрому бажано мати лісовий масив площею 100...140 км<sup>2</sup>. Він спроможний за один рік виділяти в навколишнє середовище 70 000 т кисню та нейтралізувати таким чином до 1000 т отруйних газоподібних речовин, що викинуті в атмосферу.

## 2.6 Авіаційна орнітологія

Випадок, який дав початок вивчення орнітології в авіації, згадувався в пресі й увійшов у наукову літературу: у 1968 році літак ІЛ-18, виконуючи розбіг в Одеському аеропорту, зіткнувся зі зграєю гайворонів. Усі чотири двигуни були пошкоджені, деякі з них вийшли з ладу. На щастя, авіалайнер ще не встиг відірватися від землі.

Щорічно у світі трапляється декілька тисяч зіткнень літаків з птахами (за даними преси до 4-х тисяч). Особливо часті вони у період весінніх та осінніх перельотів птахів.

*Орнітологічне забезпечення безпеки польотів* – це комплекс мір, які спрямовані на запобігання зіткнень літаків з птахами, що можуть привести до пошкодження літака, а іноді до тяжких авіаційних подій.

З появою реактивної авіації небезпека зіткнень з птахами збільшилась, тому що зменшилась можливість уникнути зіткнення внаслідок великої швидкості і великої маси літаків та їх інертності під час руху. Крім того, підвищилась сила удару при зіткненні. Відповідно до розрахунків, сила удару птахом розміром з морську чайку об літак при швидкості польоту  $320 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  складає 3200 кг, а при швидкості польоту  $960 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  – 28800 кг. Птах вагою біля двох кг наносить удар, який втричі сильніший удару 30-мм снаряду. ТРД втягують птахів з повітрям, що приводить до серйозних пошкоджень лопатей турбін. Підвищилась імовірність зіткнення з птахами під час руління. Повторюваність зіткнень літаків з птахами має сезонні та добові відмінності; вона залежить також від швидкості та стану польоту.

Взимку зіткнення літаків з птахами бувають рідко. Їх повторюваність зростає навесні, але досягає максимуму влітку та восени. Збільшення кількості зіткнень навесні та восени пов'язано з весняною та осінньою міграцією (перельотами) птахів. Літній максимум обумовлений появою у птахів молодняка, який погано орієнтується в польоті.

Більше 69 % випадків зіткнень бувають у період від 8 до 16 год київського часу (максимум 40 % - від 8 до 12 год), у той час, як вночі, від 20 до 4 год - менше 8 %. Це пов'язано з тим, що вранці та на початку дня польотів набагато більш, ніж у нічні години, та і птахи вночі літають менш, ніж вдень.

Найбільша кількість зіткнень буває при швидкості польоту  $100\text{...}200 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ . (біля 52 %). Це можна пояснити тим, що зазначені швидкості виявляються переважними швидкостям зльоту та посадки більшості літаків. А саме на цих етапах польоту частіше всього були зіткнення. (Для довідки: швидкість польоту багатьох птахів при штилі коливається у

межах 25...85 км·год<sup>-1</sup>. Качки, гуси, голуби, шпаки, стрижі летять при попутному вітрі зі швидкістю до 150 км·год<sup>-1</sup>).

В переважній більшості випадків зіткнення літаків з птахами відбуваються на дуже малих висотах, особливо при злеті та посадці. На висоту до 100 м припадає до 62 % зіткнень, а на висоту до 300 м – 74 %. Однак, зіткнення, хоча і дуже рідко, але можуть спостерігатися на висотах 7...9 км та більше.

Особливої уваги птахи заслуговують під час міграції, коли вони додержуються певного строю в зграї, пролітаючи над неоднаковим рельєфом місцевості. Ніколи птахи не літають уроздріб. Над одноманітними великими степовими просторами, напівпустелями та пустелями вони летять широким фронтом. Проте, опинившись над широкими ріками або морським узбережжям, зграя збивається у щільний потік, в якому нараховується іноді до тисячі пернатих. Так, над Курською косою в Прибалтиці за добу пролітає понад мільйону птахів, не менше їх буває і під час перельоту через Чокнакський перевал на півдні Казахстану, а також в Одеській області, над Будакською косою.

Під час міграцій птахи летять над рівнинами, як правило, на невеликій висоті, рідко підіймаючись вище 100...400 м. Але над горами злітають у позахмарну височінь: гуси, наприклад, на 9000 м; журавлі – на 6000 м. Радарні дослідження показали, що вночі всі птахи летять вище, ніж вдень – на рівні 400...1000 м.

*Задачі орнітологічного забезпечення безпеки польотів:*

1. Доведення до командного та льотного складу аеродрому і працівників СР необхідної інформації про фактичну орнітологічну обстановку.
2. Своєчасне попередження про її ускладнення та виникнення небезпечної орнітологічної ситуації.
3. Проведення заходів, які спрямовані на усунення факторів, що призводять до зіткнень птахів на аеродромі.

*Для вирішення перерахованих задач необхідно:*

1. Мати інформацію про фактичну та очікувану орнітологічну обстановку та своєчасно доводити її до командного і льотного складу та працівників СР;
2. Проводити заходи по усуненню на аеродромі умов, які сприятливі для скупчення птахів;
3. Вести методичну роботу, тобто розробляти посібники, інструкції та поради по орнітологічному забезпеченню польотів.

Інженер з авіаційної орнітології (якщо є така посада на підприємстві) здійснює загальне керівництво по орнітологічному забезпеченню польотів, організує взаємодію між службами аеродрому, аналізує та прогнозує орні-

тологічну обстановку, систематично інформує керівництво та льотний склад про орнітологічну обстановку на аеродромі, проводить заняття з авіаційно-орнітологічної тематики з працівниками аеродрому, контролює вірність та своєчасність прийняття мір по запобіганню зіткнень з птахами.

Орнітологічна обстановка – це сукупність умов в якому-небудь районі, які визначають наявність в ньому птахів, що впливають на безпеку польотів.

Орнітологічна обстановка оцінюється за картою-схемою (рис. 2.1), річною та добовою активністю птахів та даними про фактичну наявність птахів в районі аеродрому. Дані спостережень за птахами записуються в спеціальні журнали:

- АВ-18 “Журнал радіолокаційних спостережень за птахами”;
- АВ-19 “Журнал спостережень за птахами на ДПРМ та БПРМ”;
- АВ-20 “Журнал спостережень за птахами” (Він заповнюється при спостереженнях на метеостанції, які проводяться візуально, а також на БПРМ, ДПРМ та РЛС).

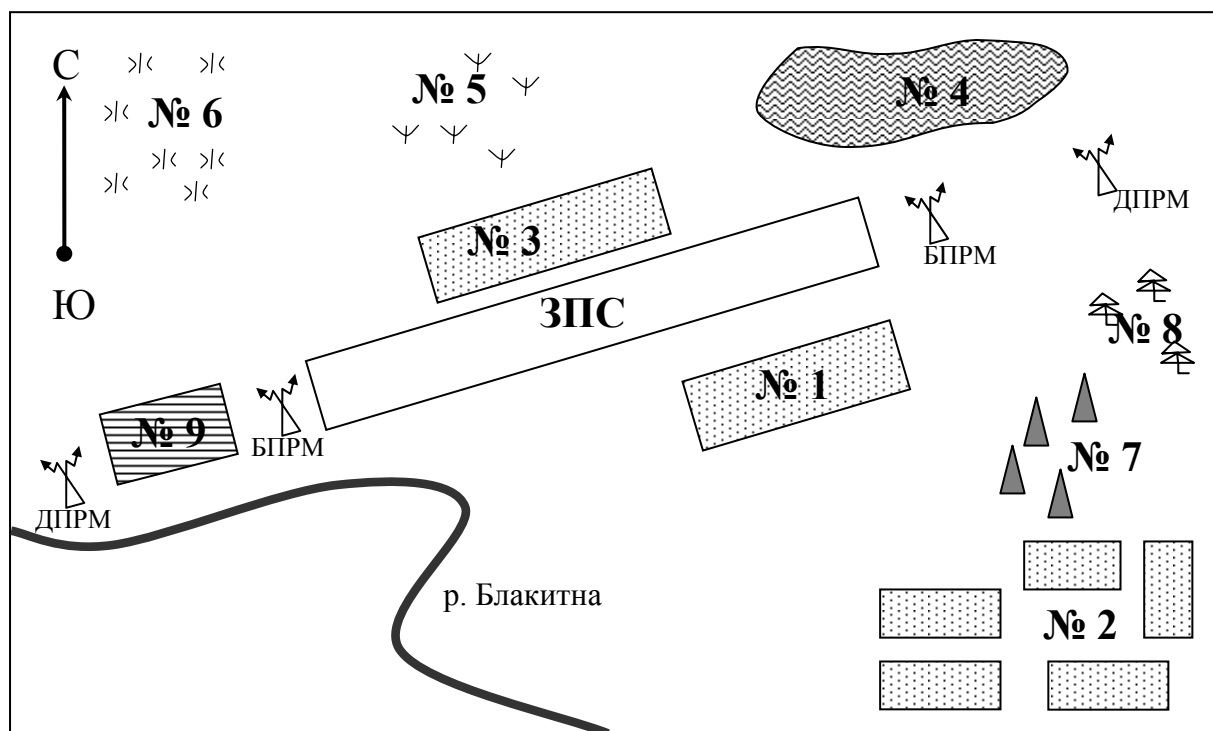


Рис. 2.1. Карта-схема орнітологічної обстановки в районі аеродрому.

Умовні позначення:

1 – ресторан; 2 – житловий масив; 3 – диспетчерський пункт, метеостанція; 4 – озеро; 5 – чагарник; 6 – луг; 7 – смітник; 8 – лес; 9 – пашня.

Потім складається узагальнена телеграма про птахів по району аеродрому та передається в усі зацікавлені адреси.

Карта-схема містить в собі дані про особливості орнітофауни в конкретному районі, які залежать від ландшафту, умов корму птахів, місць їх гніздування, переважних маршрутів та висоти польоту.

На карту-схему наносяться також маршрути та висоти польотів ПС, що дозволяє визначити місця найбільш імовірної зустрічі літаків з птахами в польоті.

Графік річної та добової активності птахів – графічне зображення періодів року (добі) найбільш активного перельоту птахів, які мешкають в районі аеродрому (на аеродромі). На кожен льотну зміну складається прогноз орнітологічної обстановки та рекомендації по орнітологічному забезпеченню безпеки польотів в районі аеродрому.

До заходів по зменшенню кількості птахів в районі аеродрому відносяться: ранній скіс трави, вирубка кущів, висушування болотної місцевості, регулювання сівби злаків в районі аеропорту, насіння, яких вживають птахи, припинення звалищ біля аеродрому та ін.

У теперішній час в багатьох країнах світу для відлякування птахів від аеродрому, особливо від глісади літаків (вертольотів), розповсюджені акустичні (біоакустичні), хімічні, фізичні методи, або, так звані, репеленти. Якщо хімічні методи впливають головним чином на органи смаку та дотику, то акустичні та фізичні – на органи слуху та зору, котрі, як відомо, у птахів найбільш розвинені. Впливаючи на ці органи світовими та звуковими подразниками можна, ефективно відлякувати пернатих.

Значна частина засобів відлякування розрахована на слухове сприймання птахів. До цих засобів відносяться різноманітні вибухові пристрої, які виконують час від часу гучний звук рушничного або гарматного пострілу. Найбільшого поширення отримали карбідні та газові гармати. Але їх використання дає ефект відлякування тільки в перші два-три тижні. Потім птахи настільки звикають до “пострілів”, що починають сідати на прилади. Якщо проводити систематичний відстріл, вони все-таки залишають небезпечну для них зону, але знищення теж не метод.

Слід турбуватися і про екологічне середовище. Спостереження показують, що оскільки до більшості засобів відлякування птахів рано чи пізно звикають, їх треба змінювати новими приладами. На деяких аеродромах серед нових засобів відлякування використовують ракети різних систем. Найбільш ефективними, порівнюючи з іншими репелентами, є ракети СХТ (сигнально-хімічної тривоги); з моменту запуску і до повного їх згорання на птахів одночасно діють світлові та звукові подразники. Під час запуску відбувається спалах, потім лунає постріл і ракета підіймається. У верхній

точці траєкторії ракета вибухає на декілька частин. Падаючі “зірки” дають сильний протяжний звук, який діє як додатковий подразник. Існують автоматичні установки для відлякування птахів на аеродромі з використанням ракет типу СХТ. Вони управляються дистанційно з пульта керівника польотів.

Роботи по відлякуванню птахів на льотному полі та на околиці аеродрому показали високу ефективність фізичних (піротехнічних) репелентів. Граки, галки, ворони, шпаки, чайки, черногузи покидають зону ЗПС вже після першого використання ракет. Подальше їх використання потрібне тільки для місцевих птахів. Як репелент ракета СХТ – дуже сильний подразник для всіх птахів. Крім цього, для відлякування птахів можна використовувати біологічний засіб (використання хижих птахів, спеціально тренуваних собак і т.п.). Найбільш позитивних наслідків можна досягти при комплексному використанні засобів та способів відлякування птахів.

Вивчаючи поведінку птахів, орнітологи з інституту еволюційної морфології та екології тварин ім. А.К.Северенцева (м. Москва) виявили, сигнали-орієнтири, відтворюючи які можна викликати у зграї спрямовані, необхідні людині реакції. Мабуть багато з вас чули гук шпака, який потрапив до рук людини, - пронизливий як виск поросяти. Для інших птахів це гук лиха, сигнал, який свідчить про те, що з’явився ворог та треба рятуватися втечею. Як правило, але не завжди, він зрозумілий не тільки для «одноплемінників», екземплярів одного виду, але і для інших видів пернатих, які мешкають поруч.

Зрозуміло, якщо на місці мешкання зграї відтворити сигнали лиха, який записано на магнітофонну плівку та посилити через динаміки, то це відлякує птахів, змушує їх відлетіти. Але це не так просто. Зграя пернатих – це система, в якій діють достатньо складні взаємовідносини. Не всі постаті тут однакові. Виділяються досвідчені, «які користуються авторитетом» у інших. Вони здібні оцінювати обставини, та через деякий, періодично повторюваний час, тривожний сигнал, якщо він не підтверджується реальними підтвердженнями небезпеки, перестає діяти з попередньою ефективністю.

Тому, наприклад, уздовж ЗПС аеродрому – в доповнення до динаміків, які установлені поруч, та з яких лунають крики тривоги, доводиться час від часу курсувати машині, яка подає інші звукові та світлові сигнали. Був знайдений ще один шлях. В акустичній структурі сигналів-орієнтирів вдалося виявити екологічно-ефективні компоненти-маркери, відтворювати які легше, ніж копіювати увесь сигнал. Її вплив на птахів виявився дуже ефективним. Це дозволяє перейти до синтезу штучного стимулу, який має більш сильні впливаючі властивості. На принципі поєднання сигнальних та екологічно активних звукових маркерів утворюються дуже ефективні технічні пристрої нового покоління, які здібні керувати поведінкою птахів.



З їх виникненням та досконалістю істотно зменшилося число зіткнень літаків з птахами.

Аеродромні метеорологічні органи, які прогнозують погоду, дають інформацію загального характеру про метеорологічні умови, сприятливі для польотів птахів. Досвід свідчить, що польоти літаків, а саме, і імовірність зіткнень літаків з птахами частіше спостерігаються при ПМУ, особливо при антициклонічній погоді зі слабким вітром або штилем. За статистикою повторення зіткнень з птахами: вдень в ПМУ – 64 %, вночі – 20 %; вдень в СМУ – 11 %, вночі – 5 %, тобто повторення залежить від ступеня складності метеорологічних умов.

Сприятливі для польотів та зіткнень з ПС – тил антициклону, передня частина циклону, зона розмитих фронтів, де спостерігаються підвищена температура повітря, попутний вітер, знижена вологість, відсутність небезпечних явищ.

На мережі гідрометеостанцій одночасно з метеорологічними спостереженнями за птахами, ця інформація має велике значення для екіпажів та працівників служби руху при оцінці орнітологічної обстановки.

## Частина II

# АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ

## 3 ОСНОВИ АЕРОДИНАМІКИ

### 3.1 Стандартна атмосфера

Атмосфера, в якій відбувається політ усіх літальних апаратів, чинить значний вплив на їх роботу. Від фізичного стану атмосфери залежать льотно-технічні дані літаків та вертольотів, а саме:

- аеродинамічні сили, які виникають під час польоту;
- сила тяги, що утворюється двигуном;
- витрата пального;
- гранично-припустима висота;
- показання деяких пілотажно-аеронавігаційних приладів.

Внаслідок неоднорідності просторового розподілу метеорологічних величин, їх часової зміни, льотно-технічні дані літаків можуть змінюватися в дуже широких межах. Тому, при конструюванні літальних апаратів та їх обладнання, а також при порівнянні результатів льотних іспитів виходять із заздальгідь заданого, постійного (стандартного) розподілу фізичних характеристик стану атмосфери біля поверхні землі та на різних висотах. Іншими словами, використовується деяка, не залежна від часу доби та року, а також місця польотів (випробувань), однакова у всіх випадках атмосфера, яка має назву *стандартної атмосфери* (СА). Введення СА дозволяє одержати показання приладів, дані льотних випробувань, результати аеродинамічних розрахунків, геофізичних та метеорологічних вимірювань, які можуть бути порівняні між собою.

Параметри та фізичні характеристики СА близькі до середніх багаторічних значень метеорологічних величин біля поверхні землі та на різних висотах.

До 1964 р. вертикальний розподіл фізичних характеристик повітря в СА надавався до висоти 30 км. У 1964 р. вступила до дії нова стандартна атмосфера (СА-64), яка встановлювала значення основних термодинамічних параметрів та інших характеристик фізичного стану атмосфери до висоти 200 км. Потім були прийняті СА-73, СА-81.

Як параметри та фізичні константи в СА використані:

- температура;
- тиск;
- густина повітря;
- відносні величини тиску та густини у порівнянні з їх значеннями на

рівні моря;

- молекулярна вага;
- швидкість звуку;
- в'язкість (динамічна та кінематична);
- прискорення вільного падіння;
- середня довжина вільного пробігу молекул.

У зв'язку з тим, що фізичні характеристики реальної атмосфери часто відрізняються від стандартних, на практиці доводиться переходити від фактичних атмосферних умов до стандартних та, навпаки, від стандартних значень до фактичних, у випадках, коли необхідно врахувати відхилення фактичних умов від стандартних для одержання реальних значень характеристик та параметрів.

В СНД у теперішній час діє СА-81. Таблиці СА-81 містять у собі значення характеристик атмосфери для висот від 2000 м нижче рівня моря до 50000 м над рівнем моря. Для рівня моря в СА-81 прийняті значення основних фізичних характеристик:

- температура повітря 15 °С або 288,15 К;
- тиск 760 мм рт.ст. = 1013,25 гПа;
- густина повітря 1,225 кг·м<sup>-3</sup>;
- відносна молекулярна вага повітря (молярна вага) 28,966 кг·кмоль<sup>-1</sup>;
- прискорення вільного падіння 9,8066 м·с<sup>-2</sup>;
- відносна вологість 0 %;
- вітер відсутній.

Для різних висот фізичні характеристики при відомих значеннях температури повітря та відносній молекулярній вазі можуть бути обчислені за рівнянням стану та барометричними формулами. При цьому: температура повітря в тропосфері знижується з висотою за лінійним законом, її вертикальний градієнт дорівнює 0,65 °С/100 м; в нижній стратосфері, від 11 до 20 км, температура залишається постійною (-56,5 °С), а вище вона зростає і досягає -2,5 °С на висоті 50 км (рис. 3.1).

В таблицях СА-81 для різних висот через 50 м наведено відомості про температуру, тиск, густина, прискорення вільного падіння, швидкість звуку. В умовах СА зміна тиску з висотою відбувається:

- до рівня 11 км - за законом політропної атмосфери

$$\frac{p}{p_0} = \left( \frac{T_0 - \gamma z}{T} \right)^{\frac{g}{R\gamma}}, \quad (3.1)$$

- вище 11 км - за законом ізотермічної атмосфери ( $T = \text{const}$ ),

$$p = p_0 e^{\frac{-gz}{RT}}, \quad (3.2)$$

де  $z$  - висота;  $\gamma$  - вертикальний градієнт температури;  $R$  - газова стала ( $R = 287,052 \text{ Дж}\cdot\text{кг}^{-1}\text{K}^{-1}$ ).

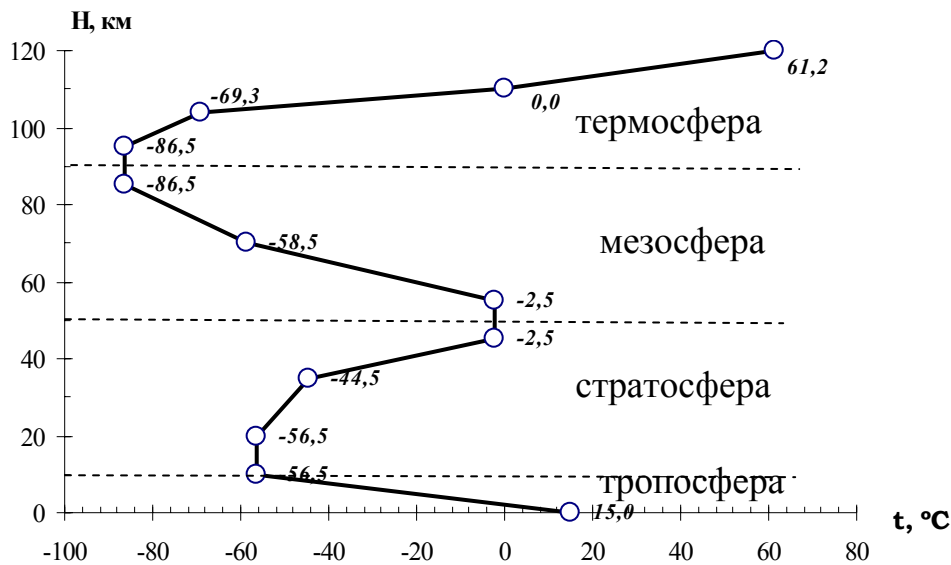


Рис. 3.1 - Вертикальне розподілення температури з висотою в умовах стандартної атмосфери СА-81.

Для оцінки льотних та експлуатаційних характеристик сучасних транспортних літаків, що виконують рейси у різноманітних, різко відмінних одна від одної кліматичних умовах, необхідно приймати до уваги регіональні особливості стану атмосфери. ІКАО рекомендувала Стандартні кліматичні умови, які дозволяють визначати льотні характеристики літаків при максимальних і мінімальних температурах біля поверхні землі та на висотах в тропічних, помірних та арктичних широтах.

Якби реальні атмосферні умови збігалися зі стандартними, то стандартні висоти  $z$  (ті висоти, на яких атмосферні умови такі, що відповідають СА), які визначені окремо за тиском, температурою та густиною повітря, були б однакові. Однак значення метеорологічних величин у реальній атмосфері звичайно відрізняються від значень на відповідних рівнях в СА. Тому й стандартні висоти, які отримані за фактичними значеннями  $p$  і  $\rho$ , відрізняються від стандартних.

В практичній роботі часто доводиться приводити висоту до стандартної, попередньо визначивши фактичні значення тиску та температури на певному рівні, фактичну густину атмосфери.

### 3.2 Причини виникнення підйимальної сили

Під час руху літального апарату в атмосфері виникає аеродинамічна сила, складовими частками якої є:

$$\begin{aligned} \text{- лобовий опір (X)} & \quad X = c_x S_k \frac{\rho V^2}{2}, \\ \text{- підйимальна сила (Y)} & \quad Y = c_y S_k \frac{\rho V^2}{2}, \\ \text{- бокова сила (Z)} & \quad Z = c_z S_k \frac{\rho V^2}{2}, \end{aligned} \quad (3.3)$$

де  $c_x$ ,  $c_y$ ,  $c_z$  – коефіцієнти лобової, підйимальної та бокової сил,  $S_k$  – площа крила,  $V$  - швидкість літака.

*Основні рівняння руху повітря:*

Рівняння стану повітря:  $pV = RT$ ,

Рівняння нерозривності:  $\rho_1 S_1 V_1 = \rho_2 S_2 V_2$ ,

де  $\rho$  - густина,  $S_1$  - площа перерізу трубки,  $V_1$  - швидкість повітря в перерізі.  $\rho S V = const$  для усталеного потоку.

Величина  $\rho V$  - удільна витрата повітря, котра дорівнює вазі повітря, що минає за 1 с крізь 1 м<sup>2</sup>.

Рівняння енергії (закон Бернуллі) у загальному вигляді:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = const, \quad (3.4)$$

де  $p$  - статичний тиск (атмосферний тиск на висоті польоту);

$q = \frac{\rho V^2}{2}$  - швидкісний напір або динамічний тиск.

Тобто, в будь-якому перерізі усталеного потоку повітря (потік, у кожній точці якого параметри газу не змінюються за часом) сума статичного та динамічного тиску є величиною постійною.

Якщо ураховувати факт, що повітря це нестисливий газ, то рівняння Бернуллі має вигляд:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{\chi}{\chi - 1} \frac{p}{\rho} = const, \quad (3.5)$$

де  $\chi = c_p / c_v$  - адиабатичний показник, що дорівнює відношенню теплоємності при постійному тиску до питомої теплоємності при постійному об'ємі; для повітря  $\chi = 1,4$ .

Розглянемо дві аеродинамічні характеристики: хорду крила та кут атаки крила. Хордою крила зветься відрізок прямої, яка з'єднує передню та задню точки профілю крила. Кут атаки  $\alpha$  - це кут між хордою крила та напрямом швидкості усталеного потоку (рис. 3.2).

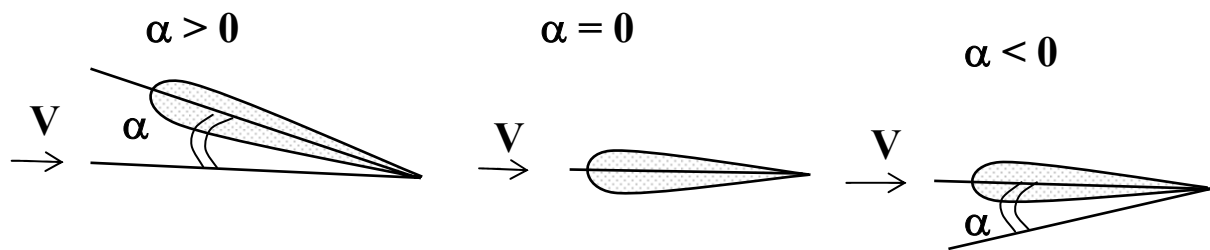


Рис. 3.2 - Кут атаки крила

Для польоту літака необхідна підймальна сила, яка утворюється крилом. Розглянемо обтікання симетричного профілю крила повітряним потоком при різних кутах атаки (рис.3.3.а).

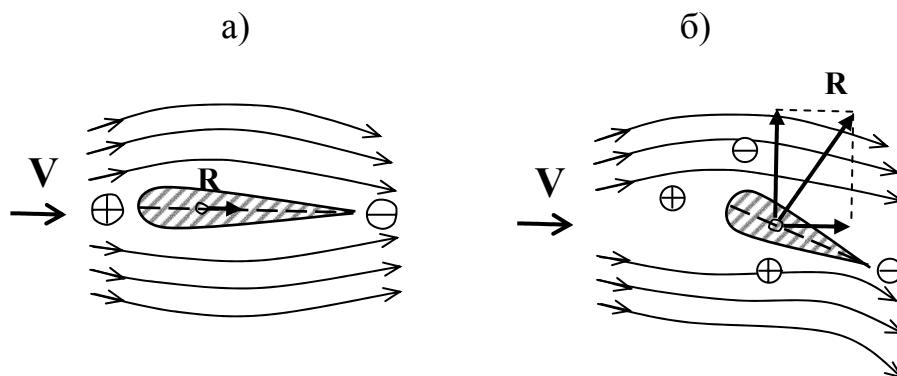


Рис. 3.3 - Аеродинамічні сили крила при симетричному (а) та несиметричному (б) обтіканні крила

При куті атаки  $\alpha = 0$  відбувається симетричне обтікання профілю, тобто струмені повітря кривляться однаково під та над крилом. Це означає, що зайвий тиск на поверхні крила дорівнює зайвому тиску під крилом  $p_{зайв.в} = p_{зайв.н}$ . Біля лобової частки крила тиск збільшиться за рахунок зменшення швидкості потоку, поза крилом виникає розрядження. Внаслідок різниці тисків та тертя повітря виникає аеродинамічна сила  $R$ , яка спрямована уздовж потоку. При цьому підймальна сила не виникає, і літак з симетричним профілем крила при  $\alpha = 0$  не полетить.

При несиметричному обтіканні (рис.3.3 б) того ж крила ( $\alpha > 0$ ) переріз струменів зверху менший ніж знизу. Це приводить до того, що на верхній та нижній поверхнях крила буде різний зайвий тиск, причому  $p_{зайв.в} > p_{зайв.н}$ . Внаслідок створеної різниці ( $p_{зайв.в} - p_{зайв.н}$ ) виникає повна аеродинамічна сила, яка спрямована під кутом до набігаючого потоку. Проекція сили  $R$  уздовж потоку зветься *лобовим опором*  $X$ , а проекція сили  $R$ , яка перпендикулярна до потоку, позначається як  $Y$ , і зветься *підіймальною силою*. Точка прикладу сили  $R$  зветься *центром тиску*.

Емпірично встановлено, що:

$$R = c_R S \frac{\rho V^2}{2}; \quad Y = c_Y S \frac{\rho V^2}{2}; \quad X = c_X S \frac{\rho V^2}{2}. \quad (3.6)$$

*Аеродинамічна досконалість крила* характеризується аеродинамічною якістю  $K$ , яка дорівнює відношенню підіймальної сили до лобового опору при одному і тому ж куті атаки  $K = \frac{Y}{X} = \frac{c_Y}{c_X}$ . Аеродинамічна якість  $K$  залежить від напрямку дії сили  $R$  та характеризується кутом  $\theta$ , який можна визначити за формулою  $tg\theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{Y/X} = \frac{1}{K}$ .

Аеродинамічні сили та коефіцієнти для крила та літака в цілому залежать від  $\alpha$  і наведені на рис. 3.4. Кут атаки, при якому  $c_Y = c_{Y_{max}}$ , зветься *критичним кутом*  $\alpha_{кр}$ . Для сучасних літаків  $\alpha_{кр} \approx 15...20^\circ$ ,  $c_{Y_{max}} = 0,8...1,2$ . Зменшення коефіцієнта підіймальної сили при  $\alpha > \alpha_{кр}$  пояснюється тим, що на більших кутах  $\alpha$  відбувається зрив потоку з поверхні крила та літака і сильне вихрове утворення. На відміну від  $c_Y$ , коефіцієнт  $c_X \neq 0$  ні при якому куті  $\alpha$ ;  $c_{X_{min}}$  спостерігається при близькому до  $\alpha$  нульової підіймальної сили.

Графічна залежність  $c_X$  і  $c_Y$  від  $\alpha$  часто використовується на практиці, вона одержала назву - *поляри крила* (рис. 3.5). Кожній точці на кривій відповідають значення  $c_X$  і  $c_Y$  при певних  $\alpha$ .

Кут атаки нульової підіймальної сили знаходиться як перетин поляри з віссю  $c_X$ . Для сучасних профілів крила  $\alpha = \pm 2^\circ$ .

Кут атаки, на якому коефіцієнт  $c_X$  має найменше значення  $c_{X_{min}}$ , можна визначити, якщо до поляри провести дотичну, паралельну вісі  $c_Y$ . Для сучасних профілів  $\alpha_{X_{min}} = 0...1^\circ$ .

Для визначення найвигіднішого кута атаки  $\alpha_{наїв}$  треба провести дотичну до поляри з початку координат. Точка торкання і буде відповідати  $\alpha_{наїв}$ . Для сучасних профілів  $\alpha_{наїв} = 6...8^\circ$ . Критичний кут атаки  $\alpha_{кр}$  визначається проведенням дотичної, яка паралельна горизонтальній вісі, до поляри.

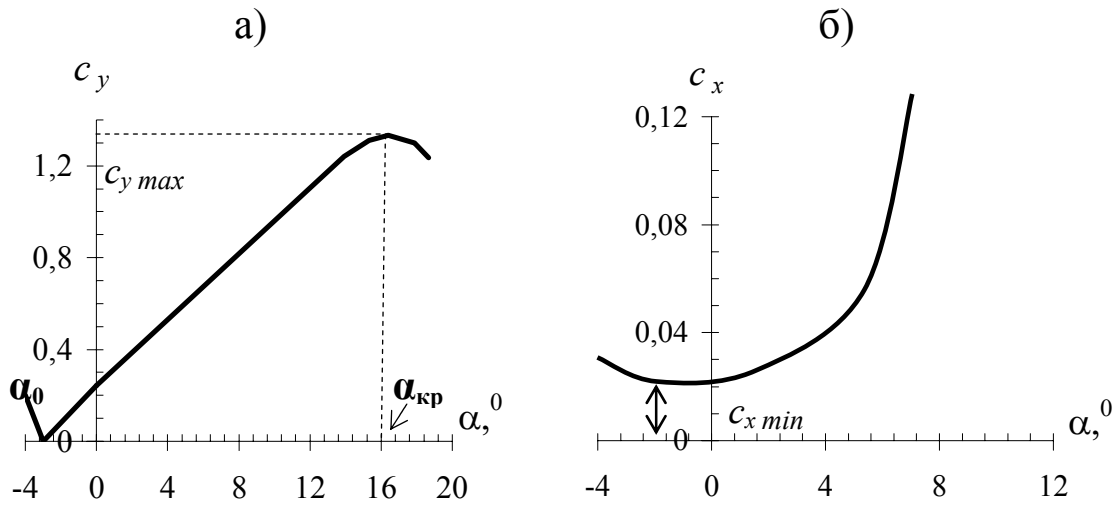


Рис. 3.4 - Залежність коефіцієнтів  $c_x$  (а) та  $c_y$  (б) від кута атаки крила  $\alpha$

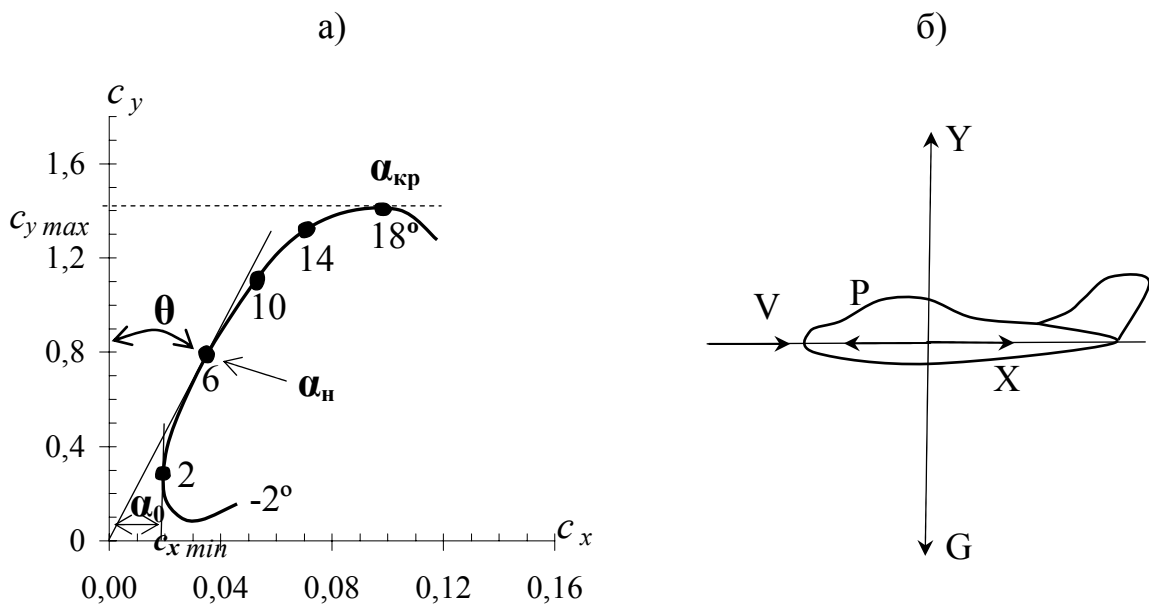


Рис. 3.5 - Поляра крила (а) та сили, які діють на літак у горизонтальному польоті (б).

Для розуміння впливу фізичного стану атмосфери на політ літака обмежимося аналізом горизонтального польоту.

Для прямолінійного та рівномірного польоту необхідно, щоб сили та моменти, які діють на літак, були у рівновазі.

Якщо взяти окремий випадок подовжнього руху - горизонтальний політ літака з постійною швидкістю, то крім зазначених сил на літак діє сила тяги  $P$  та сила ваги  $G$ . У випадку усталеного руху літака ( $VV, dd = const$ )



всі сили знаходяться в рівновазі, тобто рівнодіюча зовнішніх сил, що діють на літак, повинна дорівнювати нулю.

Тоді з формули для однієї зі складових аеродинамічної сили (а саме: підйимальної) можна знайти повітряну швидкість літака, при якій виконується рівновага сил ( $Y = G$ ).

$Y = G$  - умова прямолінійного руху повітряного судна;  
 $X = P$  - умова постійних швидкостей.

$$V_{\Gamma\Pi} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S_k \rho}}, \quad (3.7)$$

де  $c_y$  - коефіцієнт підйимальної сили,  $S_k$  - площа крила,  $\rho$  - густина повітря.

Швидкість літака, що знайдена за формулою (3.7), називають потрібною швидкістю горизонтального польоту. З виразу (3.7) видно, що  $V_{\Gamma\Pi}$  залежить від кута атаки  $\alpha$ , висоти польоту (через  $\rho$ ) та величини  $G/S_k$ , яка зветься питомим навантаженням на крило. Зі збільшенням  $\alpha$  до критичного, збільшується і  $c_y$ . При цьому зменшується  $V_{\Gamma\Pi}$ . При польотах на критичних кутах атаки  $c_y = c_{y \max}$ , а  $V_{\Gamma\Pi}$  досягає мінімального значення:

$$(V_{\min})_{\text{теор}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y \max} S_k \rho}}, \quad (3.8)$$

де  $(V_{\min})_{\text{теор}}$  - мінімальна теоретична швидкість польоту. Практично, політ на  $\alpha_{\text{кр}}$  не робиться, тому що можливий зрив повітряного потоку при обтіканні літака, і як наслідок, звалювання літака на крило або на ніс. З метою забезпечення безпеки польоту відбуваються на кутах атаки не більших припустимого, при якому  $c_{y \text{пр}} > c_{y \max}$ . Для сучасних літаків  $c_{y \text{пр}} = (0,80 \dots 0,85) c_{y \max}$ .

З формули (3.7) видно, що потрібна повітряна швидкість горизонтального польоту при інших однакових умовах збільшується з висотою із-за зменшення густини повітря.

Крило літака, яке поставлено під невеликим кутом  $\alpha$  до повітряного потоку, забезпечує відкидання повітря униз та створення підйимальної сили ( $Y$ ). Закрилки дозволяють змінити цей кут, а також і підйимальну силу.

Якщо записати співвідношення, аналогічне (3.7) для потрібної швидкості  $V_0$  біля поверхні землі (над рівнем моря) в умовах СА, і поділити співвідношення (3.7) на нове, то отримаємо залежність, яка характеризує вплив  $\rho$  на потрібну повітряну швидкість.

$$V^2 = V_0^2 \left( \frac{\rho_0}{\rho} \right) = \frac{V}{\Delta}, \quad \text{де } \Delta = \frac{\rho_z}{\rho_0}. \quad (3.9)$$

В залежності від метеорологічних умов указані величини відчують значні варіації. Швидкість польоту на постійній висоті змінюється від розподілу температури та тиску повітря на рівні польоту. Якщо практично в польоті за барометричним висотоміром втримується постійна висота, тобто літак переміщується по ізобаричній поверхні, тоді швидкість польоту залежить тільки від розподілу температури.

Скористуємось рівнянням стану  $p = \rho RT$  і наведену раніше формулу перепишемо у вигляді:

$$V^2 = \frac{2GRT}{c_Y S_k \rho}. \quad (3.10)$$

Як впливає з формули (3.10), будь-яке підвищення температури повітря приводить до збільшення потрібної повітряної швидкості горизонтального руху.

Просторова та часова мінливість температури повітря дуже велика. Так, навіть над одним пунктом міждодова мінливість на висотах 10...20 км може досягати 20 °С та більше. Ще значні коливання температури спостерігаються при польотах за повітряними трасами великої протяжності. В результаті, як свідчать обчислювання за формулою (3.10), при польоті на постійній висоті за барометричним висотоміром під впливом мінливості температури повітря швидкість горизонтального польоту для літаків типів ТУ-154, АН-140 та інших в окремих випадках може змінюватися на 40...50 км·год<sup>-1</sup> і більше. Надзвукові літаки типів ТУ-144 та «Конкорд» при польоті в стратосфері за міжконтинентальними повітряними трасами будуть підпадати під вплив коливань температури повітря до 25...30 °С. Такі варіації температури повітря повинні призводити до зміни швидкості на крейсерському режимі більш за 100 км·год<sup>-1</sup>.

Розглянемо рівняння  $X = P$ . Тяга, яка необхідна щоб зрівноважити лобовий опір літака на певній висоті, зветься *тягою горизонтального польоту* ( $P_{\text{гп}}$ ).  $Y/X = G/P = G/K$ , де  $K$  - аеродинамічна якість літака. Застосовуючи до тяги горизонтального польоту зі співвідношення  $P_{\text{гп}} = G/K$ , отримаємо, що  $P_{\text{гп}}$  не залежить від температури.

З'ясуємо фактори, від яких залежить потрібна тяга горизонтального польоту. Кожному  $\alpha$  відповідає значення  $K$ . Максимальна якість буде спостерігатися при польоті на  $\alpha_{\text{наїв}}$  (рис. 3.5), а потрібна тяга тут буде мінімальна. При збільшенні або зменшенні  $\alpha$  при порівнянні з  $\alpha_{\text{наїв}}$  потрібна тяга горизонтального польоту буде зростати. Залежність потрібної тяги горизонтального польоту від кута атаки одержала назву кривої Жуковського.

При збільшенні висоти польоту швидкість горизонтального польоту збільшується, а тяга залишається без змін.

Крім поняття потрібної тяги в аеродинаміці існує максимальна тяга двигуна при певній швидкості польоту -  $P_p$ .

Для вирішення питання про можливість виконання горизонтального польоту з заданою швидкістю  $V$  необхідно зрівняти  $P_{гп}$  з  $P_p$ . Якщо  $P_{гп}$  менше  $P_p$ , тобто існує зайва тяга  $\Delta P$ , то політ з такою швидкістю можливий. Максимально можлива швидкість польоту буде спостерігатися при виконанні умови  $P_{гп} = P_p$ .

За принципом утворення тяги авіаційні двигуни діляться на гвинтові (які утворюють тягу обертанням гвинта), реактивні (тяга виникає внаслідок спливу з великою швидкістю робочих газів з реактивного сопла) та комбіновані - турбогвинтові (ТГД), в яких основна тяга створюється повітряним гвинтом, а додаткова тяга (8...12 %) - за рахунок спливу продуктів горіння. Гвинтові поршневі двигуни (ПД) встановлюються на літаках з невеликою швидкістю польоту (200...500 км·год<sup>-1</sup>, тобто  $M = 0,2...0,5$ ), а також на вертольотах. ТГД знайшли своє застосування на літаках зі швидкістю 500...800 км·год<sup>-1</sup> ( $M = 0,5...0,8$ ) і на вертольотах. Турбореактивні двигуни (ТРД) використовуються як на дозвукових, так і надзвукових літаках, вертольотах, гелікоптерах. ТРД мають малу питому масу, яка практично залишається постійною як на злітному, так і у крейсерському режимах польоту. Це робить ТРД найбільш вигідні при великих швидкостях польоту.

### **3.3 Залежність сили тяги турбогвинтового двигуна**

#### **від фізичного стану атмосфери**

Від зміни температури повітря та атмосферного тиску на висоті польоту в значній мірі залежить сила тяги, яка утворюється двигуном.

Найбільша сила, яку може розвинути двигун на певній висоті при припустимому режимі його роботи -  $P_p$ .

Залежність сили тяги  $P_p$  від температури та тиску повітря на висоті польоту впливає з принципу роботи двигуна.

Повітря поступає у ТРД зі швидкістю. Перед вступом у камеру згорання воно підпадає під стиск компресору, який розташований між дифузorzом і камерами згорання, для більш рівного використання теплової енергії.

Проходячи крізь камеру згорання (в яку впорскується рідке паливо), повітря гріється, що приводить до його поширення та збільшення швидкості стікання газу з реактивного сопла. Таким чином, змінюється кількість

руху. Зміна кількості руху газів дорівнює імпульсу реактивної сили тяги. Тоді, на основі третього закону механіки (дії завжди відповідає певна і протилежно спрямована протидія) можна записати, що реактивна сила тяги, яка створюється двигуном дорівнює:

$$P_p dt = d(mV), \quad (3.11)$$

де  $m$  - маса газів ( $m = m_b + m_n$ ;  $m_b$  - маса повітря,  $m_n$  - маса продуктів згорання палива).

Якщо покласти  $dt = 1$ с, тобто, якщо розглядати секундний імпульс сили, та позначити масу повітря, яке проходить через двигун за 1 с, через  $m_b$ ; секундну витрату палива через  $m_n$ , швидкість стікання газів через  $C$ , то із виразу (3.11) після диференціювання та заміни диференціалу кінцевими різницями, одержимо:

$$P_p = (m_b + m_n)(C - V) + m_n C. \quad (3.12)$$

Формула (3.12) правдива при повному розширенні газу: тиск у вихідному отворі сопла дорівнює тиску зовнішнього середовища.

Величина  $m_b$  в багато десятків разів більша за  $m_n$ , тому останнім додатком у формулі (3.12) у першому наближенні можна зневажити та розрахувати силу тяги  $P_p$  за формулою:

$$P_p = m_b \cdot (C - V). \quad (3.13)$$

Якщо записати вирази (3.12) та (3.13) для ваги, то необхідно додатки поділити на  $g$ .

З (3.13) видно, що величина  $P_p$  прямо пропорційна ваговій витраті повітря. Так як вагома витрата повітря в свою чергу залежить від густини повітря, то зменшення її (підвищення температури або падіння тиску) повинно викликати зниження  $P_p$ .

При польоті на постійній висоті по барометричному висотоміру тиск залишається незмінним, і  $P_p$  у цьому випадку залежить тільки від температури. При додатних відхиленнях температури повітря від стандартної, сила тяги зменшується, а при від'ємних - збільшується. Тому прогностична інформація про відхилення температури повітря від стандартної, більш ніж на 5 °С, повинна бути вказана на АКП та урахована при виконанні і плануванні польотів.

Зміна сили тяги ТРД з висотою при незмінній кількості обертів може бути приблизно виражено формулою:

$$(P_p)_z = (P_p)_0 \Delta \left( \frac{T_0}{T_z} \right)^m, \quad (3.14)$$

де  $(P_p)_z$  - сила тяги  $P_p$  на висоті польоту  $z$ ;  $(P_p)_0$  - сила тяги  $P_p$  біля поверхні землі;  $T_0$  і  $T_z$  - абсолютні температури повітря біля поверхні землі та на висоті польоту, відповідно;  $\Delta = \frac{\rho_z}{\rho_0}$  - відносна густина повітря;  $m$  - показник степені, який залежить від характеристик двигуна,  $m = 1 \dots 2$ .

Відносна густина  $\Delta$  з висотою зменшується, а множник  $\frac{T_0}{T_z}$  зростає, але це зростання менше, ніж падіння  $\Delta$ , тому тяга ТРД з висотою також зменшується. Починаючи з висоти, приблизно 11 км в СА, тяга зменшується більш інтенсивно, тому що температура повітря перестає знижуватися.

У реальних умовах зміна сили тяги з висотою має більш складний вигляд і залежить від вертикального розподілу температури повітря. Чим більший вертикальний градієнт температури, тобто чим швидше температура знижується, тим повільніше зменшується густина повітря, яка викликає падіння тиску, і отже, повільно зменшується сила тяги.

В ізотермічних, і особливо в інверсійних шарах, густина повітря з висотою зменшується швидше, що приводить до більш інтенсивного зменшення сили тяги з висотою. З цієї причини при наборі висоти до тропопаузи повинно спостерігатися дуже помітне падіння сили тяги, і навпаки, при зниженні літака при переході зі стратосфери у тропосферу, сила тяги повинна різко зростати. При польоті на постійному ешелоні значні коливання сили тяги можуть спостерігатися при пересіканні атмосферних фронтів та фронтальних зон. Значна зміна сили тяги може бути обумовлена мінливістю температури, особливо її сезонними коливаннями.

*Вплив вологості повітря* виявляється двояко - через газову сталу та питому вагу повітря. Зі збільшенням питомої вологості газова стала збільшується, працездатність газу та корисна робота термодинамічного циклу стає вище, питома тяга двигуна росте. Разом з цим водяний пар знижує питому вагу повітря, зменшує його вагому витрату через двигун, викликає падіння тяги. В результаті, в жаркий день у вологому повітрі тяга деяких двигунів може зменшуватися на 0,5 %, а питома та годинна витрата палива - зрости на 2 %.

Залежність сили тяги від метеорологічних умов впливає на інші важливі льотно-технічні характеристики літака, витрату пального та стелю польоту літака.

*Вплив температури та густини повітря на швидкість польоту.*

Сила тяги  $P_p$  розвивається двигуном при польоті з максимально мож-

ливою силою тяги на певній висоті. На інших режимах горизонтального польоту (при меншій кількості обертів двигуна) використовується тільки її частка - потрібна сила тяги  $P_n$ , яка необхідна для подолання сили лобового опору в усталеному горизонтальному польоті. Нагадаємо, що  $\Delta P = P_p - P_n$  - надлишок тяги.

Для визначення характерних швидкостей усталеного горизонтального польоту певного літака одержані криві зміни  $P_p$  та  $P_n$  в залежності від швидкості польоту - криві Жуковського (рис. 3.6).

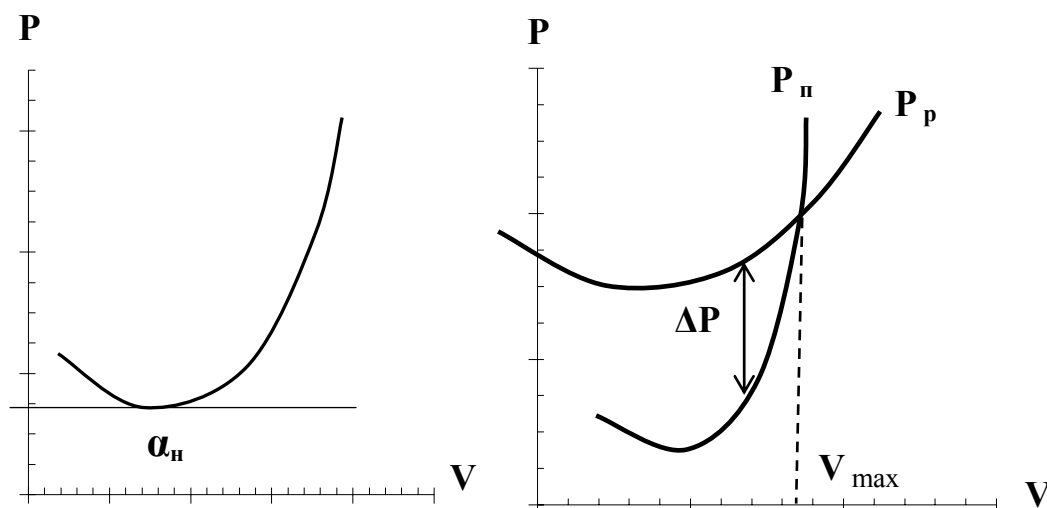


Рис. 3.6 - Криві Жуковського

(а) – потрібної тяги, (б) - потрібної та розміщуваної тяги.

Точка перетину кривих  $P_p$  та  $P_n$  відповідає горизонтальному польоту з  $V_{\max}$  - найбільшою швидкістю в горизонтальному польоті при максимальному режимі роботи двигуна (в режимі  $P_p$ ).  $V_{\min}$  визначається виразом

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S_k \rho}} \quad (\text{в режимі } P_n), \text{ залежить від відношення } G/S \text{ (питоме наванта-$$

ження на крило) та з висотою збільшується за рахунок падіння  $\rho$ .

Нарівні з потрібними швидкостями горизонтального польоту діапазон можливих швидкостей включає найкращу швидкість польоту  $V_{\text{найкр}}$ , крейсерську швидкість  $V_{\text{кр}}$  та економічну швидкість  $V_{\text{ек}}$ , які знаходяться за допомогою кривих Жуковського.

*Найкраща швидкість польоту* - швидкість, при якій потрібна тяга є найменшою, політ здійснюється на найкращому куті атаки, тобто при максимальній аеродинамічній якості літака. Практично для літаків з ТРД найкраща швидкість близька до швидкості, яка відповідає максимальній тривалості польоту.

*Економічна швидкість* знаходиться із мінімуму потрібної потужності

(в основному для літаків з поршневими та турбогвинтовими двигунами).

*Крейсерська швидкість* - швидкість польоту, при якій відношення  $P_n/V$  мінімальне. Її можна визначити шляхом проведення дотичної до кривої  $P_n$  з початку координат (рис. 3.7). Для літаків з ТРД вона близька до швидкості, яка забезпечує найменшу кілометрову витрату пального.

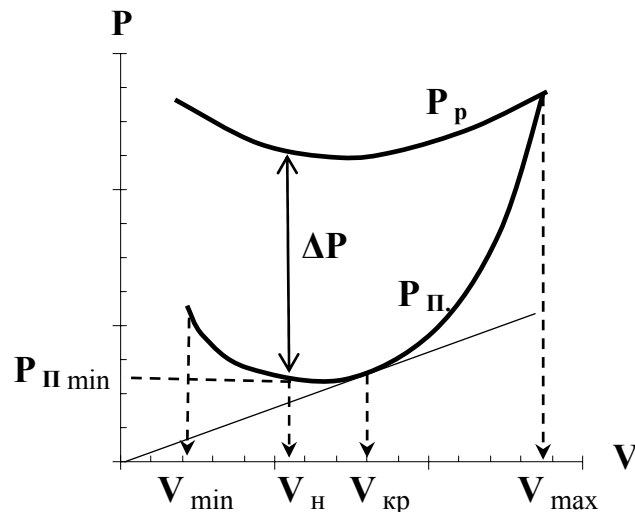


Рис. 3.7 - Метод Жуковського для визначення швидкості усталеного горизонтального руху літака з ТРД

*Максимальна швидкість* усталеного горизонтального польоту досягається у режимі  $P_p$ . Тоді на основі співвідношення (3.7) повинна виконуватись рівність між силою лобового опору та  $P_p$ , тобто  $X = P_p$ .

Використовуючи залежність для складових аеродинамічної сили, та замінюючи силу лобового опору параметрами, які її визначають, поперечно змінивши в ній  $V$  на  $V_{max}$ , отримаємо:

$$V_{max}^2 = \frac{2P_p}{C_x S_k \rho}. \quad (3.15)$$

Отже,  $V_{max}$  польоту залежить від висоти польоту (змінюється  $\rho$ ) та типу повітряного судна.

Якщо записати це співвідношення для нульового рівня при стандартній температурі (288 К) та будь-якій температурі ( $T$ ) на висоті  $z$  і розділити одне співвідношення на інше, то при урахуванні залежності  $P_p$  від  $\rho$  та  $T$ , отримаємо:

$$V_{\max} = V_{\max}^0 \sqrt{\frac{288}{T}}, \quad (3.16)$$

де  $V_{\max}^0$  - максимальна швидкість усталеного горизонтального польоту на нульовому рівні в стандартних умовах.

Таким чином, максимальна швидкість пропорційна кореню квадратному з відношення абсолютних температур на нульовому рівні та деякій висоті. При зниженні температури на  $5^\circ\text{C}$  максимальна швидкість зростає приблизно на 1 %.

Якщо в (3.16) під  $T$  розуміти температуру повітря на рівні  $z$  в СА, то з висотою  $V_{\max}^0$  в СА зростає до рівня 11 км, вище вона повинна залишатися незмінною (до  $h = 20$  км - ізотермія). Однак на цих висотах політ здійснюється на великих  $\alpha$  (для забезпечення потрібної швидкості горизонтального польоту), що приводить до збільшення  $X$  та зниження  $V_0$  з висотою.



## 4 ВПЛИВ ФІЗИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАНУ АТМОСФЕРИ НА ПОЛІТ ЛІТАКА

### 4.1 Вплив фізичного стану атмосфери на витрату палива

Витрата палива є важливим економічним показником, від якого залежить рентабельність повітряних перевезень.

Зміна температури та тиску повітря впливає на годинну витрату палива, а годинна витрата палива для літаків з ТРД пов'язана, перш за все, з потрібною тягою та питомою витратою палива.

*Годинна витрата палива* ( $c_{год}$ , кг·год<sup>-1</sup>) – це витрата палива за годину польоту.

*Питома витрата пального* ( $c_{num}$ ) – кількість палива, яке необхідне для утворення одиної сили тяги за одиницю часу. Питома витрата пального залежить від типу двигуна, режиму його роботи, висоти польоту та швидкості.

Ми з'ясували, що при інших рівних умовах тяга збільшується при зниженні температури: отже, для досягнення тієї ж тяги у прохолодному повітрі, палива потрібно менше, ніж у теплому. Таким чином, при зниженні температури повітря годинна витрата пального зменшується.

$$c_{год} = c_{num} P_n = c_{num} G/K. \quad (4.1)$$

Розрахунки свідчать, що при зміні температури повітря на 30 °С (наприклад, при переході від літа до зими, та, навпаки) годинна витрата пального змінюється на 5...6 %. Істотно змінюється витрата палива на авіатрасах, які мають меридіональну спрямованість. Так, на трасі Одеса-Мурманськ при польотах в обидва кінці пальне витрачається не однаково. Витрата пального розраховується за формулами:

$$c_{год} = (c_{год})_{CA} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}} \quad \text{або} \quad c_{год} = (c_{год})_{CA} \frac{p}{p_{CA}} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}}. \quad (4.2)$$

Тривалість польоту  $T_n$  залежить від  $c_{год}$  і запасу палива, що розміщене на літаку ( $G_n$ ), та для горизонтального польоту складає:  $T_n = G_n/c_{год}$ .

Важливим показником рентабельності є кілометрова витрата палива  $c_k$  – це кількість палива, яке необхідно для польоту на відстань 1 км. Від  $c_k$  залежить дальність горизонтального польоту  $L_z = G_n/c_k$ , яка є складовою часткою в загальну дальність польоту ( $L$ ).

$$L = L_{\text{наб}} + L_2 + L_{\text{зн}}, \quad (4.3)$$

де  $L_{\text{наб}}$  і  $L_{\text{зн}}$  – відстані, які проходить ПС при наборі висоти та зниженні, відповідно.

Для кожного типу літака, в «Руководстве по летной эксплуатации» приведені дані по розрахунку  $L$  та тривалості польоту,  $L_{\text{наб}}$  і  $L_{\text{зн}}$ , а також витрати палива на набір висоти та зниження літака. Кілометрова витрата палива при горизонтальному польоті пов'язана з  $c_{\text{год}}$ :  $c_k/V = c_{\text{нум}}P_n/V$ . Звідси випливає, що режим  $L_{\text{max}}$  польоту відповідає величині  $(P_n/V)_{\text{min}}$  для літаків ТРД, тобто  $V_{\text{кр}}$  з рис. 3.6.

Для літаків з ТРД при збільшенні висоти польоту  $c_k$  зменшується, тому що при польоті з постійним  $\alpha$  швидкість польоту зростає, потрібна тяга зменшується, отже, зменшується і  $c_{\text{нум}}$ . Таким чином,  $c_k$  зі збільшенням висоти зменшується. Тому польоти літаків з ТРД на велику відстань доцільно виконувати на високих рівнях. При переході на низький ешелон із-за підвищення температури повітря кілометрова витрата палива може зрости на 15 % та більш.

Необхідно зазначити, що при вирішенні питання про найкращій профіль польоту по повітряній трасі слід враховувати не тільки поле температури та тиску, а цілий комплекс факторів:

- режим вітру;
- наявність небезпечних метеорологічних явищ;
- умови набору висоти та зниження;
- дальність польоту.

При невеликій дальності польоту набір висоти та зниження займають значну частину всього профілю польоту. Витрата палива на набір висоти може виявитися настільки великою, що перевищить економію, яка буде від висоти польоту.

## 4.2 Вплив температури повітря на стелю літака

Однією з важливих льотно-технічних характеристик літака є його *стеля*. Стелею літака зветься найбільша висота, на яку може піднятися літак при певному режимі польоту. Стеля літака залежить від фізичного стану атмосфери.

Існує поняття “*теоретична стеля*” – або статична стеля – висота, на якій надлишок тяги та вертикальна швидкість дорівнює нулю. У зв'язку з тим, що по мірі наближення до теоретичної стелі максимальна швидкість повільно наближується до нуля і для підйому на теоретичну стелю було потрібно би нескінченно великий час, уведене поняття “*практична стеля*”. За *практичну стелю* умовно приймають висоту, на якій максимальна вер-

тикальна швидкість дорівнює  $5 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$  для літаків з реактивним двигуном та  $0,5 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$  для літаків з поршневыми двигунами. Для сучасних літаків різниця між теоретичною та практичною стелею не перевищує 200-500 м.

Залежність теоретичної та практичної стелі від температурних умов розраховується за формулою:

$$P_2 = P_1 \frac{p_2}{p_1} \left( \frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{3}{2}} \left( \frac{h_2}{h_1} \right)^3. \quad (4.4)$$

На стелю літака більш за все впливає температура повітря. При підвищенні температури повітря на  $10 \text{ }^\circ\text{C}$  під час польоту на висоті, яка близька до стелі, при постійній швидкості, літак з ТРД втрачає висоту біля 500 м, а у поршневих літаків вона зменшується на 300 м.

Зміну висоти стелі приблизно можна оцінити за формулою:

$$H_n = H_{ncm} - K_n T, \quad (4.5)$$

де  $K_n$  – коефіцієнт, який залежить від типу літака і свідчить, на скільки зміниться висота стелі літака при відхиленні температури повітря від стандартної на  $1 \text{ }^\circ\text{C}$ . Для літаків з поршневим двигуном  $K_n = 30 \text{ м на } 1 \text{ }^\circ\text{C}$ , для дозвукових літаків з ТРД та надзвукових – 40...130 та більш 150 м на  $^\circ\text{C}$ , відповідно.

Для визначення зниження літака необхідно зважити на той факт, що від температури та тиску (рівня польоту) залежить як сила тяги  $P_p$ , так і сила лобового опору. Якщо політ здійснюється на висоті, значно меншій ніж стеля, при наявності достатнього запасу тяги, льотчик може утримати задану висоту, якщо буде збільшувати або зменшувати кількість обертів.

Політ поблизу стелі вигідний тому, що з висотою зменшується витрата палива, збільшується дальність польоту. Використовуючи велику стелю сучасних літаків, можна робити польоти вище тропопаузи, уникати несприятливих метеорологічних умов по повітряній трасі: грозових хмар, зон найбільш інтенсивної турбулентності та обледеніння і т.п. Але, сприятливий з метеорологічної та економічної точки зору, політ на великих висотах має і негативні сторони. Поблизу стелі істотно погіршується стійкість та управління літака. Однією з головних причин погіршення льотних даних літаків на великих висотах є використання великих кутів атаки. Нагадаємо, що кут атаки ( $\alpha$ ) – це кут між напрямом повітряного потоку та хордою крила. При попаданні в зону сильних висхідних рухів або додатних відхилень температури літак може переходити на закритичні кути атаки та втрати стійкості. Все це зобов'язує дуже уважно аналізувати метеорологічні

умови, які можуть привести до зниження стелі літака та до погіршення його льотних якостей.

### 4.3 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйом повітряних судів

На практиці під *швидкопідйомом* розуміють час, який витрачає екіпаж літака для набору певної висоти. Чим більша вертикальна швидкість ( $V_y$ ), тим більш швидкопідйомний літак, і тим менший час потрібний для набору певної висоти. Швидкість набору висоти при усталеному русі визначається:

$$V_y = \frac{\Delta P V}{G}, \quad (4.6)$$

де  $\Delta P$  – зайва тяга,  $V$  – повітряна швидкість.

На швидкопідйом літака значно впливають зміни температури та тиску повітря, які діють на тягу двигуна.

Для одного і того ж літака з ТРД швидкопідйом може змінитися приблизно у 2 рази при його експлуатації взимку та влітку. Крім того  $V_y$  знижується з висотою із-за зменшення сили тяги. Так, для літака ТУ-154  $V_{y \max}$  набору висоти біля поверхні землі дорівнює  $17 \dots 20 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ , а на висоті 8 км –  $8 \dots 10 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ . Для пасажирських літаків  $V_{y \max}$  обмежується також допуском перепаду тиску у кабіні, виходячи з умов комфорту пасажирів.

Знаючи  $V_y$  при наборі висоти, можна знайти час, який потрібен для набору літаком певної висоти польоту.

З графіка (рис. 4.1) видно, що при підвищенні температури повітря (при зниженні  $\rho$ ) час набору певної висоти буде збільшуватися, а при зниженні температури (відносно СА) – зменшуватися.

Зміна тиску біля поверхні землі по відношенню до СА також впливає на  $V_y$  та час набору висоти. Це обумовлено залежністю сили тяги  $P_p$  від тиску (густини) повітря. Зниження тиску біля поверхні землі зменшує силу тяги та швидкопідйом літака порівняно зі стандартними умовами.

Характеристикою швидкості підйому літака є час набору висоти 11 км:  $\delta\tau = H_{11}/V_{y \max}$ , де  $H_{11}$  – висота у реальних умовах рівня, стандартна висота якого дорівнює 11 км. Ця висота залежить від температури (відносно до СА). Швидкопідйом з підвищенням температури повітря зменшується.

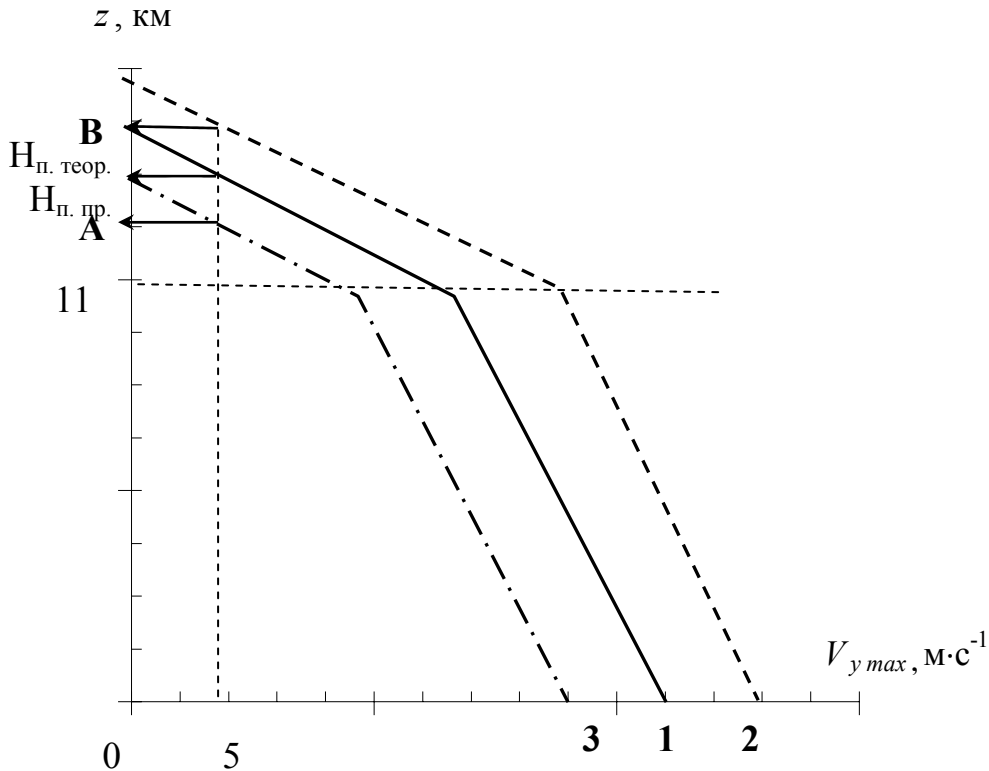


Рис. 4.1 - Зміна  $V_{y_{max}}$  з висотою  $z$  для дозвукового літака з ТРД, якщо кут атаки та кількість обертів двигуна не змінюються:

- 1 – для умов СА;
- 2 – при підвищенні температури повітря по відношенню до СА;
- 3 – при зниженні температури повітря по відношенню до СА;
- А – висота практичної стелі при додатному відхиленні температури повітря відносно СА;
- В - висота практичної стелі при від'ємному відхиленні температури повітря відносно СА;

#### 4.4 Вплив температури та тиску повітря на зліт та посадку

Злітні та посадкові дані літака – довжина розбігу та швидкість відриву при зльоті (рис.4.2), посадкова швидкість та довжина пробігу при посадці (рис. 4.3) – в значній мірі залежать від фізичних характеристик стану атмосфери.

Для зльоту літака необхідно, щоб підймальна сила стала більшою за вагу літака. Рівновага сил (підймальної та ваги) настає вже на мінімальній швидкості польоту. Однак, відрив літака на мінімальній швидкості небезпечний із-за можливості втрати його стійкості та управління. Тому установлена швидкість відриву у літака з ТРД на 10...15 % більша за мінімальну.

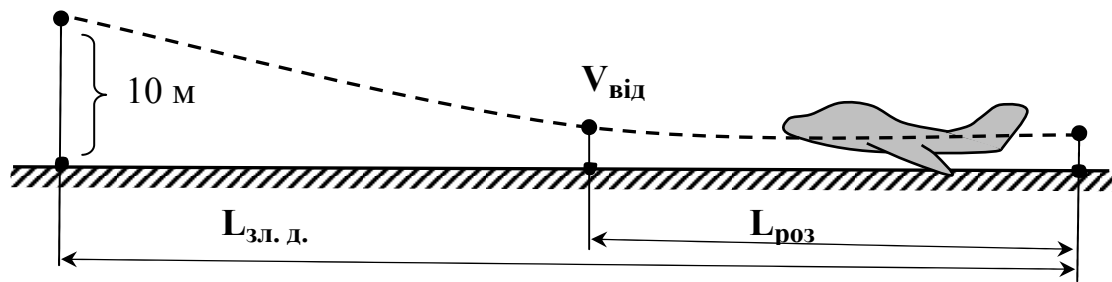


Рис. 4.2 - Етапи зльоту літака

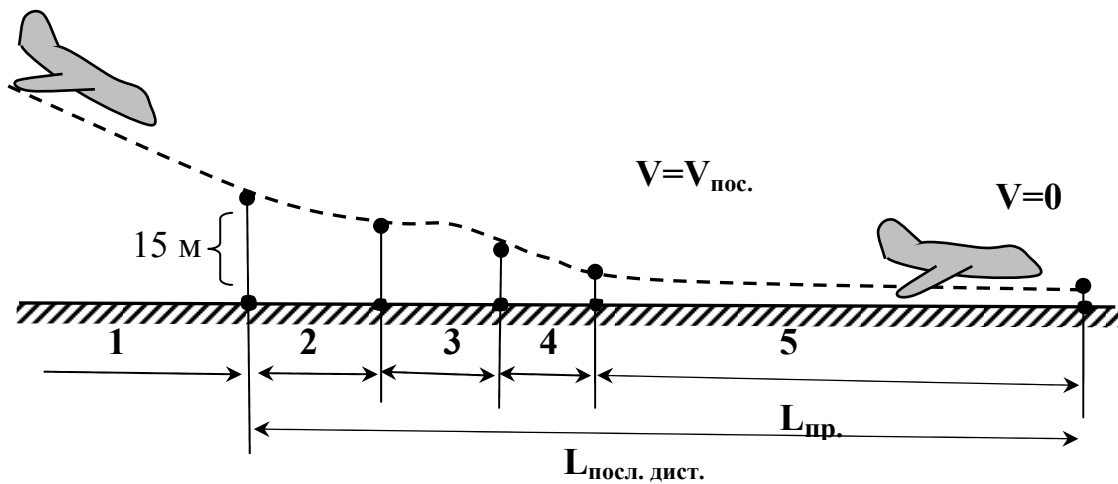


Рис. 4.3 - Етапи посадки літака:

- 1 – зниження,                    3 – витримування,                    5 – пробіг  
 2 – вирівнювання,            4 - парашутування.

Величина коефіцієнту підйимальної сили, що відповідає куту атаки і при якій літак може безпечно відриватися від землі, позначимо через  $c_{y\text{ від}}$ . Тоді, виходячи з умови рівноваги літака та підйимальної сили, можна записати:

$$V_{\text{від}}^2 = \frac{2GRT}{c_{y\text{ від}} \rho S_k} = \frac{2GK_T}{c_{y\text{ від}} S_k \rho} \quad (4.7)$$

$$V_{\text{пос}}^2 = 0,95 \frac{2G}{c_{y\rho} S_k}; \quad c_{y\text{ від}} = 0,85c_{y\text{ max}},$$

де  $K_T = 1 - \mu_{cp} \sin \alpha_{\text{від}}$  – коефіцієнт, який враховує вплив вертикальної складової сили тяги  $P_y$  на швидкість відриву при середньому тягоозброєнні літака  $\mu_{cp} = P_{cp}/G$ ;  $c_{y\text{ від}}$  – коефіцієнт підйимальної сили літака при злітній конфігурації. Коефіцієнт 0,95 враховує вплив повітряної подушки.

Із формул (4.7) видно, що підвищення температури повітря приводить до збільшення швидкості відриву, а ріст атмосферного тиску, навпаки, - до її зменшення.

Значні коливання температури та тиску повітря викликають значні зміни швидкості відриву. У свою чергу швидкість відриву впливає на довжину розбігу та довжину всієї злітної дистанції. Це особливо важливо мати на увазі при зльоті із ЗПС, довжина якої обмежена, та при максимальних завантаженнях літаків.

Довжина розбігу  $L_{роз}$  при зльоті визначається за формулою:

$$L_{роз} = \frac{V_{від}^2}{2 j_{сер}}, \quad (4.8)$$

де  $j_{сер}$  - середнє прискорення.

На довжину розбігу впливає зміна сили тяги двигуна під час розбігу. При підвищенні температури сила тяги падає, літак буде з меншим прискоренням набирати висоту, і, отже, пробіжить по ЗПС більшу відстань, поки набере необхідну швидкість відриву. Падіння тиску також приводить до зменшення сили тяги. Збільшення швидкості відриву та зменшення сили тяги приводить до того, що злітні характеристики змінюються в дуже великих межах при зміні фізичного стану атмосфери. Причому, зменшення прискорення розбігу внаслідок падіння сили тяги впливає на довжину розбігу приблизно вдвічі сильніше, ніж збільшення швидкості відриву.

У більшості реактивних літаків на кожні 10 °С підвищення температури повітря при незмінних обертах двигуна довжина розбігу збільшується на 13 %, а зниження температури повітря на таку ж величину зменшує довжину розбігу на 10 %. Наприклад, довжина розбігу ІЛ-62 дорівнює 2600 м, звідси – 13 % від 2600 м дорівнює 338 м. Відхилення температури повітря на 10°С приводить до зміни швидкості відриву на 1,75 %, а зміна тиску на 10 мм рт.ст. – на 0,56 %. Зазначимо, що вказане коливання злітних характеристик тотожно зміні злітної ваги літака на 3,5 %.

Таким чином, при підвищенні температури повітря на 10 °С повне комерційне навантаження сучасного літака з ТРД повинно бути зменшене приблизно на 2000 кг.

Довжину розбігу реактивного літака з урахуванням зміни густини повітря можна виразити приблизною формулою:

$$L_{роз} = \frac{L_{роз ст}}{\Delta}, \quad (4.9)$$

де  $\Delta = \frac{\rho_z}{\rho_0}$  - відносна густина повітря.

Звідси видно, зміна густини повітря на даному аеродромі під час зльоту сильно відображається на довжині розбігу. Цю обставину надзвичайно важливо враховувати при зльоті з гірських аеродромів з жарким кліматом. Наприклад, на аеродромі, який розташований на висоті 1000 м над рівнем моря, довжина розбігу реактивного літака більша за довжину розбігу на рівні моря в СА у 1,33 рази, тобто на 33 %.

Що стосується впливу зміни густини повітря на довжину розбігу літака з поршневим двигуном, то він значно менший, ніж для літака з реактивним двигуном. Довжина розбігу літака з поршневим двигуном зворотно пропорційна квадрату відносної густини:

$$L_{роз} = \frac{L_{роз ст}}{\Delta^2}. \quad (4.10)$$

Довжина пробігу реактивного літака обчислюється:

$$L_{np} = L_{np ст} (0,95 + 0,0031 T_0); \quad L_{np} = \frac{V_{noc}^2}{2j_{noc сep}}, \quad (4.11)$$

де  $T_0$  – температура повітря на рівні землі.

$$V_{noc} = \frac{2m_{noc} gRT}{c_{y noc} S_k \rho}; \quad L_{np} = \frac{L_{np ст}}{\Delta^2}, \quad (4.12)$$

де  $m_{noc}$  - посадкова маса.

Звідси випливає, що відхилення фактичної температури повітря від стандартної на 10 °С призводить до зміни довжини пробігу на 3,5 %, а зміна тиску на 10 мм рт.ст. – на 1,3 %.

## 4.5 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів

### 4.5.1 Способи вимірювання висоти польоту.

В авіаційній практиці поряд зі стандартною висотою, тобто висотою, яка відповідає певним значенням температури і тиску, широко використовується *геометрична висота*. Геометрична висота визначається в польоті за допомогою радіотехнічних засобів (радіовисотомірів) або барометричним способом (барометричним висотоміром) і виражається у лінійних метрах.

Якщо підрахунок висоти проводиться від рівня моря, то виходить *абсолютна висота* ( $h_1$ ).



Якщо підрахунок висоти проводиться від рівня аеродрому, то виходить *відносна висота* ( $h_2$ ).

Якщо підрахунок висоти проводиться від рівня місцевості, над якою летить повітряне судно, то виходить *дійсна (істинна) висота* ( $h_3$ ).

Радіовисотоміром вимірюють дійсну висоту польоту ( $h_3$ ). Це впливає з принципу роботи приладу. Висота знаходиться по часу ( $t$ ) проходження радіохвилею відстані, яка дорівнює подвоєній дійсній висоті польоту:  $h_3 = \frac{Ct}{2}$ , де  $C$  – швидкість розповсюдження радіохвилі. Радіовисотоміри забезпечують високу точність вимірювань, їх показники практично не залежать від метеорологічних умов та швидкості польоту. Для одержання абсолютної або відносної висоти за показаннями радіовисотоміру достатньо ввести до них поправки на підвищення місцевості, над якою пролітає ПС (на момент виміру) відносно рівня моря або аеродрому вильоту відповідно. Та обставина, що радіовисотоміри безперервно показують дійсну висоту польоту і чутливі до будь-якої зміни рельєфу місцевості, є не тільки їх достоїнстю, але й серйозним недоліком.

Якби над складною місцевістю пілот спробував утримати певну висоту польоту по радіовисотоміру, то траєкторія польоту літака повторювала б профіль рельєфу місцевості. Разом з тим при польоті, наприклад, за хмарами або в умовах обмеженої видимості, пілот не має можливості встановити, чим обумовлена зміна висоти польоту – порушенням режиму польоту або впливом рельєфу місцевості. Все це обмежує використання радіовисотоміру. Тому радіовисотоміри використовуються, головним чином, як контрольні прилади, а також при посадці в складних метеорологічних умовах, коли необхідно докладно знати дійсну висоту польоту.

Основним навігаційно-пілотажним приладом для визначення висот є барометричний висотомір. Він являє собою дуже відчутний барометр-анероїд, шкала якого проградуєвана у метрах по барометричній формулі для умов СА. Крім цього, на приладі є друга шкала в мм рт.ст., значення тиску на якій відповідають стандартній атмосфері.

Із принципу роботи висотоміру впливає: якщо в польоті пілот утримує постійну висоту по приладу, то літак переміщується по ізобаричній поверхні ( $p = \text{const}$ ). Внаслідок того, що ізобаричні поверхні мають дуже невеликий нахил, політ по ізобаричній поверхні практично тотожний горизонтальному польоту.

#### 4.5.2 Вплив метеорологічних умов на показання барометричного висотоміру

Результат вимірювання висоти барометричним висотоміром залежить від метеорологічних умов. При перетині літаком атмосферних фронтів, циклонів, антициклонів та інших баричних утворень за однакових показань

приладу дійсна висота буде різною, особливо при польоті на великих висотах. Це пояснюється тим, що шкала барометричного висотоміру програду-йована для стандартних висот, а показання висотоміру залежать від фактичних метеорологічних умов. Тому для одержання геометричної висоти польоту до показань приладу необхідно ввести методичну поправку – поправку на відхилення реальних атмосферних умов від стандартних. Методична поправка враховує методичні похибки приладу, які включають три складові:

- барометричну похибку, яка обумовлена нестійкістю атмосферного тиску біля поверхні землі;
- температурну похибку, яка викликана невідповідністю фактичного і стандартного розподілу температури з висотою;
- похибку, яка викликана тим, що висота в польоті визначається відносно рівня тієї ізобаричної поверхні, атмосферний тиск якої усталенований на приладі.

Барометрична похибка усувається таким чином. Перед вильотом пілот установлює стрілки приладу за допомогою кремальєри на нульову позначку, при цьому на шкалі приладу тиск буде дорівнювати тиску на рівні ЗПС. В подальшому, при польоті висотомір буде показувати висоту відносно аеродрому вильоту.

При наборі висоти (при польоті на ешелоні) установка барометричної шкали висотоміру зроблена з відліку, відповідного атмосферного тиску на аеродромі. Щоб одержати в польоті висоту ешелону, проводиться перехід до  $p = 760$  мм рт.ст. На відліку 760 мм.рт.ст переклад робиться при перетині висоти переходу. Висота переходу зазначається на схемах набору висоти та виходу з району аеродрому. *Висотою переходу* зветься висота, яка встановлена в районі аеродрому, на якій та нижче якої висота польоту літака контролюється по атмосферному тиску на аеродромі. При підході до пункту посадки пілот запитує атмосферний тиск на рівні ЗПС посадки та установлює на висотомірі тиск на рівнях ЗПС аеродрому посадки.

В зведенні погоди, яка укладена на АМСЦ та передається по радіо на борт літака, обов'язково містяться дані про атмосферний тиск в гПа на рівні ЗПС. Авіаметеорологічна станція, де робиться відлік тиску за ртутним барометром, може бути розташована вище або нижче ЗПС. Значення тиску приводяться до рівня ЗПС. Похибка при визначенні тиску на рівні ЗПС недопустима, тому що це тягне за собою похибку в висоті за барометричним висотоміром.

Температурні похибки барометричного висотоміру враховуються шляхом введення поправок на відхилення фактичного розподілу температури від стандартного. Це особливо важливо при польотах на малих висотах та в гірських районах в холодний період року.

В умовах реальної атмосфери дійсна висота польоту  $h_3$  над ізобаричною поверхнею  $p_0$  визначається виразом:

$$h_3 = 18400 \frac{T_m}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p} = h_p \frac{T_m}{T_{m\text{ст}}}, \quad (4.13)$$

де  $h_p = 18400 \frac{T_m}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p}$  - барометрична стандартна висота,  $T_{o\text{ст}}$ ,  $T_{m\text{ст}}$ ,  $T_m$  - температура повітря на рівні моря в умовах СА, середня в умовах СА та фактична барометрична температура в шарі від нульового рівня до висоти польоту, відповідно. Звичайно в практичних розрахунках замінюють  $T$  на середню арифметичну температуру шару, тобто  $T_{cp} = (T_0 + T)/2$ . Тут припускається невелика похибка при постійному вертикальному градієнті температури з висотою. Але, у випадку інверсії або ізотермії похибка може дорівнювати 10 % висоти.

Із аналізу вищенаведеної формули випливає, що показання приладу залежать від відношення температур ( $T_m/T_{m\text{ст}}$ ): якщо  $T_m > T_{m\text{ст}}$ , то показання приладу будуть зменшені, та навпаки, при  $T_m < T_{m\text{ст}}$  - підвищенні. Так, влітку, в Арктиці температура часто перевищує  $-40 \dots -45$  °С, тобто  $T_m > T_{m\text{ст}}$ , це означає, що показання приладу будуть зменшені; взимку при польотах на малих висотах, навпаки, температура нижче стандартної ( $T_m < T_{m\text{ст}}$ ), і показання приладу будуть підвищені (у середньому до  $8 \dots 13$  %).

#### 4.5.3 Вплив густини та температури повітря на показання показника повітряної швидкості

Для розрахунку повітряної швидкості літака, тобто швидкості руху літака відносно повітря, використовується прилад, який зветься *показчиком повітряної швидкості літака*, який працює на принципі виміру різниці між повним ( $p_n$ ) та статистичним ( $p_{стат}$ ) (в незбуреному потоці) тиском повітря в польоті. Ця різниця зветься *динамічним тиском* або швидкісним напором ( $q$ ). Вузька стрілка показує дійсну швидкість (стандартну), яку використовують при літаководінні:  $V = \sqrt{2q/\rho}$ . Прилад ураховує зміну густини повітря з висотою для умов СА. Але в реальних умовах температура повітря на висоті може значно відрізнятись від температури на цих же висотах в СА. Похибка приладу за рахунок відхилення температури від СА може складати  $10 \dots 15$  %.

Залежність швидкості польоту від температури повітря визначається відношенням:

$$V = V_{T_{ст}} \sqrt{\frac{T}{T_{ст}}}, \quad (4.14)$$

де  $V_{T_{ст}}$  – дійсна швидкість в польоті.

При достатніх відхиленнях ( $T > T_{ст}$ ) показання приладу знижені, при від'ємних – завищені.

Зв'язок між дійсною та індикаторною (приладовою) швидкостями має вигляд:

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}, \quad (4.15)$$

де  $\Delta = \frac{\rho_z}{\rho_0}$ ,  $V_i$  – індикаторна швидкість, що фіксується за приладом.

На  $H = 8...10$  км відносна методична похибка може бути 50...70 %. Для більш точного визначення повітряних параметрів польоту використовуються комплексні автоматичні вимірвальні системи.

#### 4.6 Вплив вітру на зліт, посадку та на політ літака

Крім температури та тиску на злітно-посадкові характеристики літака за інших рівних умов (польотна вага, сила тяги, стан ЗПС) дуже сильно впливає швидкість та напрям вітру.

Зліт та посадку літаків прагнуть здійснити проти вітру, тому що зустрічний вітер зменшує швидкість відриву ( $V_{від}$ ) при зльоті й посадкову швидкість ( $V_{нос}$ ) при посадці, отже, зменшує довжину розбігу та пробігу літака. Для оцінки зміни часу і довжини розбігу при штилі використовують співвідношення:

$$t_{роз\ 0} = \frac{V_{від}}{j}; \quad L_{роз\ 0} = \frac{V_{від}^2}{2j}, \quad (4.16)$$

де  $t_{роз\ 0}$ ,  $L_{роз\ 0}$  – час та довжина пробігу при штилі, відповідно;  $j$  – постійне середнє прискорення.

Зустрічний вітер при зльоті, створює додатковий обдув літака, збільшує путьову стійкість та керівництво літаком на початку руху. При попутному вітрі, навпаки, збільшується довжина пробігу, погіршується стійкість літака на початку руху при зльоті, ускладнюється виконання зльоту та посадки.

Довжина пробігу при посадці літака проти вітру зменшується із-за того, що вітер створює лобовий опір, який разом з силою тертя коліс літака

дуже збільшує абсолютну величину від'ємного прискорення після приземлення. Крім того, швидкість руху літака відносно ЗПС у момент торкання при зустрічному вітрі менша, ніж при штилі або попутному вітрі.

Для зменшення довжини пробігу використовуються гальмові щитки, гальмові парашути, які здатні гасити до 30...40 % кінетичної енергії літака під час пробігу, а також реверс тяги (зміна напрямку струменю газів, які виходять з ТРД). На літаках скороченого зльоту та посадки створюється вертикальна складова тяги (девіація тяги), яка дозволяє істотно зменшити  $V_{від}$  та  $V_{нос}$ .

Значно ускладнюється зліт та посадка літака при боковому вітрі або при його великих бокових складових. При зльоті з боковим вітром утворюються додаткові аеродинамічні сили, які перешкоджають керуванню літаком. Під впливом цих сил виникають моменти, що кренять та розкручують.

Момент, що кренить, виникає внаслідок нерівномірного обдуву крил. Наприклад, якщо вітер спрямований відносно лінії руху літака, то на правій площині підймальна сила зростає, а на лівій площині, навпаки, зменшується.

Момент, що розкручує, виникає тому, що вага літака та центр бокового тиску вітру не збігаються. Тому боковий вітер створює силу, яка намагається розкрутити літак проти вітру.

Посадка літака при боковому вітрі пов'язана з ще більшими труднощами, ніж зліт. Основні труднощі полягають в тому, що пілоту доводиться боротися проти зносу літака. Неточне урахування вітру може привести до приземлення літака поза ЗПС.

Для кожного типу літака встановлюється найбільш припустима швидкість бокового вітру (бокової складової), при якій можливі посадка та зліт. Її величина залежить від особливостей конструкції літака та питомого навантаження на крило  $G/S$ . Чим більше питоме навантаження на крило, тим значніша величина найбільш припустимої швидкості бокового вітру. Надзвуківі літаки з трикутним крилом мають дуже великі питомі навантаження та здатні літати і приземлятися з сильним боковим вітром.

Для більшості літаків найбільша швидкість бокового вітру дорівнює  $15 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  (при сухій ЗПС). Для легких літаків найбільш припустима швидкість бокового вітру не перевищує  $8\text{...}10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . Ці обмеження необхідно враховувати при метеорологічному забезпеченні польотів.

#### **4.7 Вплив вертикального зсуву вітру в найнижчому шарі атмосфери на зліт та посадку літаків**

Для підвищення безпеки зльоту та посадки літаків необхідно враховувати зміну вітру з висотою у найнижчому шарі атмосфери, який літак пе-

ресікає після відриву від ЗПС при зльоті та в заключній стадії приземлення. Це пов'язано з тим, що в самому нижньому шарі атмосфери може спостерігатися дуже різка зміна вітру з висотою - *зсув вітру*. Під зсувом вітру  $\beta$  розуміють різницю векторів вітру на верхній та нижній межах цього шару:  $\beta = |\Delta U| / \Delta z$ , де  $|\Delta U| = |U_{\text{в}} - U_{\text{н}}|$ .

Розрізняють вертикальний зсув вітру - зміну горизонтальної складової вітру на заданій висоті, а також зсув вітру в заданому напрямі в просторі. Великі зсуви вітру здібні впливати на траєкторію та режим літака. При спостереженнях на висотній метеорологічній щоглі в м. Обнінск зафіксовано зсув вітру в шарі 8...25 м, який дорівнює  $0,45 \text{ с}^{-1}$ . Це означає, що за 3...4 с, які потрібні для перетину літаком певного шару, його повітряна швидкість змінюється приблизно на  $70 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

Критерії інтенсивності зсуву вітру наведені в табл. 4.1.

Таблиця 4.1 - Критерії для передачі повідомлень про величини зсуву вітру в якісних термінах (за ВМО та ІСАО)

Кількісна характеристика	Вплив на управління ПС	Вертикальний зсув вітру, $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ на 30 м	Горизонтальний зсув вітру, $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ на 600 м,	Швидкість верт. потоку, $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$
Слабкий	Незначний	0-2	0-2	0-2
Помірний	Значний	2-4	2-4	2-4
Сильний	Істотний	4-6	4-6	4-6
Дуже сильний	Небезпечний	> 6	> 6	> 6

Механізм впливу вертикальних зсувів вітру на літак можна пояснити таким чином. При зміні висоти під час зльоту та посадки літак пересікає рівні, на яких швидкість та напрям вітру значно відрізняються від попередніх. Внаслідок інерції літак продовжує деякий час рухатися з попередньою швидкістю, тому повітряна швидкість (швидкість обтікання) зміниться на величину зсуву вітру, що в свою чергу приведе до зміни діючих на літак аеродинамічних сил, зокрема підймальної сили.

По рекомендації ІСАО напрям зсуву вітру визначається відносно прямого руху літака (вісі ЗПС). Наприклад, в самому нижньому шарі атмосфери, від рівня ЗПС і до висоти 30...50 м спостерігається сильний поздовжній (уздовж ЗПС) зсув вітру, вітер з висотою збільшується. Для літака, який йде на зниження, це буде від'ємний зсув вітру і він при зниженні буде мати знижену повітряну швидкість, що приведе до його «провалювання» та до недольоту відносно ЗПС (рис. 4.4).

Якщо при такому розподілі вітру розглядати зліт, то літак буде набирати висоту по більш стрімкій траєкторії, тобто повинно спостерігатися його «підкидання».

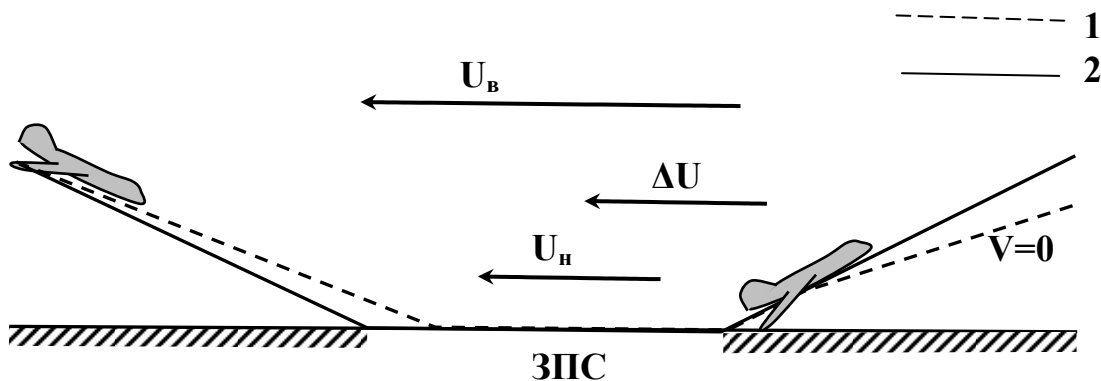


Рис. 4.4 Приклад впливу вертикального зсуву вітру на зліт та посадку.  
1 - припускна, 2 - дійсна траєкторія руху ПС.

При недостатньому зсуві вітру має місце зворотна картина - підкидання літака при посадці та провалювання при зльоті.

При боковому зсуві вітру відбувається знос літака праворуч або ліворуч відносно ЗПС в залежності від напрямку зсуву вітру.

Великі зсуви вітру в усіх випадках впливають на літак, як сильні раптові пориви вітру, які особливо небезпечні для надзвукових літаків, що мають обмежені можливості при невеликих швидкостях, з якими виконуються зліт та посадка.

#### 4.8 Вплив вітру на путьову швидкість та напрям руху літака при горизонтальному польоті

Напрямок та швидкість вітру дуже впливають і на горизонтальний політ літака. В нерухомому повітрі напрям руху літака відносно поверхні землі збігається з напрямом його поздовжньої осі. Швидкість переміщення літака при цьому зветься повітряною швидкістю та позначається вектором  $\vec{V}$ .

Однак повітря знаходиться в безперервному русі. Вітер являє собою горизонтальний рух повітря відносно земної поверхні. Вектор вітру позначимо  $\vec{u}$ .

Геометрична сума вектору повітряної швидкості та вектору вітру дорівнює швидкості літака та зветься путьовою швидкістю і позначається вектором  $\vec{W}$ .

Побудований за цими векторами трикутник має назву *навігаційного трикутника швидкостей* (рис. 4.5). Елементи навігаційного трикутника є змінними величинами:  $\gamma$  - магнітний курс (курс польоту);  $\varphi$  - кут зносу;  $\alpha$  - дійсний курс;  $\varepsilon$  - кут вітру. Магнітний курс ( $\gamma$ ) - це кут між північним

напрямом географічного або магнітного меридіану N-S та напрямом по-  
здовжньої вісі літака.

Всі ці величини під час польоту зазнають великих змін по причині  
просторової і часової мінливості вектору швидкості вітру та інших метео-  
рологічних параметрів.

З навігаційного трикутника випливає, що  $\sin \varphi = \frac{u}{V} \sin \varepsilon$ .

Таким чином, кут зносу прямо пропорційний відношенню швидкості  
вітру ( $u$ ) до повітряної швидкості літака ( $V$ ) і зносу кута вітру ( $\varepsilon$ ). Якщо  
кут вітру складає  $0$  або  $180^\circ$ , що відповідає попутному або зустрічному ві-  
тру, то кут зносу дорівнює нулю (тому, що  $\sin 0^\circ = 0$ ,  $\sin 180^\circ = 0$ ). При  $\varepsilon$   
 $= 90^\circ$  та  $\varepsilon = 270^\circ$  (боковий вітер) кут зносу буде максимальним.

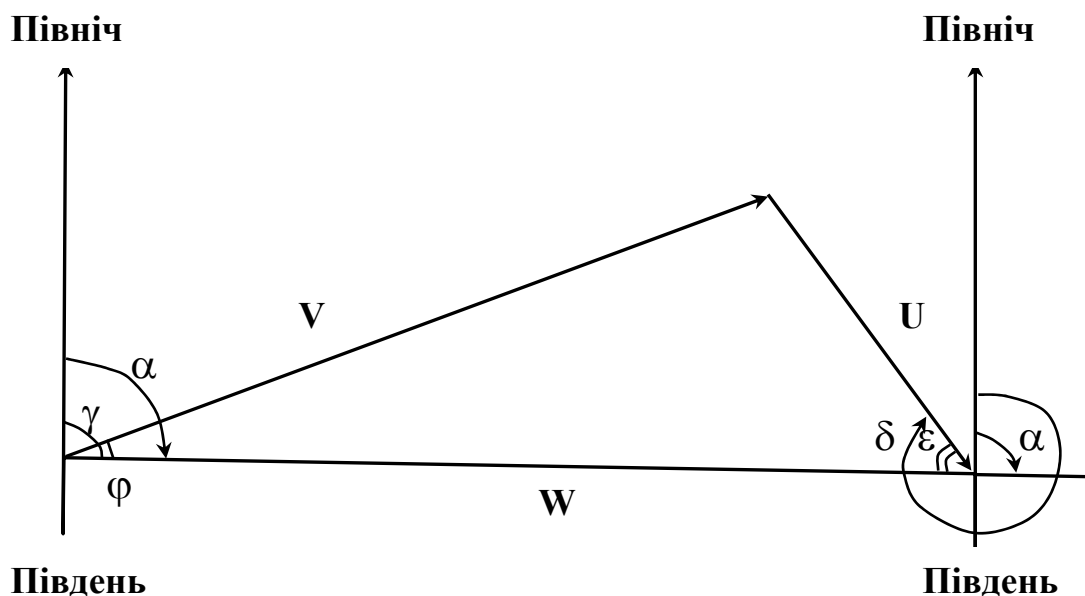


Рис. 4.5 Навігаційний трикутник швидкостей

Відношення швидкості вітру до повітряної швидкості літака в окре-  
мих випадках може досягати 0,2...0,3 та й більше, що свідчить про можли-  
вість значної зміни пільової швидкості та великого зносу літака. Так, на-  
приклад, максимальні кути зносу для дозвукових літаків типу ІЛ-62 при  
польоті в зонах СТ (струминної течії) можуть перевищувати  $10...15^\circ$ .

Пільова швидкість літака залежить від напрямку та швидкості вітру.  
Найбільший вплив на її величину має попутний ( $\varepsilon = 0^\circ$ ) і зустрічний  
( $\varepsilon = 180^\circ$ ) вітер. При попутному вітрі пільова швидкість підвищується на  
величину швидкості вітру, при зустрічному, навпаки, зменшується на цю ж  
величину. При попутному або зустрічному вітрі величина зміни пільової  
швидкості не залежить від повітряної швидкості літака, а при боковому ві-  
трі - залежить. В усіх випадках, коли на висоті польоту спостерігається бо-  
ковий вітер, наприклад, зі швидкістю  $150 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ , незалежно від повітря-



ної швидкості літак буде знесений вітром за 1 год на 150 км. Тому знання вітру по маршруту та його врахування є необхідною умовою виконання певного маршруту та виводу літака до пункту призначення.

З визначення кілометрової витрати палива випливає, що  $c_k = \frac{c_{zod}}{W}$ , причому,  $c_{zod}$  не залежить від швидкості вітру, а  $c_k$  – залежить (попутний вітер зменшує  $c_k$ , а зустрічний – збільшує).

Максимальна дальність польоту (мінімальна кілометрова витрата палива) виходить при попутному вітрі ( $\varepsilon = 0^\circ$ ), мінімальна дальність (максимальна кілометрова витрата палива) при зустрічному вітрі ( $\varepsilon = 180^\circ$ ).

Існує декілька способів визначення вітру в польоті. Однак суть усіх способів зводиться до безпосереднього знаходження вектору путьової швидкості, тому, що:

1.  $\vec{V}$  - вектор повітряної швидкості, який завжди відомий екіпажу (він визначається за допомогою покажчика повітряної швидкості);
2.  $\gamma$  - курс літака відомий (визначається за допомогою різних покажчиків курсу);
3.  $\varphi$  - кут зносу відомий екіпажу;
4.  $\alpha$  - путьовий кут визначається як  $\alpha = \gamma + \varphi$ ;
5.  $\vec{W}$  - визначають по наземним орієнтирам і за допомогою радіотехнічних, астрономічних та інших засобів;
6. Будують навігаційний трикутник та вектор вітру ( $\vec{u}$ ) визначають як замикаючий вектор.

#### 4.9 Еквівалентний вітер

Для урахування впливу вітру на величину путьової швидкості введено поняття «еквівалентний вітер», яке ухвалено ІКАО.

Еквівалентний вітер ( $\omega$ )- це розрахунковий вітер, який завжди спрямований уздовж маршруту та чинить той же вплив на величину путьової швидкості, що і фактичний вітер.

Згідно визначенню, еквівалентний вітер пов'язаний з величинами (модулями) повітряної  $\vec{V}$  та путьової  $\vec{W}$  швидкостей співвідношенням:

$$\omega = |\vec{W}| - |\vec{V}|. \quad (4.17)$$

Звідси випливає, що еквівалентний вітер являє собою скалярну величину, знак якої залежить від співвідношення між модулями путьової та повітряної швидкостей. Якщо путьова швидкість більша за повітряну, то еквівалентний вітер попутний (додатний), у протилежному випадку - зустрічний (від'ємний).

Слід підкреслити, що еквівалентний вітер має певні переваги перед звичайними характеристиками вітру та полегшує вирішення цілого ряду навігаційних задач, які пов'язані з плануванням та виконанням повітряних перевезень.

Якщо використати поняття еквівалентного вітру, то простіше вживати статистичний підхід при рішенні питання про необхідний для польоту запас палива, при складанні розкладу руху літаків по повітряним трасам, при оцінці можливого часу прибуття до кінцевого пункту і т.п.

#### **4.10 Струминні течії в атмосфері та їх аеронавігаційне значення**

При польотах на великих висотах, особливо у зонах струминних течій (СТ), урахування впливу вітру на дальність та тривалість польотів набуває особливого значення.

Обробка матеріалів рейсових польотів реактивних літаків на висотах 9...11 км за повітряними трасами Москва-Прага, Москва-Омськ, Москва-Ташкент та іншими показала, що на маршрутах великої протяжності імовірність зустрічі в польоті СТ складає 70...80 % та більше. Так, наприклад, за даними 689 польотів трасою Москва-Омськ повторення сильних вітрів швидкістю  $100 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  і більше складає 80 %, за даними 87 польотів трасою Іркутськ-Хабаровськ – 85 % і т.п.

Все це свідчить про велике аеронавігаційне значення СТ. В ряді країн використовуються обчислювальні машини для визначення найвигідніших маршрутів літаків при польотах на великі відстані.

В теперішній час розроблені методи, які дозволяють за даними про поле вітру (тиску) в районі польотів прокласти маршрут, по якому літак прилетить до пункту призначення з малою витратою часу. При цьому загальний час польоту за цим маршрутом (траєкторії мінімального часу польоту) значно менший часу, який необхідно для польоту по найкоротшому шляху (*ортодомії*).

Вплив вітру на параметри руху повітряного судна найбільш суттєвий при великих швидкостях вітру, особливо в областях СТ.

Струминні течії найбільш активні в холодний період року. Вони поділяються на тропосферні та стратосферні. Серед тропосферних СТ розрізняють позатропічні, тропічні та екваторіальні.

*Позатропічні СТ* змінюють своє положення в залежності від зміни положення атмосферних фронтів. Вісь СТ (де спостерігається найбільша швидкість вітру) звичайно розташована в теплому повітрі, частіше на 1...2 км нижче тропопаузи. Ширина СТ складає, як правило, 700...1300 км; вертикальна потужність – 6...10 км; горизонтальна довжина - декілька тисяч км.

*Субтропічні СТ* мігрують на протязі року: взимку вони знаходяться в зоні 25-30 °півн.ш., влітку - 35-40 °півн.ш. Вісь СТ розташована на висоті приблизно 12 км. Ці СТ мають більшу інтенсивність та стійкість у порівнянні з позатропічними. Їх ширина в середньому 1500 км, потужність 8...12 км. Особливо значні швидкості вітру в цих СТ спостерігаються над Японією (до 650 км·год<sup>-1</sup>) та Тихим океаном (до 750 км·год<sup>-1</sup>).

*Екваторіальні СТ* мають східний напрям (на відміну від інших видів СТ). Вони спостерігаються на висотах до 20 км та поки що недостатньо вивчені.

*Стратосферні СТ* спостерігаються в усіх широтах, їх вісь розташована вище тропопаузи, швидкість в них менша, ніж в тропосферних СТ і не перевищує 200 км·год<sup>-1</sup>.

Струминні течії можна розпізнати по смугі Сі та Сс хмар, які виникають паралельно вісі з теплового боку СТ.

Для СТ характерні великі швидкості вітру та значна турбулентність, яка пов'язана з областями сильних зсувів вітру (5...10 м·с<sup>-1</sup> на 1 км висоти та 7...10 м·с<sup>-1</sup> на 100 км по горизонталі). Інтенсивна турбулентність відмічається, в основному, з холодного (циклонічного) боку СТ (часто при ясному небі). Політ краще здійснювати поблизу вісі СТ: тут мала турбулентність та великі швидкості вітру. При польоті на великі відстані це дозволяє скоротити час польоту або збільшити його дальність.

#### **4.11 Умови польоту на великих висотах**

*Тропопауза* - це перехідний шар між тропосферою і стратосферою. Вона виконує роль затримуючого шару, в більшості випадків визначає верхню межу хмар. Під тропопаузою внаслідок скупчення водяної пари часто утворюється густий серпанок, який погіршує горизонтальну видимість, а розсіювання голубої частини сонячного спектру водяною парою надає шару серпанка біло-голубий колір, тоді як небо над тропопаузою має темно-синій або майже чорний колір. У зв'язку з цим при візуальних спостереженнях з літака добре визначається межа між повітрям тропосфери і стратосфери, що може бути прийнято за нижню межу тропопаузи. Безпосередньо під тропопаузою вітер, як правило, має більші швидкості, ніж над нею. Іноді різниці в напрямку і швидкості вітру в зоні тропопаузи бувають настільки значними, що виникає турбулентність, яка викликає бовтанку літаків.

З січня 1955 року в аерологічних телеграмах передаються відомості про характер, висоту і температуру тропопаузи. Відповідно до критерію ВМО, тропопауза розташовується в першій точці кривої стратифікації, вище якої (на протязі майже 2 км) вертикальний градієнт температури становить 0,1 °С на 10 км, або менш, але може спостерігатися чітко зображена

тропопауза над якою атмосфера менш стійка, або існують тонкі шари з більшою чи меншою стійкістю.

Атмосфера за своїми фізичними властивостями неоднорідна як по вертикалі, так і по горизонталі. Змінюються такі фізичні величини як температура, тиск, густина, вологість, наявність домішок та інші. Найбільш чітко фізичні властивості змінюються по вертикалі, внаслідок чого на першому місці стоїть вертикальна неоднорідність атмосфери.

В теперішній час існують кілька ознак, з урахуванням яких атмосферу ділять на шари в вертикальному напрямку:

- урахується термічний режим атмосфери (розподіл температури з висотою);
- склад атмосферного повітря і наявність заряджених частинок;
- характер взаємодії атмосфери з підстильною поверхнею;
- вплив атмосфери на літальні апарати.

За характером зміни температури з висотою атмосфера ділиться на п'ять основних шарів: тропосферу, стратосферу, мезосферу, термосферу та екзосферу. В табл. 4.2 наведено середні висоти межі цих шарів і назву перехідних шарів між ними.

Таблиця 4.2 - Основні і перехідні шари в атмосфері

Шар	Середня висота нижньої та верхньої межі, км	Перехідний шар
Тропосфера	0...11	Тропопауза
Стратосфера	11...50	Стратопауза
Мезосфера	50...90	Мезопауза
Термосфера	90...450	Термопауза
Екзосфера	450	

Характерною особливістю тропосфери є падіння температури з висотою. Середнє значення вертикального градієнту температури в тропосфері становить  $0,65 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ м}$  з можливим відхиленням середніх значень (за сезон в певному географічному районі) до  $\pm 0,3 \text{ }^\circ\text{C}/100\text{м}$ . Значення ж вертикального градієнту в фіксований момент часу в різних точках можуть змінюватись від додатних до від'ємних. В тропосфері скупчена основна маса атмосфери - від 75 % в помірних і високих широтах і до 90 % - в низьких.

Шар атмосфери, який характеризується повільним падінням температури ( $\gamma = 0,2 \text{ }^\circ\text{C} / 100 \text{ м}$ ), постійністю або зростанням температури з висотою, має назву *стратосфера*. Границі стратосфери в середньому розташо-

вуються на висотах 11 і 50 км; перехідний шар від тропосфери до стратосфери (товщиною 1...2 км) має назву тропопауза.

*Тропопауза* - це потужний затримуючий шар атмосфери, який перешкоджає розповсюдженню вгору аерозолів і водяної пари. Вона є бар'єром для переміщення стратосферного озону в тропосферу. При перетині тропопаузи відбувається різка зміна ряду характеристик атмосфери: розрив вертикального градієнту температури, стрибок вектору вітру, різка зміна вологості.

Вище тропопаузи (в стратосфері) температура частіше за все або не змінюється з висотою ( $\gamma = 0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ м}$ ), або повільно зростає ( $\gamma < 0 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ м}$ ). Ізотермічна стратифікація характерна для низьких (екваторіальних і тропічних) широт. В високих широтах тропопауза в середньому знаходиться на висоті 8...10 км, в помірних - на висоті 10...12 км, а поблизу екватору - вище 16 км.

Тропопауза над центром Східної Європи взимку в 91...92 % випадків знаходиться на висоті від 8,1 до 12 км, влітку в 84...87 % випадків - від 10,1 до 13 км. Максимальна висота тропопаузи як взимку так і влітку може досягати 13,2 км, а мінімальна 6,5 км взимку і 7,1 км - влітку. В листопаді формується слабо зображений максимум. Навесні висота тропопаузи приблизно на 500 м нижче ніж восени.

Добовий хід висоти тропопаузи над центром Східної Європи майже не простежується, в середньому вдень висота тропопаузи на 100...200 м вища, ніж вранці. Середня висота тропопаузи взимку в 00 СГЧ становить 9,96 км, в 12 СГЧ – 10,6 км, влітку відповідно 11, 14 і 11,25 км.

Середні стандартні значення температури в шарі тропопаузи становить  $-56,5 \text{ }^\circ\text{C}$ . Внаслідок того, що тропосферне падіння температури в тропіках розповсюджується до великих висот, температура в шарі тропопаузи і над ним дуже низька: увесь рік від  $-70$  до  $-80 \text{ }^\circ\text{C}$ , а в окремих випадках нижче  $-90 \text{ }^\circ\text{C}$ . В помірних широтах температура в шарі тропопаузи і нижній стратосфері значно вища ( $-55 \text{ }^\circ\text{C}$ ), вона має незначний річний хід: в середньому від  $-48 \text{ }^\circ\text{C}$  влітку до  $-57 \text{ }^\circ\text{C}$  взимку.

## 5 ВПЛИВ НА ПОЛЬОТИ МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ ЯВИЩ, НЕБЕЗПЕЧНИХ ДЛЯ АВІАЦІЇ

### 5.1 Атмосферна турбулентність і польоти повітряних суден

#### 5.1.1 Загальна інформація про турбулентність в атмосфері

*Турбулентність* - це стан атмосфери, при якому спостерігаються неупорядковані вихрові рухи різного масштабу. Політ в умовах турбулентності супроводжується бовтанкою літака.

*Бовтанка літака* - це неоднорідні поштовхи і кидки, яких зазнає літак під час польоту.

У залежності від причини виникнення турбулентності її можна розділити на:

1. термічну (конвективну);
2. динамічну, що пов'язана з існуванням в атмосфері великих зсувів вітру (вертикальних та горизонтальних), які найчастіше спостерігаються у зонах струминних течій;
3. механічну, що утворюється через тертя повітряного потоку об земну поверхню.

Інтенсивність усіх видів турбулентності залежить від часу року і доби. Влітку вона завжди буває розвинута сильніше ніж взимку, а в денні години спостерігається максимальний розвиток турбулентності, який значно слабшає вночі.

Динамічна турбулентність звичайно пов'язана з шарами інверсії або ізотермії температури, з тропопаузою.

Механічна турбулентність найбільш розвинута в гірських районах. На рівнинах вона звичайно поширюється до висоти 1000...1500 м, а над морем її межа розташовується нижче. Інтенсивність цього виду турбулентності залежить від швидкості вітру, ступеня шорсткості підстильної поверхні та ступеня стійкості повітря.

У реальних умовах турбулентний стан атмосфери є інтегральним проявом взаємодії одночасно декількох факторів. Тому повторюваність, структура та інтенсивність турбулентності залежить від характеру підстильної поверхні, положення (висоти) пункту, метеорологічних умов та ін.

Найчастіше бовтанка спостерігається в нижньому 2-км шарі, де найкращі умови для розвитку термічної і механічної турбулентності. У середній тропосфері повторюваність бовтанки мінімальна. У верхній тропосфері повторюваність бовтанки зростає по мірі наближення до тропосфери або рівня максимальної швидкості вітру.

В різних баричних утвореннях інтенсивність турбулентності неоднорівномірна. В циклонах та улоговинах інтенсивність і рівень турбулентності вище, ніж в антициклонах і гребенях. Найбільший розвиток одержує турбулентність в зонах фронтальних розділів, особливо у зонах холодних фронтів, що пов'язані з потужною купчастою і купчасто-дощовою хмарністю.

Найбільш сприятливі умови для розвитку турбулентності в атмосфері над територією СНД спостерігаються над Кавказом, Середньою Азією і прилеглими до них регіонами. Взимку такі умови також складаються уздовж східного узбережжя Росії, особливо над Сахаліном, у районі Комсомольська-на-Амурі, Хабаровська та Владивостока.

Як зазначено раніше, політ в турбулентній атмосфері супроводжується бовтанкою, тобто появою прискорень, що перемінюють знак, лінійних коливань центра ваги літака і кутових коливань щодо центра ваги.

Чим більше розміри літака та його швидкість, тим більш масштабне збурення повітряного потоку може впливати на режим його польоту. При однаковому стані турбулентності в атмосфері легкі типи літаків зазнають більш сильної бовтанки, ніж важкі.

#### 5.1.2 Вплив бовтанки на політ літака

Під час польоту в зоні інтенсивної турбулентності виникає небезпека:

1. Втрати керування.
2. Ушкодження або деформації літака.
3. Руйнування конструкції.
4. Виходу на критичний кут атаки і втрати стійкості літака (звалювання на крило).
5. Вимикання двигуна через різке зменшення кількості повітря, що надходить у двигун, в результаті коливань літака. Це явище найчастіше спостерігається при польотах на великих висотах, де двигун найбільш чутливий до зміни витрати повітря.
6. Зниження працездатності екіпажу.
7. Зниження комфорту пасажирів через «повітряну хворобу».

Слід зазначити, що безпечний політ у зоні бовтанки можливий лише при визначеному інтервалі швидкостей. Так відбувається тому, що зі збільшенням швидкості польоту літак перетинає за одиницю часу більше вихорів та хвиль і, отже, число поштовхів збільшується. При цьому, якщо число поштовхів перевищує 100 за хвилину, то може з'явитися вібрація, яка особливо небезпечна для літака. Щоб уникнути небезпечних наслідків, швидкість польоту зменшують. Однак, зменшення швидкості польоту можливе лише до визначеного критичного значення, нижче якого літак втрачає стійкість і може зірватися у штопор.

Таким чином, при великих швидкостях починається небезпечна зона за умовами міцності, а при малих - за умовами керованості. Критичні зна-

чення швидкості різні для різних типів літаків, а також залежать від швидкості вертикальних поривів. Наприклад, для транспортного літака при швидкості вертикальних поривів  $13 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , критична швидкість за умовами міцності складає  $350 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ , а за умовами керованості –  $220 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ . Безпечна швидкість польоту лежить в інтервалі  $260\dots300 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

### 5.1.3 Оцінка інтенсивності бовтанки

Інтенсивність бовтанки, якої зазнає літак при польоті в турбулентній атмосфері, прийнято характеризувати величиною перевантаження або його збільшенням.

*Перевантаження* – відношення суми всіх сил (за винятком ваги), що діють на літак, до ваги літака.

Таким чином,

$$n = \frac{P+R}{G}, \quad (5.1)$$

де  $P$  - сила тяги двигуна,  $R$  - повна аеродинамічна сила,  $G$  - вага літака.

Як видно з формули, перевантаження є векторною величиною, тому його можна представити у вигляді трьох складових за відповідними координатними осями.

Аналіз експериментальних даних показав, що найбільшу величину має вертикальна складова перевантаження, тому її часто ідентифікують з перевантаженням у цілому. Похибка такого наближення, як правило, незначна. Перевантаження  $\Delta n$  ( $\Delta n = n - 1$ ) вимірюються в частках значення прискорення вільного падіння  $g$ :

$$\Delta n = n - 1 = \pm \frac{V\omega_{\text{эф}}\rho c_y^\alpha}{2\frac{G}{S}}, \quad (5.2)$$

де  $\omega_{\text{эф}}$  - ефективна вертикальна швидкість,  $c_y^\alpha$  - похідна від  $c_y$  по  $\alpha$ .

Перевантаження може бути виміряне в польоті за допомогою акселерометру. Основна частина приладу - масивне грузило (інертна маса), що підвішене на пружині. Прискорення визначається по зсуву грузила, з яким пов'язаний спеціальний пристрій, що реєструє та забезпечує запис перевантажень у польоті.

У залежності від інтенсивності бовтанку прийнято підрозділяти на:

1. слабку ( $0,8 \leq n \leq 1,2$  або  $|\Delta n| \leq 0,2$  у частках  $g$ ), коли спостерігається легка вібрація літака, що при тривалому впливі викликає неприємні відчуття в окремих пасажирів ( $\sim \wedge^\circ$ );



2. помірну чи слабку за класифікацією ІСАО ( $0,5 \leq n \leq 1,5$  або  $0,2 \leq |\Delta n| \leq 0,5$ ), для якої характерні часті поштовхи, погойдування літака і зміна висоти польоту ( $\sim \Delta$ );

3. сильну чи помірну за класифікацією ІСАО ( $0 \leq n \leq 2,0$  або  $0,5 \leq |\Delta n| \leq 1,0$ ), що супроводжується частими різкими кренами літака, зміною курсу й окремими кидками. Використання автопілоту затруднене через великі перевантаження. При великих негативних перевантаженнях відчувається невагомість, а при позитивних - сильне притиснення до крісла. Предмети, що не закріплені, зміщуються. Ходьба по салону може викликати травми пасажирів ( $\sim \Delta^2$  або  $\sim \Delta^2$ );

4. коли штормову чи сильну за класифікацією ІСАО ( $0 > n > 2,0$  або  $|\Delta n| > 1,0$ ), спостерігаються винятково різкі кидки літака, відхилення по висоті та курсу. Погіршується керованість літаком, і при неправильних діях пілота створюється небезпечний для міцності ПС режим польоту. Пасажири з ременями, що не пристебнуті, можуть одержати серйозні травми.

#### 5.1.4 Турбулентність ясного неба

На сьогоднішній день не існує ефективних засобів боротьби з бовтанкою, тому прогноз цього явища потрібен для його компенсації та вибору оптимального маршруту, що обминає турбулентні шари. Інтенсивна бовтанка може спостерігатися у хмарах та при ясному небі.

Турбулентність при ясному небі (ТЯН) – небезпечне для авіації явище, що може призвести до трагічних льотних подій, внаслідок його несподіваності та відсутності зовнішніх проявів.

*Види ТЯН:*

1. Механічна турбулентність – обумовлена впливом неоднорідності підстильної поверхні на повітряні течії та неоднаковим її прогрівом.
2. Гірські хвилі – за своїм походженням це механічна турбулентність, але внаслідок специфіки їх впливу на політ повітряних суден, вони розглядаються окремо.
3. Турбулентність струминних течій верхньої тропосфери.
4. Турбулентність внутрішніх граничних шарів вільної атмосфери: тропопауза, тропосферний рівень максимальної швидкості, велопауза (рівень обертання вітру).

Турбулентність при ясному небі пов'язана з присутністю в атмосфері шарів з великими горизонтальними та вертикальними градієнтами швидкості вітру та температури.

Гідродинамічні дослідження дозволили виявити, що турбулізація потоку повітря в окремих зонах поза шарами конвективної діяльності обумовлена зростанням амплітуд внутрішніх хвиль під впливом одного з наступних видів гідродинамічної нестійкості:

1. Гідродинамічна нестійкість основного потоку, що стратифіковано за швидкістю вітру та температурою (нестійкість Кельвіна-Гельмгольца), формується при невеликих значеннях числа Річардсона ( $Ri < 0,25$ ). Горизонтальні розміри турбулентних шарів складають більш 100 км, а вертикальні – 1...1,5 км. Тривалість цієї нестійкості визначається еволюцією відповідного синоптичного об'єкту. Це первинна нестійкість.

2. Нестійкість внутрішніх гравітаційних хвиль (повторна нестійкість) встановлюється при  $Ri > 0,25$  у шарах з сильно скривленими профілями температури (інверсії, ізотермії) та вітру (сильні зсуви вітру), особливо під нижньою межею інверсії. Чим менша стійкість шару повітря під інверсією, тим швидше зростає амплітуда внутрішніх хвиль та ймовірність формування нових зон турбулентності.

3. Нестійкість критичного рівня виникає при великих значеннях числа  $Ri$ , менше, ніж перші два типи, але її складніше прогнозувати.

В тропосфері ТЯН має відносно велику повторюваність у залежності від географічної широти пункту. В середній та верхній тропосфері помірних широт ТЯН зустрічається приблизно в 10 % випадків, південніше повторюваність зростає до 15...20 %. В стратосфері ТЯН зустрічається значно менше, і в шарі 10...20 км складає приблизно 1 %.

При попаданні у зони ТЯН літаки частіше за все зазнають слабкої чи помірної бовтанки. Інтегральна повторюваність слабкої та помірної бовтанки у тропосфері складає 95 %. Отже, тільки у 5 % випадків може спостерігатися сильна бовтанка. Повторюваність сильної бовтанки у стратосфері на порядок нижча.

Горизонтальні розміри зон ТЯН змінюються у широких межах, особливо у тропосфері, де можуть досягати в окремих випадках декількох сотень кілометрів. Однак, в 80 % випадків у верхньої тропосфері помірних широт протяжність турбулентних зон не перевищує 140 км, а над південними регіонами СНД – 170 км.

В стратосфері зони ТЯН мають значно менші розміри. Так, в нижній стратосфері (10...20 км) у 80 % випадків горизонтальні масштаби турбулентних зон не перевищують 80 км у помірних широтах СНД та 40 км у США. Це означає, що при перетині надзвуковим літаком у крейсерському режимі зон ТЯН бовтанка буде продовжуватись декілька секунд.

Зони ТЯН можуть бути безперервними (суцільними) та у вигляді окремих осередків з достатньо чіткими межами. Безперервні зони спостерігаються частіше, але на межах невеликих окремих центрів помічається більш сильна бовтанка.

Товщина зон ТЯН також має залежність від географічної широти, висоти і аеросиноптичних умов. В середніх та високих широтах країн СНД у 85...90 % випадків товщина тропосферних турбулентних шарів не перевищує 1000 м, а стратосферних – 350 м.

Таким чином, для зон ТЯН характерна сильно виражена просторова анізотропія. Вони мають вигляд плісковатих утворювань з коефіцієнтом просторової анізотропії (відношення товщини турбулентної зони до її довжини) при 80 % інтегральній повторюваності для верхньої тропосфери середніх широт -  $7 \cdot 10^{-3}$ , для нижньої стратосфери -  $4 \cdot 10^{-3}$ .

Фізична модель ТЯН запропонована Н.З. Пінусом у 70-ті роки ХХ ст. на базі численних експериментальних даних про структурні, просторові і енергетичні характеристики турбулентності.

При аналізі зон ТЯН рекомендована наступна схема:

1. Будується карта горизонтальних та вертикальних зсувів вітру для шарів, товщина яких не перевищує 3 км.

2. Відзначаються потенційно можливі турбулентні зони, тобто проводять ізолінії з  $0,6 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}/100 \text{ м}$  через кожні  $0,4 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}/100 \text{ м}$ .

3. На побудовану карту зсувів вітру наносять інформацію від екіпажів ПС, що спостерігають за бовтанкою, для уточнення розмірів зон турбулентності.

### 5.1.5 Турбулентність у хмарах

Відповідно до експериментальних даних бовтанка у хмарах спостерігається частіше, ніж ТЯН та звичайно більш інтенсивна. Це відбувається тому, що у хмарах, особливо у купчасто-дощових, складаються найбільш сприятливі умови для розвитку турбулентності:

1. Часто спостерігається байдужа або нестійка стратифікація температури повітря.

2. Поля температури і густини повітря та зсуву вітру неоднорідні.

Також розвиток турбулентності стимулює локальне збільшення вертикальних градієнтів температури біля верхньої межі хмарних шарів.

У шаруватих хмарах повторюваність бовтанки складає приблизно 40 %, тобто значно більше ніж ТЯН. Швидкості вертикальних поривів, що фіксуються за перевантаженням літаків протягом польоту в цих хмарах, в переважній більшості випадків не перевищують  $2 \dots 3 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ . Проте над горами і в струминних течіях в шаруватих хмарах можуть спостерігатися окремі пориви, що мають швидкість до  $10 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ .

Найбільш сильна бовтанка спостерігається при польоті безпосередньо біля верхньої межі хмарного шару, особливо якщо вона нерівномірна, а також в неоднорідних по густині хмарах. За даними М. А. Германа, коефіцієнт турбулентності всередині шаруватих хмар порівняно швидко змінюється, досягаючи максимального значення біля їх меж. При розшарованій хмарності в безхмарних проміжках коефіцієнт, як правило, невеликий.

Політ в шаруватих хмарах може протікати спокійно, якщо вертикальні рухи, що обумовлюють процес хмароутворення, мають маленькі

швидкості (декілька сантиметрів в секунду) і носять впорядкований характер. Наприклад, при польоті в хмарах теплого фронту, коли виконуються відмічені вище умови, бовтанки не буває.

У купчастих хмарах бовтанка літаків має найвищу повторюваність та інтенсивність. Усередині цих хмар, а іноді навколо їх, спостерігаються виключно сильні вертикальні і горизонтальні турбулентні пориви. Вірогідність зустрічі поривів з великими швидкостями в купчастих хмарах (особливо в купчасто-дощових) на 2-3 порядки вище, ніж при ясному небі.

Турбулентні вихори в купчастих хмарах мають характерний масштаб від декількох метрів до декількох десятків метрів.

Усередині купчасто-дощових хмар характерний масштаб турбулентних вихорів найчастіше не перевищує 200 м, проте разом з цим можуть спостерігатися турбулентні вихори розміром 500...1000 м з швидко змінними за часом значеннями і знаком швидкості.

При вивченні умов польотів в купчасто-дощових хмарах необхідно приймати до уваги також конвективні мезомасштабні вертикальні рухи повітря, що мають поперечні розміри до 10...12 км. Для них характерна порівняльна зміна з часом швидкості і тривале збереження знаку (протягом декількох хвилин). Таким чином, структура вертикальних рухів усередині купчасто-дощових хмар залежить від стадії їх розвитку і є результатом накладення турбулентних поривів на мезомасштабні вертикальні потоки.

Максимальні швидкості вертикальних рухів в період їх найбільшого розвитку досягають  $40 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  і більше. Так, над США була зафіксована максимальна вертикальна швидкість  $63 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . Згідно з теоретичними оцінками деяких авторів, в купчасто-дощових хмарах можуть спостерігатися більш значні вертикальні швидкості. Коефіцієнт турбулентності всередині купчасто-дощових хмар, що розвиваються, може перевищувати  $500 \text{ м}^2\cdot\text{с}^{-1}$ .

Аналіз матеріалів польотів літака-лабораторії, виконаний В.З. Александровим, В.І. Силаєвою та З. М. Шметером показав, що навколо купчасто-дощових хмар інтенсивність поривів швидко убуває по мірі віддалення від хмари. При перевищенні над хмарою більше 200 м повторюваність вертикальних турбулентних поривів понад  $2 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  менше 4 %, а поривів більше  $5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  - близько 1 %.

### 5.1.6 Бовтанка літаків на атмосферних фронтах

Бовтанка літаків може спостерігатися на холодних і теплих атмосферних фронтах, а також на фронтах оклюзії. Повторюваність бовтанки на холодних фронтах найбільша в порівнянні з іншими атмосферними фронтами. Особливо небезпечні для виконання польотів хмарні системи холодних фронтів другого роду, де буває бовтанка дуже великої інтенсивності. В результаті вимушеного підйому теплого повітря на цих фронтах розвива-

ються сильні висхідні рухи, які призводять до утворення потужних купчастих і купчасто-дощових хмар. В теплу пору року на холодних фронтах часто розвивається грозова діяльність. В такому разі сильна бовтанка спостерігається не тільки на всіх висотах в хмарах, але і навколо їх, а іноді захоплює і стратосферні ешелони.

Над Україною в теплий період року холодні фронти можуть бути слабо виражені в полі хмарності і температури повітря біля поверхні землі. Проте, і тут холодні вторгнення супроводжуються різким збільшенням інтенсивності турбулентності і, отже, посиленням бовтанки.

Ступінь турбулентності на холодному фронті залежить від швидкості горизонтального руху холодної повітряної маси щодо теплого повітря перед фронтом, що наступає (імпакт-чинник). За значення імпакт-чинника приймають суму швидкості переміщення фронту і нормальної до фронту складової градієнтного вітру в теплом повітрі (складова позитивна, якщо вона направлена до фронту, і негативна при протилежному напрямі).

Повторюваність бовтанки та її інтенсивність прямо пропорційні значенню імпакт-чинника. При аналізі турбулентного стану необхідно приймати до уваги вертикальний розподіл температури повітря.

Залежно від значення вертикального температурного градієнта термічний чинник сприяє або розвитку турбулентності, або її загасанню. В хмарах теплого фронту бовтанка спостерігається менше, ніж в хмарах холодного фронту, і вона менш інтенсивна. Це пояснюється значно меншими температурними контрастами у фронтальній зоні і меншим кутом нахилу фронтальної поверхні. Проте, літом при підйомі теплого повітря з великим вологовмістом по клину поволі відступаючого холодного повітря внаслідок великої волого-нестійкості теплого повітря на теплом фронті можливий розвиток грозової діяльності.

При попаданні літака в окремі грозові осередки, що виникають на теплом фронті, він випробовуватиме дуже інтенсивну бовтанку.

В разі теплих фронтів імпакт-чинник визначається за складовою градієнтного вітру в теплом повітрі, нормальної до фронту, і за швидкістю теплого фронту (швидкості віднімаються). При великих значеннях імпакт-чинника (більше  $50 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ ) грози на теплих фронтах можуть спостерігатися як на віддаленні 200...300 км від приземної лінії теплого фронту, так і безпосередньо на самому фронті.

При перетині літаком фронтальних зон інтенсивність бовтанки, як правило, зростає при переході з теплої повітряної маси на холодну.

Бовтанка (її характер і повторюваність) в хмарних системах фронтів оклюзії майже нічим не відрізняється від бовтанки в зонах холодних і теплих фронтів і залежить від типу фронту оклюзії, а також від особливостей термобаричного поля в зоні фронту.

### 5.1.7 Турбулентність у зоні тропопаузи

Зона, що примикає до нижньої межі тропопаузи, характеризується більш високою повторюваністю бовтанки, оскільки тут існують зони великих вертикальних градієнтів температури.

Розподіл турбулентності, що викликає бовтанки, не однаковий для полярної та тропічної тропопауз. При наближенні до полярної тропопаузи повторюваність та інтенсивність бовтанки зростає. Згідно Н. І. Давидову, в зоні між холодним фронтом та полярною тропопаузою з боку холодної частини струминної течії спостерігається максимальна повторюваність бовтанки, яка складає більш 50 %. Причому, в області тропопаузи може бути декілька турбулентних зон.

При невеликих швидкостях вітру або збігу вісі струминної течії з тропопаузою максимальна повторюваність та інтенсивність бовтанки виявляється тільки під тропопаузою.

Якщо рівень максимальної швидкості вітру струминної течії лежить нижче тропопаузи, то формуються два турбулентних шари. Один розташовується безпосередньо під тропопаузою, а інший, більш виражений, з великою повторюваністю інтенсивної турбулентності - приблизно на 1,5 км нижче за рівень максимальної швидкості вітру. При розташуванні вісі струминної течії над тропопаузою може бути декілька шарів з інтенсивною турбулентністю: два шари - вище тропопаузи і один шар - під тропопаузою.

В нижній стратосфері антициклонічна частина струминної течії є холодною, тому вище вісі спостерігається протилежний характер розподілу повторюваності та інтенсивності турбулентності: найбільша повторюваність і інтенсивність бовтанки мають місце при польотах на антициклонічній стороні струминної течії вище її вісі.

### 5.1.8 Орографічна бовтанка

Польоти над гірськими районами особливо складні, оскільки тут створюються умови, сприятливі для виникнення небезпечних для авіації явищ. Завдяки взаємодії механічних і термодинамічних чинників в гірських районах виникають і розвиваються гірсько-долинна циркуляція, купчасто-дощові хмари з інтенсивною турбулентністю, зливи, грози, град, шквалисті вітри і гірські хвилі. Ступінь розвитку турбулентності в гірських районах залежить від форми і розмірів гірського масиву, від напрямку вітру щодо гірського хребта, від швидкості вітру і характеру зміни його з висотою. Найбільшій деформації повітряні потоки піддаються на підвітряній стороні гірських хребтів, де утворюються турбулентні вихори найрізноманітнішого масштабу. За певних умов, коли повітряні течії направлені до гірського ланцюга, тут виникають, так звані, *гірські хвилі*. Це стаціонарна

зона, в якій може розвиватися виключно інтенсивна турбулентність з дуже великими швидкостями висхідних і низхідних потоків.

Перші теоретичні дослідження обтікання гірських хребтів повітряним потоком були виконані М.Є. Кочиним. Він розглянув завдання обтікання нерівностей рельєфу потоком ідеальної рідини, що не стискається.

На підставі теоретичних досліджень встановлено, що виникнення підвітряних хвиль залежить від розподілу по висоті параметра Дородніцина-Скорера:

$$l^2 = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\bar{u}^2}, \quad (5.3)$$

де  $\bar{u}$  - середня складова швидкості вітру, нормальна до напрямку хребта в даному шарі;  $\bar{T}$  - середня температура повітря в даному шарі;  $\gamma_a$  і  $\gamma$  - сухоадіабатичний і дійсний вертикальний градієнт температури повітря, відповідно.

Якщо параметр  $l^2$  зменшується з висотою, слід чекати розвитку хвиль.

Обчислення параметра  $l^2$  зазвичай проводиться по шарах через 0,5 км або 50 гПа. При монотонній зміні температури і швидкості вітру з висотою можна брати шари через 1 км, або 100 гПа, а у разі швидких змін цих елементів товщину шарів доцільно зменшити.

Необхідно мати на увазі, що хвилі можна виявити і за орографічними хмарами, які розвиваються лише при достатній вологості повітря.

У вихорах, що утворюються в нижньому шарі при хвильовій або роторній течії, часто розвиваються роторні хмари, що відрізняються сильною турбулентністю. При спостереженні з повітря ці хмари нагадують смуги купчастих хмар. Основа хмари зазвичай знаходиться на рівні гребеня гірського хребта або нижче, тоді як вершина може бути значно вище за гребінь. Цей вид хмар нерідко спостерігається в Криму над південним схилом хребта при сильному північно-західному вітрі, як правило, незабаром після проходження холодного фронту.

Відомості про орографічні хмари за відсутності даних радіозондування є єдиним критерієм наявності хвиль і вихорів.

При аналізі можливості розвитку гірських хвиль необхідно враховувати:

1. *Зміну синоптичних умов.* В першу чергу слід визначити можливість наближення або проходження фронтів, які зазвичай викликають різкі зміни вертикального розподілу вітру і температури.

2. *Наявність струминних течій.* Існування струминної течії з великими зсувами вітру сприяє утворенню потужних хвиль з підвітряного боку гірських систем.

3. *Особливості рельєфу.* Часто гірські райони складаються з ряду окремих піків або хребтів. Обурення, що створюються кожним з них, можуть істотним чином змінювати загальний хвильовий потік.

4. *Добові і сезонні зміни.* У ясну погоду радіаційне охолодження повітря сприяє утворенню інверсій у нижньому шарі атмосфери і тим самим розвитку підвітряних хвиль. Крім того, у кожному районі є 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 найбільш високими гірськими хребтами зустрічаються частіше всього взимку.

Багато дослідників орографічної турбулентності підкреслюють важливість і необхідність обліку аеросиноптичних умов, в першу чергу температурної стратифікації атмосфери і вертикального профілю швидкості вітру, а також напряму провідного потоку по відношенню до гірського хребта. Детальний аналіз аеросиноптичних умов виникнення гірських хвиль виконав в 1971 р. М.С. Шелковніков. Їм проаналізовані численні аеросиноптичні матеріали льотних подій і спеціальних польотів в районі Кавказу, у Середній Азії, в Криму і т.п. Синоптичні процеси, що обумовлюють сильні вітри в гірських районах, поділяються на шість типів.

I. Наближення і проходження через гірський хребет активної фронтальної зони, що направлена поперек хребта.

II. Наближення і проходження через гірський хребет малоактивної фронтальної зони, що направлена поперек хребта.

III. Наближення і проходження через гірський хребет паралельно направленої активної фронтальної зони.

IV. Наближення і проходження через гірський хребет паралельно направленої малоактивної фронтальної зони.

V. Процеси в тиловій частині циклону після проходження через гірський хребет паралельно розташованого до нього активного фронту.

VI. Процеси в тиловій частині циклону після проходження через гірський хребет паралельно розташованого до нього малоактивного фронту.

### 5.1.9 Прогноз турбулентності в нижньому шарі атмосфери

Основними факторами, що обумовлюють розвиток турбулентності в нижньому шарі атмосфери є тертя повітряного потоку об поверхню землі, неоднорідність нагріву окремих ділянок земної поверхні сонячною радіацією, а також деформація повітряного потоку над різними перешкодами. Часто розвиток турбулентності відбувається при одночасній дії всіх або частини чинників, тому при прогнозі турбулентності в нижньому шарі необхідно враховувати синоптичну ситуацію, термодинамічні характеристи-



ки повітряної маси, стан підстильної поверхні, вигляд і кількість хмарності, пору року і доби, а також вплив рельєфу.

На основі теоретичних і експериментальних досліджень розроблений ряд способів, що дозволяють кількісно і якісно оцінити інтенсивність бовтанки літаків на малих висотах.

При значному вітрі в шарі тертя значення вертикальних поривів ( $w$ ), що викликають бовтанку, залежить від швидкості вітру біля поверхні землі. Ця залежність для нижнього 500-метрового шару має вигляд:

$$w = k V, \quad (5.4)$$

де  $V$  - швидкість біля поверхні землі,  $k$  – коефіцієнт, залежний від характеру підстильної поверхні.

Значення коефіцієнту  $k$  складає від 0,14 до 0,53 влітку та приблизно 0,4 - взимку.

Інтенсивність бовтанки оцінюють за формулою:

$$\Delta n = 0,06 kV, \quad (5.5)$$

де  $\Delta n$  – приріст перевантаження літака в частинах  $g$ , 0,06 – коефіцієнт, що відповідає приросту перевантаження сучасних літаків при вертикальному пориві вітру  $1 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

При аналізі можливості розвитку термічної бовтанки треба врахувати наступні фактори:

1. Здатність підстильної поверхні віддзеркалювати. Над поверхнею з великою цієї здатністю формування терміків мало ймовірно. Найбільшу здатність віддзеркалювати мають лід та сніг (до 65...85 %).

2. Однорідність рослинного покриву. При однорідному покриві розвиток терміків менше інтенсивний, ніж при чередуванні полів, лісів, чагарників та інших форм рослинності.

3. Однорідність рельєфу. Терміки над рівниною менше інтенсивні, ніж над складною місцевістю.

4. Вологість ґрунту. Після нічного дощу розвиток терміків буде слабким, тому що більша частина тепла витрачається на випаровування, внаслідок чого поверхня нагрівається поволі.

5. Швидкість вітру. Слабкий вітер ( $0 \dots 4 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ ) сприяє розвитку терміків.

6. Адвективні зміни температури. При адвекції холодного повітря посилюється розвиток терміків, при адвекції тепла – навпаки.

7. Штучні джерела нагріву. Над штучними джерелами тепла (трубами промислових підприємств, лісовими пожежами, вулканами і т.п.) відбувається інтенсивне утворення конвективних струменів.

Розвитку термічної турбулентності сприяють наступні синоптичні ситуації:

1. Тилова частина циклону.
2. Антициклональна кривизна ізобар або розмите баричне поле.
3. Відсутність поблизу фронтальних хмарних систем.

Прогноз термічної турбулентності по суті ідентичний прогнозу конвективної хмарності поза фронтальних розділів.

При відсутності будь-якого впливу фронтальних розділів або локальних посилень вітру, що можуть призвести до різкої зміни вертикального розподілу температури і вологості, інтенсивність термічної турбулентності оцінюється за максимальною різницею між температурою на кривій стану ( $T'$ ) і температурою на кривій стратифікації ( $T$ ) в шарі до рівня 400 гПа:

$$\Delta T_{\text{макс}} = T' - T. \quad (5.6)$$

Інтенсивність турбулентності буде слабкою при  $\Delta T_{\text{макс}} = 0 \dots 3 \text{ } ^\circ\text{C}$ , помірною при  $\Delta T_{\text{макс}} = 4 \dots 6 \text{ } ^\circ\text{C}$  та сильною при  $\Delta T_{\text{макс}} \geq 7 \text{ } ^\circ\text{C}$ .

#### 5.1.10 Прогноз бовтанки літаків

Для прогнозу атмосферної турбулентності, яка викликає бовтанку літаків, використовують синоптичні, синоптико-статистичні і розрахункові методи.

Суть синоптичних методів прогнозу атмосферної турбулентності, яка викликає бовтанку літаків, полягає в комплексному аналізі приземних карт погоди та карт баричної топографії різних рівнів. Такий аналіз дозволяє визначити характер хмарності, наявність фронтів та їх активність. За допомогою висотних карт визначається форма баричного поля, напрямок і швидкість вітру на висоті польоту, знак адвекції температури та дивергенції течії.

Синоптико-статистичний метод прогнозу бовтанки літаків в імовірній формі був запропонований М.І. Давидовим. Для кожної синоптичної ситуації визначена імовірність виникнення бовтанки будь-якої інтенсивності (група I), а також помірної та сильної бовтанки (група II). Різні сполучення простих ознак дозволили одержати комплексні ознаки, за допомогою яких можна визначити імовірність бовтанки в даному баричному полі на висоті польоту.

Визначення зони ТЯН здійснюють на основі аналізу наступних синоптичних матеріалів:

- а) прогностичних карт баричної топографії і карт струминних течій;
- б) фактичних і прогностичних карт для визначення приземного положення фронтів, баричних центрів і районів циклогенезу;
- в) карт тропопаузи і вертикальних зсувів вітру;

г) аерологічних діаграм з нанесеними даними радіозондування;  
 д) супутникових знімків, що використовуються для визначення положення фронтів, струминних течій, гірських хвиль та інших синоптичних об'єктів над районами з рідкісною мережею спостережень.

З імовірністю 80...90 % слід прогнозувати зони помірної та сильної турбулентності ясного неба (рис. 5.1) при наявності наступних синоптичних ситуацій на прогностичних картах баричної топографії АТ-400, АТ-300 гПа та картах струминної течії:

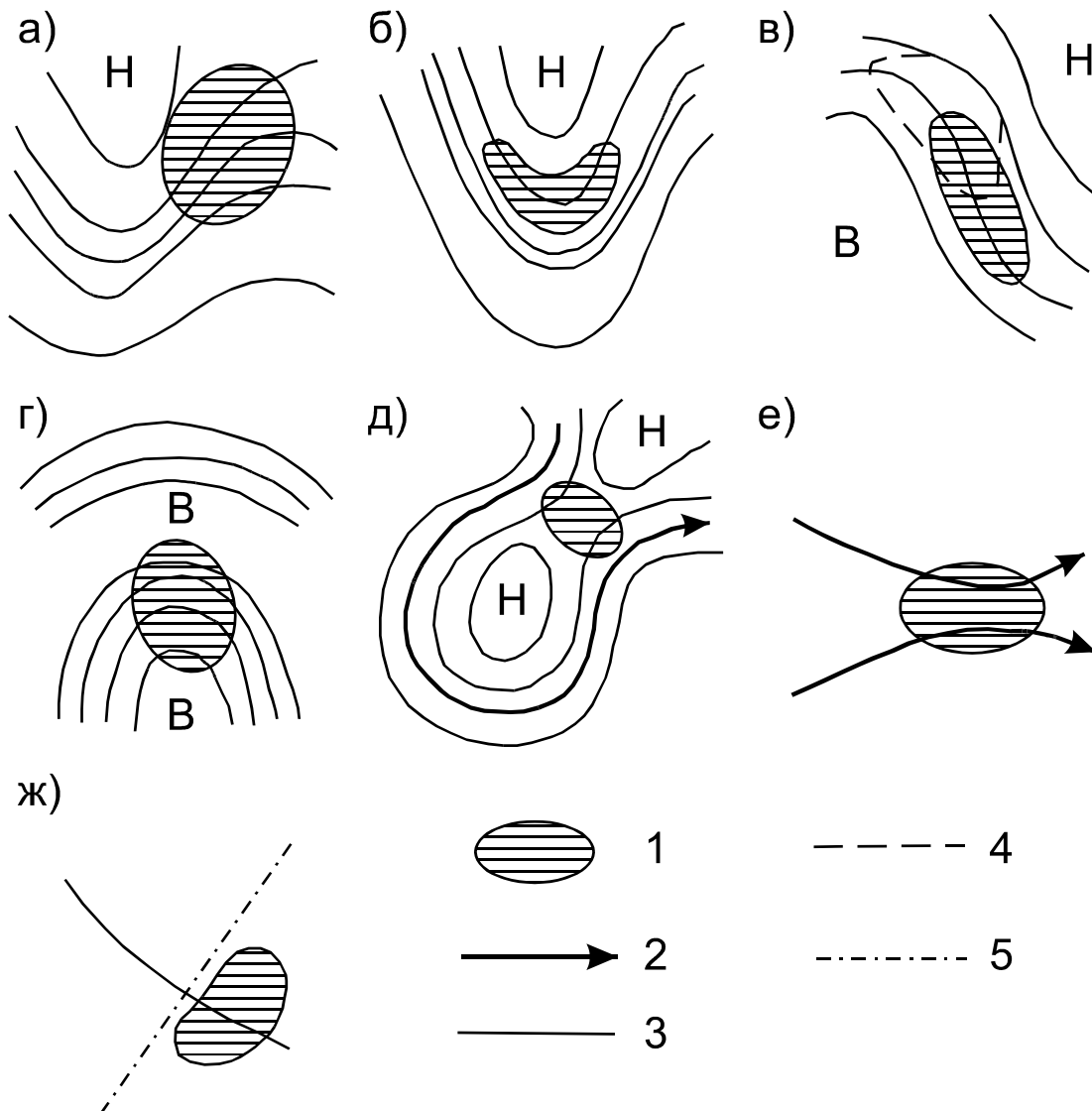


Рис. 5.1 – Синоптичні критерії прогнозу ТЯН, що враховують конфігурацію ізогіпс і СТ:  
 1 – зона ТЯН; 2 – вісь СТ; 3 – ізогіпси;  
 4 – ізотахи; 5 – вісь гірського хребта.

а) в передній частині баричної улоговини, дельті ВФЗ (рис. 5.1 а), в області відносно слабкого вітру ближче до антициклонічної кривизни ізогіпси при їх розходженні. В цій зоні часто мають місце значні вертикальні зсуви вітру;

б) на вісі баричної улоговини при наявності СТ (рис. 5.1 б). Зона ТЯН розташовується поблизу (на відстані до 300 км) вісі улоговини з циклонічного боку СТ. Необхідною умовою при цьому є також наявність адвекції холоду та значних горизонтальних градієнтах температури ( $> 2,5 \text{ }^\circ\text{C}/100 \text{ км}$ ) на рівні 300 гПа; швидке переміщення улоговини ( $> 50 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ ); сильні горизонтальні зсуви вітру ( $> 10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  на 100 км) в області найбільшого згущення ізотерм;

в) в тилу улоговини (рис. 5.1 в) при наявності СТ та адвекції холоду в зоні послаблення швидкості вітру за потоком;

г) на вісі баричного гребеня (рис. 5.1 г) при наявності СТ, сильних вертикальних зсувів вітру ( $> 1,5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  на 100 км), значної швидкості вітру ( $> 70 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ ), різкого посилення антициклонічної кривизни СТ;

д) в сідловині при наявності ізольованого центру низького тиску (рис. 5.1 д);

е) в зоні злиття двох СТ (рис. 5.1 е), коли вони знаходяться на відстані не більше 500 км одна від одної;

ж) при перетині СТ гірського хребта (рис. 5.1 ж).

Результати теоретичних досліджень дозволяють виділити наступні, найбільш важливі, для виникнення ТЯН параметри, що характеризують вертикальну структуру потоку.

1. Число Річардсона і його складові:

$$Ri = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\beta^2}, \quad (5.7)$$

де  $\bar{T}$  - середня температура повітря в даному шарі;  $\gamma_a$  і  $\gamma$  - сухоадіабатичний і дійсний вертикальний градієнт температури повітря, відповідно,  $\beta = |\Delta V/\Delta z|$ —параметр динамічної стійкості (вертикальний зсув вітру). Статистичні дослідження показують, що використання  $Ri$  не дає підвищення успішності прогнозу ТЯН в порівнянні з використанням тільки вертикального зсуву вітру, що може бути пояснене великими помилками в обчисленнях  $Ri$  за даними радіозондування.

2. Характеристика мінливості профілю температури з висотою відображує зміну термічної стійкості з висотою -  $\Delta\gamma = \gamma_1 - \gamma_2$ . Із зростанням кривизни профілю температури імовірність виникнення турбулентних зон зростає.

3. Характеристика мінливості вертикального зсуву вітру з висотою  $\Delta\beta = |(\Delta V/\Delta z)_1 - (\Delta V/\Delta z)_2|$ , що відображає, зокрема, кривизну профілю вітру. Відмічається, що навколо точок перегину профілю вітру при локальних зменшеннях числа  $Ri$  створюються умови для виникнення турбулентних зон.

На основі аналізу умов виникнення зон інтенсивної ТЯН у верхній тропосфері і нижній стратосфері Г.С. Булдовський запропонував комплексний параметр:

$$K = \frac{1}{\beta} - 8(\gamma_2 - \gamma_1)^2, \quad (5.8)$$

де  $\gamma_1$  і  $\gamma_2$  - вертикальні градієнти температури відповідно в нижньому і верхньому шарах атмосфери (по відношенню до досліджуваного рівня). Бовтанка вказувалася, якщо  $K < K_{кр} = 1,2$ . При використанні параметра  $K$  для прогнозу зон ТЯН справджуваність прогнозу наявності бовтанки склала 67 %, справджуваність прогнозу її відсутності – 90 %. Підвищення справджуваності прогнозів на 2...3 % вдалося добитися шляхом залучення характеристик горизонтального зсуву вітру вздовж і поперек потоку, при великих значеннях яких може посилюватися розвиток ТЯН.

С.В. Солонин і О.Г. Богаткин привели наступні критичні значення метеорологічних параметрів, при яких можна очікувати розвиток ТЯН в стратосфері. Якщо із шести критеріїв турбулентності, визначити які можна за даними температурно-вітрового зондування (швидкість вітру  $25 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  і більше, вертикальний градієнт швидкості вітру  $\geq 10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  на 1 км, горизонтальний градієнт швидкості вітру  $\geq 5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  на 100 км, вертикальний зсув на пряму вітру  $\geq 15^\circ$  на 1 км, вертикальний градієнт температури  $\geq 7^\circ\text{C}$  на 1 км, горизонтальний градієнт температури повітря  $\geq 2^\circ\text{C}$  на 100 км), одночасно виконується не менше трьох, то в цьому районі слід указувати бовтанку.

Таким чином, розрахункові методи прогнозу бовтанки літаків зводяться до визначення числа Річардсона ( $Ri$ ) або інших критеріїв, які характеризують турбулентний стан атмосфери.

Дискримінантний аналіз знаходить в даний час все більш широке застосування при дослідженні і прогнозі ТЯН. Метод діагнозу і прогнозу ТЯН за даними температурно-вітрового зондування атмосфери, розроблений на основі дискримінантного аналізу Г.С. Булдовським, О.О. Васильєвим та С.А. Бортніковим і придатний для ручної обробки даних зондування, дозволяє прогнозувати зони інтенсивної турбулентності в верхній тропосфері в імовірнісній формі.

Метод, заснований на 5-уровневої гідродинамічної моделі прогнозу полів вітру і температури за повними рівняннями погоди. У рівнянні

дискримінантної функції як найбільш інформативні предиктори ввійшли горизонтальний градієнт температури (*grad T*) і вертикальний зсув вектора вітру ( $\partial V/\partial z$ ):

$$\Delta L = 98,2 \text{ grad } T + 159,2 \partial V/\partial z - 447,1. \quad (5.9)$$

Для розрахунку імовірності ТЯН отриманий аналітичний вираз у вигляді:

$$P = \frac{100}{1 + e^{-0,55 \Delta L}}, \quad (5.10)$$

де  $P$  – імовірність інтенсивної турбулентності. Загальна справджуваність прогнозу складає вище 70 %.

## 5.2 Обледеніння літаків та його вплив на польоти

### 5.2.1 Причини обледеніння повітряних суден

До небезпечних для польотів метеорологічних явищ відносяться обледеніння повітряних суден і ожеледь.

Як відомо, сучасні літаки, вертольоти та гелікоптери обладнані системами, що спрямовані проти обледеніння. Але при забезпеченні безпеки польотів постійно треба враховувати можливість відкладення льоду на ПС під час польоту. Зліт і посадка літаків ускладнюються при відкладенні льоду на ЗПС. Ожеледь зменшує зчеплення коліс з поверхнею ЗПС, із-за чого порушується безпека цих етапів польоту.

*Обледеніння ПС* - явище, при якому літальний апарат під час польоту або стоянки на аеродромі покривається шаром льоду.

Обледеніння приводить до збільшення ваги ПС і витрати пального, до зменшення тяги двигунів. Лід на склі кабіни пілотів погіршує умови огляду, ускладнює заходження ПС на посадку. Внаслідок обледеніння зовнішніх антен порушується радіозв'язок. Головна небезпека при обледенінні в тому, що порушуються аеродинамічні якості літальних апаратів. Обледеніння зазнають, в основному, носові (лобові) частини літака. При цьому порушується форма профілю обтікання, pojawiaються нерівності на його поверхні, що впливає на політ літака через зростання опору. Найбільшу частку цього опору (70...80 %) викликає обледеніння крил та оперення.

При горизонтальному польоті гелікоптера в умовах обледеніння лід наростає на лопатах несучого та хвостового гвинтів, стабілізаторі, шасі, лобової частини кабіни. Найбільшу небезпеку складає обледеніння гвинтів, тому що збільшується навантаження на лопаті, що, в свою чергу, порушує рівновагу двигуна і утворює сильну вібрацію.

Лід на літаку відкладається в результаті замерзання крапель води (хмар, туману, мряки, дощу), що осідають на його поверхню, або внаслідок сублімації водяної пари. В обох випадках температура поверхні літака повинна бути від'ємною. Теоретичне доведено, що суттєве сублімаційне обледеніння неможливе, та основною причиною обледеніння літака є замерзання переохолоджених крапель води, які стикаються об його поверхню. Багаторічна льотна практика показала, що інтенсивне і небезпечне обледеніння може бути тільки при польоті в зоні переохолоджених крапель води.

Обледеніння ПС відбувається в хмарах, що знаходяться в шарі від поверхні землі до висоти 2...3 км. При від'ємних температурах найбільш імовірно обледеніння в водяних хмарах. В мішаних хмарах обледеніння залежить від водності. У внутрішньомасових шаруватих і шарувато-дощових хмарах при температурах від 0 до -10 °С майже завжди спостерігається обледеніння. Ці хмари розташовуються під шарами інверсії і мають значну водність біля верхньої межі хмарності.

У фронтальній хмарності найбільш інтенсивне обледеніння ПС відбувається в купчасто-дощових хмарах холодних фронтів. В шарувато-дощових і високошаруватих хмарах теплому фронту інтенсивне обледеніння спостерігається, якщо випадають слабкі опади або зовсім не випадають; а при сильних облогових опадах на теплому фронті імовірність обледеніння дуже мала.

Найбільш інтенсивне обледеніння може відбуватися при польоті під хмарами в зоні переохолодженого дощу і/або мряки. В хмарах верхнього ярусу обледеніння мало імовірно, але можливе інтенсивне обледеніння в Cs, Cc, якщо вони залишились після руйнування грозових хмар.

Обледеніння можливе при температурі від +5 до -50 °С в хмарах, тумані, опадах. Найчастіше обледеніння ПС спостерігається при температурі повітря від 0 до -20 °С, особливо від 0 до -10 °С.

*Обледеніння відбувається внаслідок таких причин:*

1. Сублімації водяної пари на поверхні ПС. Це відбувається при швидкому зниженні ПС з більш холодних шарів атмосфери в більш теплі нижні шари або при вході в шар інверсії. В такому випадку утворюється слабкий наліт інею.

2. Замерзання переохолоджених крапель на поверхні ПС. Це основна причина обледеніння літаків з газотурбінними двигунами. Осаджування крапель залежить від швидкості польоту.

Відкладення льоду в польоті залежать від мікроструктури хмар, виду опадів, температури і режиму польоту.

За своїм характером відкладення можуть бути у вигляді льоду, паморозі та інею. Лід буває прозорим, матовим (напівпрозорим, мішаним), білим.

*Прозорий лід* утворюється при польоті в хмарах, що складаються лише з великих переохолоджених крапель, або під хмарами в зоні переохолодженого дощу при температурі від 0 до -10 °С.

*Матовий лід* виникає при польоті в мішаних хмарах, які складаються з великої кількості дрібних і великих крапель, а також з кристаликів льоду і сніжинок. Таке відкладення льоду виникає частіш за все при температурі від -6 до -10 °С і є найбільш небезпечним видом обледеніння.

*Білий лід* виникає внаслідок замерзання дрібних крапель при температурі нижче -10 °С. Такий вид обледеніння буває в хмарах, які складаються з однорідних дрібних крапель.

*Паморозь* утворюється при польоті в хмарах при температурі значно нижчій за -10 °С. Паморозь виникає при замерзанні дрібних крапель разом з кристаликами льоду.

*Іній* виникає внаслідок сублімації водяної пари.

При аналізі і прогнозі умов обледеніння повітряних суден необхідно враховувати не тільки стан атмосфери, а й особливості конструкції ПС, його швидкість і тривалість польоту.

Ступінь небезпеки обледеніння можна оцінити за швидкістю наростання льоду. Характеристикою швидкості наростання є *інтенсивність* обледеніння  $I$  (мм/хв). По інтенсивності розрізняють обледеніння слабе ( $I \leq 0,5$  мм/хв), помірне ( $I = 0,6 \dots 1,0$  мм/хв), сильне ( $I > 1,0$  мм/хв).

Інтенсивність обледеніння відзначається відношенням:

$$I = 1,67 \cdot 10^{-2} \frac{wVE(r)\beta}{\rho_{\text{л}}}, \quad (5.11)$$

де  $w$  – водність хмар, ‰;  $V$  – повітряна швидкість літака, км·год<sup>-1</sup>;  $\rho_{\text{л}}$  – густина льоду, кг·м<sup>-3</sup>;  $E(r)$  – інтегральний коефіцієнт осідання (захвату) крапель;  $r$  – радіус крапель,  $\beta$  – коефіцієнт намерзання. Інтегральний коефіцієнт осідання це відношення маси води, що фактично осіла на літак, до всієї її маси, що осіла б при відсутності скривлення траєкторій крапель води під час обтіканні літака потоком повітря. Коефіцієнт намерзання це відношення маси льоду, що наростає, до маси води, що осіла протягом того же часу до тієї же поверхні. При температурі повітря нижче -5 °С коефіцієнт намерзання змінюється незначно і дорівнює приблизно 1.

Для літаків з поршневиими двигунами небезпечно обледеніння навіть товщиною 3...4 мм, і його інтенсивність розраховується як:  $I = 10^{-6} wV$ .

## 5.2.2 Метеорологічні і синоптичні умови обледеніння

Синоптичні умови, які сприяють обледенінню, в першу чергу пов'язані з розвитком фронтальної хмарності. У фронтальних хмарах імовірність помірного і сильного обледеніння в декілька разів вища порівняно з обле-



денінням у внутрішньомасових хмарах (51 % в зоні фронту і 18 % в однорідній повітряній масі, відповідно). Імовірність сильного обледеніння в зонах холодних фронтів становить 18 % і відмічається у вузькій смузі шириною 150...200 км вздовж лінії фронту біля поверхні землі. В зоні активних теплих фронтів сильне обледеніння спостерігається в 300...500 км від лінії фронту, його імовірність – 19 %.

Повторюваність обледеніння в осінньо-зимовий період більш велика, і на різних висотах вона різна. Так, взимку при польотах на висотах до 3000 м обледеніння спостерігається в більш, ніж 50 % випадків, а на висотах більше 6000 м зменшується до 20 %. Влітку до висот 3000 м обледеніння не виникає, а при польотах на висотах більше 6000 м становить 60 % і більш.

При прогнозі обледеніння також необхідно враховувати стан і еволюцію хмар, стан повітряної маси.

Імовірність обледеніння в хмарах в першу чергу пов'язана з температурою оточуючого повітря  $T$  - одним з основних факторів, що визначає водність хмар. Додаткову інформацію про можливість обледеніння несуть дані про дефіцит точки роси ( $T - T_d$ ) і характер адвекції в хмарах. Так, якщо при дефіциті точки роси більше 3 °С на рівні польоту в хмарах спостерігається адвекція холоду, то імовірність відсутності обледеніння становить лише 60 %, а в решті 40 % випадків імовірно невелике обледеніння літаків. У випадках адвекції тепла або нейтральної адвекції при дефіциті точки роси 3 °С імовірність відсутності обледеніння становить 100 %. При дефіцитах точки роси менш 3 °С в зонах адвекції холоду у фронтальних хмарах, у купчастих хмарах, що розвиваються, з імовірністю 100 % слід очікувати слабке і помірне обледеніння. В зонах адвекції тепла імовірність такого обледеніння становить лише 33 %.

Імовірність інтенсивного обледеніння істотно залежить від вмісту рідкої води в хмарах. Найбільш водяні, добре розвинуті купчасті хмари (Cu cong, Cb), які формуються внаслідок значних (кілька метрів за секунду) вертикальних конвективних рухів повітря, середня водність таких хмар 0,3...0,6 г·м<sup>-3</sup>. Сильне і дуже сильне обледеніння спостерігається в верхній частині цих хмар, а в нижній частині хмари - слабке і помірне.

Водність шаруватих хмар St, Sc, Ns становить 0,2...0,3 г·м<sup>-3</sup>. Інтенсивність обледеніння в цих хмарах - помірна. Імовірність обледеніння в St-Sc зростає зі збільшенням їх товщини до кількох сотень метрів. Обледеніння в Ns, з якими пов'язані опади, мало імовірно.

Хмари середнього ярусу As, As водяні до температур -10...-12 °С, тому імовірність помірного обледеніння літаків становиться 60...70 %.

Пір'ясті хмари складаються з льодових кристалів, тому слабке обледеніння спостерігається лише в 5 % випадків.

### 5.2.3 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака

1. Для прогнозу обледеніння після визначення наявності хмар проводиться аналіз розташування ізотерм 0, -10, -20 °С. Обледеніння сучасних літаків найбільш імовірно при температурі не нижче -12 °С.

2. При польоті з великими швидкостями внаслідок гальмування і стишення повітряної течії попереду профілю обтікання здійснюється перетворення кінетичної енергії в тепло, відбувається, так зване, *кінетичне нагрівання* поверхні літака. За рахунок кінетичного нагрівання температура поверхні літака перевищує температуру навколишнього повітря. Кінетичне нагрівання поверхні літака  $\Delta T_k$  поза хмар можна визначити за формулою:

$$\Delta T_k = \frac{V^2}{2000}, \quad (5.12)$$

де  $V$  - повітряна швидкість літака, м·с<sup>-1</sup>. В хмарах кінетичне нагрівання  $\Delta T_k^{xm}$  на 40...50 % менше. Дані про кінетичне нагрівання при різних значеннях швидкості польоту наведені в табл. 5.1

Температура поверхні літака  $T_l$ , визначається за формулою:

$$T_l = T + \Delta T_k^{xm}. \text{ При польоті зі швидкістю } V \text{ обледеніння можливе, якщо } T_l < 0.$$

Таблиця 5.1 - Значення кінетичного нагрівання поверхні літаків при різній швидкості польоту

$V, \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100
$\Delta T_k, \text{ }^\circ\text{C}$	2	4	6	10	14	19	25	31	38	47
$\Delta T_{\text{б}}', \text{ }^\circ\text{C}$	-	2	4	6	8	11	15	19	23	28

Температуру поверхні літака  $T_l$ , можна визначити по формулі:

$$T_l = T + \Delta T_k^{xm}. \text{ При польоті зі швидкістю } V \text{ обледеніння можливо, якщо } T_l < 0.$$

Для визначення умов обледеніння в хмарах на ешелоні польоту за допомогою рис. 5.2 визначають температуру поверхні літака по температурі повітря на цій же висоті і швидкості польоту. Нагрівання бокових частин фюзеляжу та частин крила менше, ніж нагрівання передньої кромки крила. Таким чином, розрахувати кінетичне нагрівання бокових частин фюзеляжу можна шляхом введення коефіцієнту поновлення  $K$ , який дорівнює 0,9; 0,8 та 0,7.

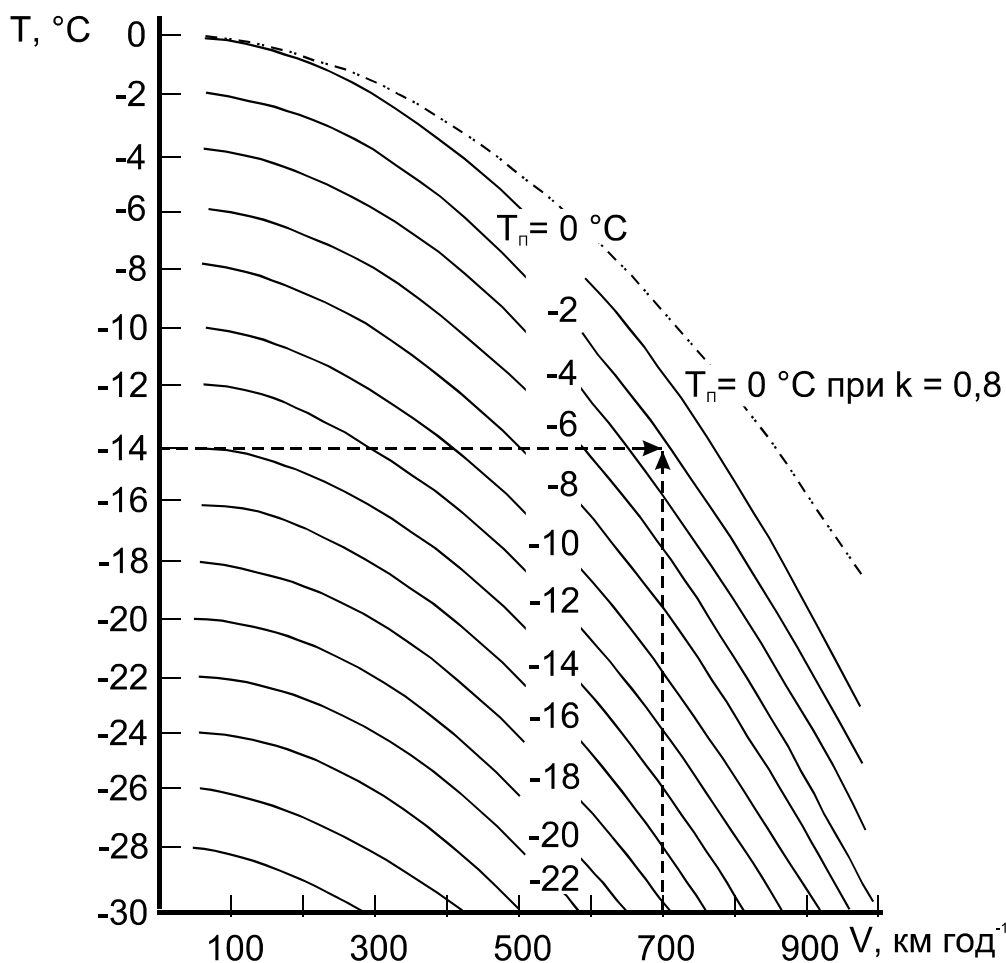


Рис. 5.2 - Графік для визначення температури поверхні літака при польоті в хмарах зі швидкістю  $V$  в залежності від температури оточуючого повітря при середньому коефіцієнті поновлення  $k = 0,8$ .

3. Наявність даних радіозондування дозволяє в оперативній практиці використовувати для прогнозу обледеніння співвідношення Годске  $T_{нл} = -8(T - T_d)$ , яке зв'язує дефіцит точки роси з температурою насичення над льодом.

На аерологічну діаграму наноситься крива значень  $T_{нл}$ , визначених до десятих градуса, і виділяють шари, в яких  $T \leq T_{нл}$ . Інтенсивність обледеніння оцінюється за допомогою таких параметрів:

- при  $T - T_d = 0$  °C обледеніння в хмарах As, Ns (у вигляді паморозі) буде слабким і помірним; в St, Sc, Cu (у вигляді льоду) - помірне і сильне;
- при  $T - T_d > 0$  °C в чисто водяних хмарах обледеніння мало імовірно, в мішаних хмарах - переважно слабе, у вигляді паморозі.

Для уточнення можливості обледеніння К.Г.Абрамович запропонував дискримінантну функцію:

$$L^* = -0,017H_{нмх} - 0,488T_{нмх} + 0,875, \quad (5.13)$$

де  $H_{нмх}$  - висота нижньої межі хмар, дм;  $T_{нмх}$  - температура на нижній межі хмар, °С. При  $L^* \geq 0$  указується помірне і сильне обледеніння; при  $L^* < 0$  обледеніння ПС не виникає або можливе слабке обледеніння.

Якщо дані радіозондування відсутні, то діагноз і прогноз обледеніння може бути проведений на основі аналізу карт АТ-850, АТ-700 і АТ-500 гПа. Можливість розвитку шаруватої хмарності (потенційних зон обледеніння) при виконанні умови  $-25 \leq T \leq 0$  °С визначається за формулами:

$$\begin{aligned} L_{850} &= 0,239T + 1,701(T - T_d) - 2,046q - 1,751; \\ L_{700} &= 0,091T + 0,654(T - T_d) - 1,313q - 1,011; \\ L_{500} &= 0,102T + 0,675(T - T_d) - 2,301q - 0,256, \end{aligned} \quad (5.14)$$

де  $T$  - температура повітря, °С;  $T_d$  - точка роси, °С;  $q$  - масова частка водяної пари на відповідному рівні, ‰.

В зоні зниження і набору висоти необхідно визначити нижній рівень обмерзання в шарі хмар, тобто рівень, вище якого температура поверхні літака може бути від'ємною. Для цього слід до висоти нульової ізотерми додати величину  $\delta T$ , яку визначають за рис. 5.3.

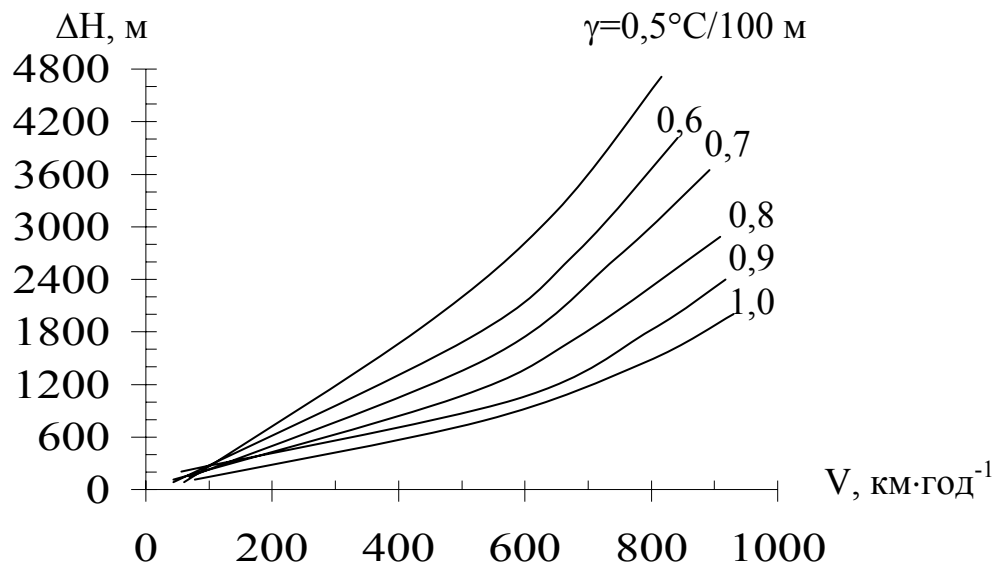


Рис. 5.3. Різниця висот між нульовою ізотермою і рівнем початку обледеніння в залежності від швидкості польоту  $V$  і вертикального градієнту температури  $\gamma$ .

4. Інтенсивність обледеніння літаків при наявності аерологічних даних можна визначити за допомогою номограми (рис. 5.4), яка виражає залежність умов обледеніння від висоти нижньої межі хмар  $H_{нмх}$  і температури  $T_{нмх}$ .

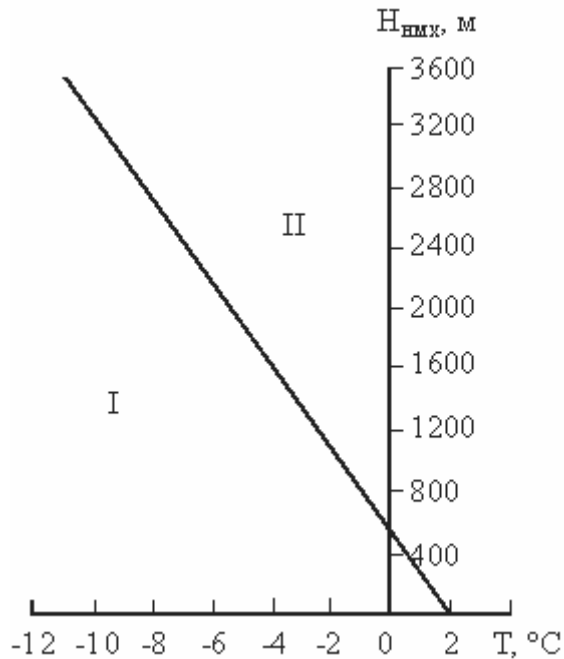


Рис. 5.4. Графік для прогнозу умов помірною та сильною обледеніння (I) і відсутності обледеніння (II) в хмарах.

Для визначення інтенсивності обледеніння  $I$  (мм/хв) при польоті через шарувату хмарність слід використовувати номограму параметри якої: температура нижньої межі хмар  $T_{нмх}$  ( $^{\circ}\text{C}$ ), вертикальний градієнт температури в хмарах  $\gamma$  ( $^{\circ}\text{C}/100$  м), товщина хмарного шару  $\Delta H$  (сотні метрів) і швидкість польоту літаку  $V$  ( $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ ).

### 5.3 Вплив туманів на політ повітряного судна

*Туман* - це помутніння повітря в приземному шарі, яке викликане продуктами конденсації водяної пари при горизонтальній видимості менше 1 км хоча б в одному напрямку. При погіршенні видимості в межах від 1 до 10 км явище має назву - серпанок.

Туман формується під дією таких факторів:

1. Охолодження нижнього шару повітря за рахунок теплообміну з підстильною поверхнею.
2. Випаровування з поверхні води, ґрунту або краплин дощу в більш холодне повітря.
3. Надходження в приземний шар повітря водяної пари з продуктами згорання великої кількості палива промисловістю, транспортом та інше.

Туман виникає при відносній вологості від 97 до 100 %. В залежності від фізичних процесів формування тумани поділяють на три основних класи:

- тумани охолодження (радіаційні, адвективні і адвективно-радіаційні),
- тумани випаровування,
- тумани від згорання палива.

В залежності від синоптичних умов формування виділяють два типи туманів: внутрішньомасові і фронтальні.

### 5.3.1 Умови формування різних видів туманів

*Радіаційний туман* формується над сушею при безхмарній погоді, слабкому вітрі в результаті нічного зниження температури повітря перед сходом сонця, коли мінімальна температура повітря стає нижчою за точку роси в вечірній строк за рахунок радіаційного охолодження підстильної поверхні. Формування радіаційного туману відбувається в антициклонах, гребнях, баричних сідловинах, іноді, переважно влітку, у малоградієнтному полі пониженого тиску. В більшості випадків туман виникає при малохмарній погоді та швидкості вітру біля поверхні землі до  $2...3 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . При повному штилі перенос вологи обумовлюється тільки молекулярними процесами, і хоча на поверхню ґрунту може випасти роса, туман не виникає через відсутність перемішування. Чим ближче повітря до стану насичення, тобто, чим менший дефіцит точки роси у вечірні години і відносна вологість більше 60 %, тим більш сприятливі умови для виникнення туману. Чим більша точка роси і її зниження протягом ночі, тим густіший повинен бути радіаційний туман. Чим нижча температура повітря і менша швидкість вітру, тим більше повинно бути зниження точки роси в умовах радіаційного охолодження. Інверсійний розподіл температури при малому дефіциті точки роси у шарі 50...300 м від поверхні землі сприятливий для виникнення радіаційного туману. Радіаційний туман, як правило, утворюється ввечері або вночі і розсіюється через деякий час після сходу сонця, приблизно через 2 год над ґрунтом і через 2...4 год над сніговим покривом. Стан поверхні ґрунту (її вологість) грає суттєву роль у виникненні туману.

Виникненню туману сприяє також ввігнутий рельєф місцевості (долина, улоговина), куди вночі стікає повітря з більш високих місць, застоюється і додатково охолоджується.

*Адвективні тумани* виникають в теплом повітрі при його переміщенні над холодною підстильною поверхнею. Вони пов'язані з малорухомими баричними утвореннями при наявності стійкої адвекції тепла і вологи на охолоджену підстильну поверхню. Якщо очікується підвищення температури на  $9...12 \text{ }^\circ\text{C}$ , в прогнозі на 1...2 доби слід вказати туман. При дефіцитах точки роси більше  $6 \text{ }^\circ\text{C}$  умови для туману практично відсутні. Більшість адвективних туманів формується або посилюється пізно ввечері і розсіюється або слабшає вранці. Формування туману за рахунок чисто ад-

вективного фактору над сушею спостерігається рідко, як правило, адвективний фактор доповнюється радіаційним.

*Адвективно-радіаційний туман* формується над охолодженою сушею переважно в холодний період року, вночі, при слабкій адвекції теплого повітря. Швидкість вітру в приземному шарі повітря складає 1...2, рідко 3...4 м·с<sup>-1</sup>. Додаткова конденсація водяної пари виникає за рахунок радіаційного охолодження теплого повітря в приземному шарі, чому сприяє повне прояснення навіть на короткий проміжок часу або хмарність незначної густини і товщини.

*Туман випаровування* формується в стійко стратифікованому холодному повітрі при його пересуванні над водяною поверхнею, яка тепліша за шар повітря на 10 °С і при відносній вологості  $\geq 70\%$ . Чим більша різниця між температурою води і температурою повітря, тим густіший туман. Якщо в сильно вихолодженому над сушею повітрі в антициклоні або гребені інверсія починається від землі, то при його зміщенні на теплу водяну поверхню нижній шар повітря нагрівається. Приземна інверсія при цьому руйнується до висоти 50...100 м і стає піднесеною. В підінверсійному шарі повітря стає нестійким і насиченим водяною парою. В результаті перемішування водяної пари з більш холодним повітрям під шаром інверсії відбувається конденсація, яка приводить до формування туману. Взимку туман випаровування спостерігається і над внутрішніми морями, а саме, над Чорним морем, поблизу узбережжя восени - над озерами і ріками, які не замерзають.

Швидкість випаровування з поверхні води залежить від різниці температур води та повітря і швидкості вітру. Зниження температури повітря над водою в нічні години сприяє насиченню і перенасиченню нижнього шару холодного повітря.

*Фронтальний туман* виникає:

1. Попереду малорухомого теплого фронту або фронту оклюзії за типом теплого, в холодному повітрі при наявності приземної або піднесеної інверсії за рахунок випаровування більш теплих краплин дощу чи мряки.
2. В зоні фронтів, особливо малорухомих, при опусканні низьких хмар, внаслідок випаровування краплин дощу або над зволоженою дощем поверхнею ґрунту при слабкому турбулентному обміні під шаром хмар.
3. За холодним фронтом взимку, якщо в клині холодного повітря випадає дощ або відбувається випаровування з більш вологого теплого ґрунту.
4. При зміщенні вологої теплої або холодної маси з великими контрастами температур, що сприяє утворенню туману, як в зоні фронту, так і за фронтом вздовж узбережжя морів, льодовиків, межі снігового покриву і т.п.

Тумани усіх видів спостерігаються, як правило, при стійкій стратифікації в граничному шарі атмосфери і наявності над ними піднесеної інверсії температури, яка затримує тепло і вологообмін з вище розташованими

шарами. Для радіаційного і адвективного туманів характерна квазістаціонарність баричного поля.

При прогнозі всіх видів туману необхідно визначити наявність таких факторів їх утворення:

- а) синоптичні умови, напрямок і швидкість потоків біля поверхні землі;
- б) кількість хмарності, що очікується наступної ночі - ясно чи хмарно;
- в) характер стратифікації, наявність приземних або піднесених інверсій за даними радіозондування і прогностичною кривою стратифікації;
- г) наявність і знак адвекції температури;
- д) орографічні особливості пункту прогнозу;
- ж) стан підстильної поверхні, як джерела вологи.

### 5.3.2 Прогноз радіаційного туману

*За методом О.С. Зверева:*

Даний метод застосовують у такий послідовності:

- а) за фактичною і прогностичною картами погоди оцінюють можливість виникнення радіаційного туману;
- б) температуру туманоутворення  $T_T$  визначають за формулою:

$$T_T = T_d - \delta T_T \quad (5.15)$$

де  $T_T$  - точка роси в вечірній строк спостереження, близький до часу заходу сонця (як правило, це 18 год за місцевим часом) в пункті прогнозу;  $\delta T_T$  - додаткове охолодження, необхідне для формування туману, яке визначають за допомогою графіка (рис. 5.5). На цьому графіку від значення точки роси піднімаються по вертикалі вгору до перетину з демаркаційною кривою, потім зміщуються по горизонталі вправо і на вертикальній вісі відраховують додаткове охолодження  $\delta T_T$ ;

- в) прогнозують мінімальну температуру повітря біля поверхні землі:

$$T_{\min} = T_0 - m \delta T_T, \quad (5.16)$$

де  $T_0$  - температура повітря в вечірній строк спостереження (18 год);  $\delta T_T$  - очікуване охолодження повітря при ясному небі;  $m$  - поправка на хмарність. Величини  $m$  і  $\delta T_T$  знаходять за номограмою (рис. 5.6);



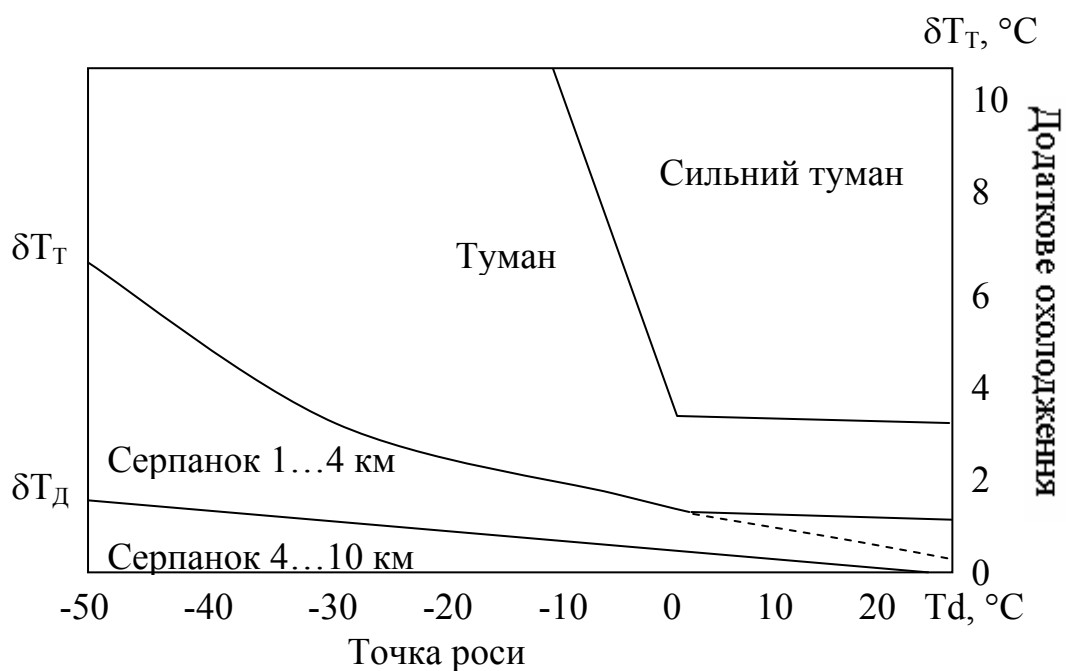


Рис.5.5. Графік для визначення додаткового охолодження  $\Delta T_T$ .

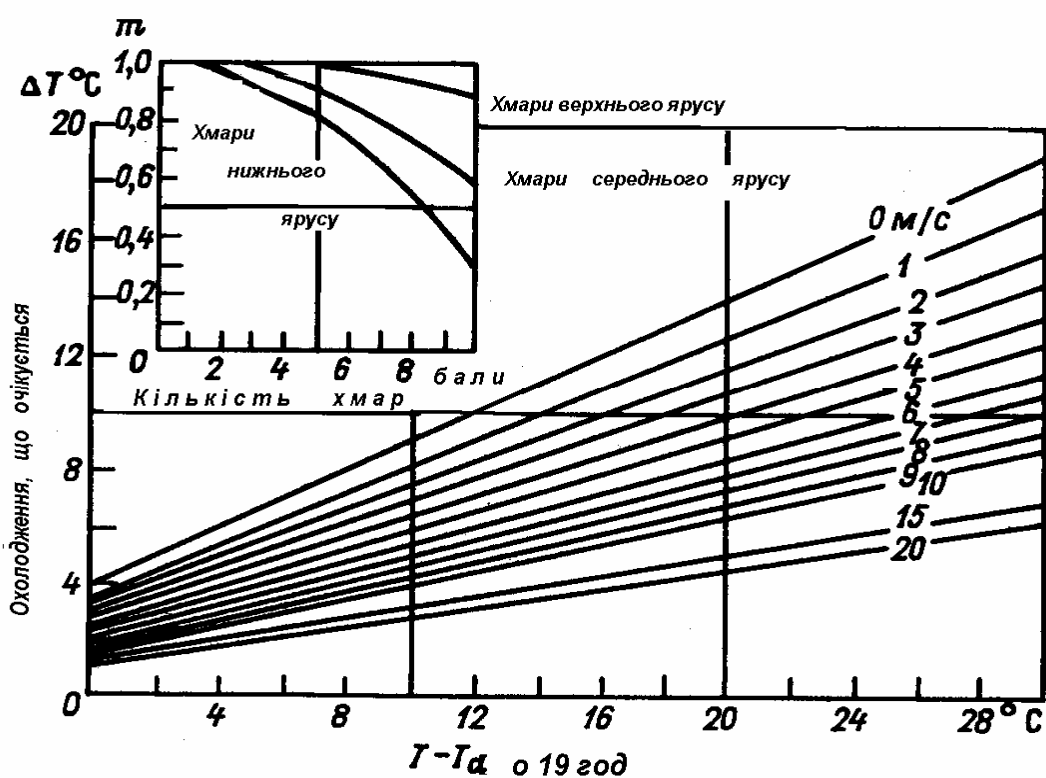


Рис. 5.6. Номограма для прогнозу мінімальної температури за даними спостережень о 17...19 год місцевого часу.

г) визначають можливість утворення туману: при  $T_{\min} \leq T_T$  слід очікувати туман (сильний туман), при  $T_{\min} \geq T_T$  туман не передбачається;

д) прогнозують час формування туману: обчислюють відношення  $\frac{T_0 - T_T}{T_0 - T_{\min}}$ , потім за графіком (рис. 5.7) визначають долю ночі  $n$ , коли слід очікувати утворення туману (при заході сонця  $n = 0$ , опівночі  $n = 0,5$ , при сході сонця  $n = 1$ ).

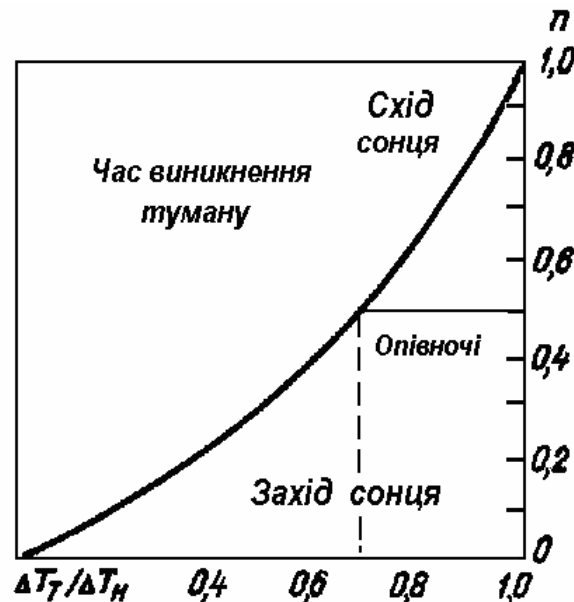


Рис. 5.7. Графік для прогнозу часу формування туману

За методом М.В. Петренка:

Прогноз туману здійснюється таким чином:

а) за фактичною і прогностичною картами погоди оцінюють можливість виникнення радіаційного туману;

б) визначають додаткове охолодження  $\delta T_T$ ;

в) за формулою (5.15) обчислюють  $T_T$  - температуру туманоутворення;

г) складають (за одним із існуючих методів) прогноз мінімальної температури повітря  $T_{\min}$ . Якщо виявиться, що  $T_{\min} > T_T$ , то туман не прогнозується. Якщо  $T_{\min} \leq T_T$ , то за останніми даними зондування атмосфери слід встановити, чи буде сприятливим для виникнення туману розподіл швидкості вітру і дефіциту точки роси в нижньому шарі атмосфери;

д) в холодний період року туман можливий при швидкості вітру не більше  $7 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  на висоті 100 м і не більше  $10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  на висоті 300...900 м. В теплий період року ці значення слід зменшити на  $2 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . Якщо протягом ночі очікуються суттєві зміни баричних градієнтів, то рекомендується скласти прогноз швидкості вітру на тих же рівнях на 12 год вперед;

ж) виникнення туману можливе, якщо в шарі 100...300 м є умови для конденсації пари.

Для оцінки таких умов на аерологічну діаграму наносять значення температури і дефіциту точки роси за вечірній або денний строк спостережень до висоти декількох сотень метрів і ці дані виправляють з урахуванням прогностичної мінімальної температури повітря. Потім оцінюють товщину  $\Delta h$  прилеглого до землі шару повітря, в якому можлива конденсація пари.

При цьому використовують такі критерії:

- при плюсовій температурі водяна пара конденсується в шарі, де дефіцит точки роси наближається до  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- при температурі повітря від  $0$  до  $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$  конденсація виникає в шарі, де дефіцит точки роси не перевищує  $1\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- при температурі повітря від  $-20$  до  $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$  конденсація можлива при дефіциті точки роси приблизно  $2...3\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Якщо виявиться, що товщина шару  $\Delta h \geq 100$  м, слід очікувати виникнення туману.

з) мінімальну видимість в тумані прогнозують за допомогою номограми (рис. 5.8) по вихідному значенню точки роси  $T_d$  і її максимальному

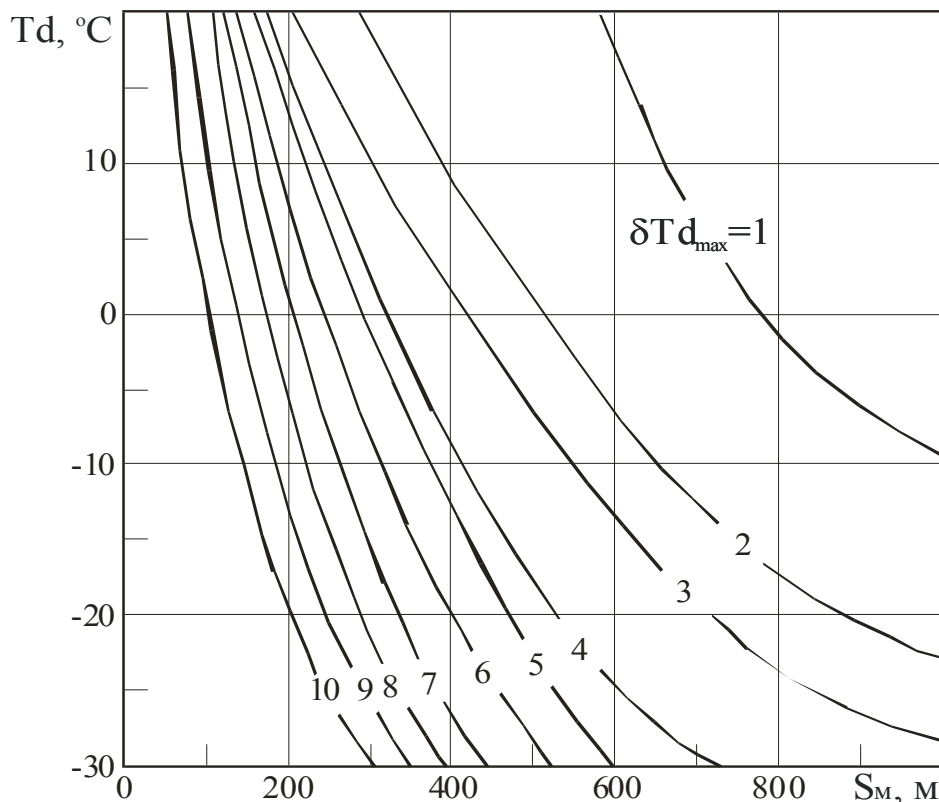


Рис. 5.8 - Номограма для прогнозу мінімальної видимості в радіаційному тумані (згідно М.В. Петренка та П.А. Сироти).

зниженню  $\delta T_{d_{\max}}$  протягом ночі:  $\delta T_{d_{\max}} = T_d - T_{\min}$ ,  $T_d$  - точка роси за вихідний строк спостережень;  $T_{\min}$  - прогноз мінімальної температури на наступну ніч;  $S_m$  – метеорологічна дальність видимості.

### 5.3.3 Прогноз адвективного туману

Прогноз адвективного туману значно складніший, ніж радіаційного, тому що він залежить від більшої кількості факторів; дуже важливим при цьому є визначення переносу.

При побудові траєкторії часток робиться припущення, що баричне поле квазістаціонарне для інтервалу часу, на який будується траєкторія (протягом 6 год). В прогнозі з завчасністю більше 6 год необхідно враховувати зміну баричного поля, тобто використовувати прогностичні карти погоди. При прогнозі переміщення зон туману необхідно брати до уваги еволюцію цих зон.

Необхідною умовою для тривалого туману є стійка стратифікація і наявність піднесеної інверсії. Окрім того, адвекція створює сприятливі умови для адвективного турбулентного тепло- і вологообміну нижніх шарів повітря з підстильною поверхнею, в результаті чого відбуваються неадвективні зміни температури і вологості. Однак, необхідно, щоб турбулентне перемішування, яке не залежить від швидкості вітру і стратифікації повітря, не встигало переносити вгору продукти конденсації, які виникли в приземному шарі повітря. В протилежному випадку формується не туман, а низька хмарність.

Прогноз утворення адвективного туману потребує врахування як локальних змін температури і вологості повітря, так і індивідуальних, які визначаються адвекцією і радіацією.

Якщо при радіаційному тумані індивідуальні зміни, як правило, збігаються з локальними, то при адвективному тумані ці зміни частіше мають протилежні знаки. Індивідуальні зміни температури і вологості мають однакові знаки при вологій підстильній поверхні і малому дефіциті точки роси на початку траєкторії. Якщо при адвекції тепла повітря порівняно сухе, то індивідуальні зміни температури будуть мінусовими, а вологості - плюсовими.

По суті, адвективний туман і, в більшості випадків, шаруваті хмари є продуктами трансформації повітряної маси в нижньому шарі атмосфери в холодний період року. В нижньому шарі атмосфери при хмарній погоді трансформаційні зміни температури залежать, в основному, від величини адвекції температури в цьому шарі ( $T_n$ ), яка визначається швидкістю потоку ( $u$ ) і горизонтальним градієнтом температури вздовж потоку  $\Delta T/\Delta S$ .

При одній і тій же величині адвекції тепла, вертикальна стратифікація може бути різною, а також умови утворення адвективного туману будуть

різними. При значній швидкості вітру і малих горизонтальних градієнтах температури вздовж потоку вертикальний градієнт буде великим, тому умови для адвективного туману несприятливі. І навпаки: при слабкому вітрі і великих горизонтальних градієнтах температури вертикальний градієнт буде малим, а умови для адвективного туману сприятливі.

*За методом М.В.Петренка та С.В. Некрасова*

1. Основні прогностичні параметри: різниці між значеннями температури повітря та її точки роси біля поверхні землі на початку дев'ятигодинної траєкторії частки і фактичними їх значеннями в пункті прогнозу, відповідно  $(T_a - T_\phi)$  і  $(Td_a - Td_\phi)$ , а також дефіцит точки роси на початку траєкторії  $(T - Td)_a$ .

2. Успішність прогнозу адвективного туману в значній мірі залежить від точності побудови прогностичної траєкторії. Методика її побудови полягає в наступному. В районі пункту, для якого складають прогноз, розраховують поле тиску з завчасністю 9 год. За даними зондування над пунктом прогнозу на висоті 150 м визначають швидкість вітру  $u_{15}$ . Від пункту прогнозу в напрямку, протилежному потоку, проводять криву таким чином, щоб вона мала кривизну прогностичних ізобар, розміщувалась приблизно під кутом  $15^\circ$  до цих ізобар та відхилялась в сторону високого тиску. На цій кривій відкладають відрізок  $L$ , що дорівнює половині довжини 9-годинної прогностичної траєкторії частки повітря.

Довжину відрізка  $L$  (в км) розраховують за формулою

$$L = 3,6 u_{15} \frac{\Delta n'_1}{\Delta n_1} \Delta t = 16,2 \cdot u_{15} \frac{\Delta n'_1}{\Delta n_1}, \quad (5.17)$$

де  $u_{15}$  – швидкість вітру ( $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ ) на висоті 150 м;  $\Delta n_1$  – відстань (см) між суміжними ізобарами над пунктом прогнозу за вихідний строк;  $\Delta n'_1$  – відстань (см) між тими ж ізобарами через 9 год;  $\Delta t = 4,5$  год.

Від проміжної точки також проти потоку проводять криву, яка повинна мати кривизну вихідних ізобар та відхилятися від них в сторону високого тиску на кут  $15^\circ$ . Довжина нового відрізка дорівнює другій половині 9-годинної траєкторії і розраховується за допомогою співвідношення

$$L = 16,2 u_{15} \frac{\Delta n_1}{\Delta n_2}, \quad (5.18)$$

де  $\Delta n_2$  – відстань (в см) між суміжними вихідними ізобарами. Знайдена точка є початковою точкою переносу.

3. За значеннями температури і точки роси на початку траєкторії та в пункті прогнозу визначають градієнти температури  $\Delta T/\Delta S = (T_{\text{п}} - T_{\text{ф}})/\Delta S$  і точки роси  $\Delta Td/\Delta S = (Td_{\text{п}} - Td_{\text{ф}})/\Delta S$  вздовж траєкторії довжиною  $\Delta S$ , в сотнях км (рис. 14.5). Чим більші додатні значення градієнтів, тим більша імовірність туману.

4. На полі графіку (рис. 5.9) знаходять точку перетину значень градієнта температури  $\Delta T/\Delta S$  і дефіциту точки роси  $(T - Td)_{\text{п}}$ . Якщо ця точка попаде в область туману, то від неї по вертикалі слід опуститися до значення швидкості вітру  $u$ , що очікується через 9 год в пункті прогнозу. Якщо нове положення точки знову опиниться в зоні туману, тобто точка буде знаходитись між нижньою суцільною кривою і горизонталлю 0, слід очікувати туман. Пунктирна крива на графіку відповідає метеорологічним умовам України (за даними І В. Кошеленка), де адвективний туман може виникати при більших швидкостях вітру, ніж в районі Москви.

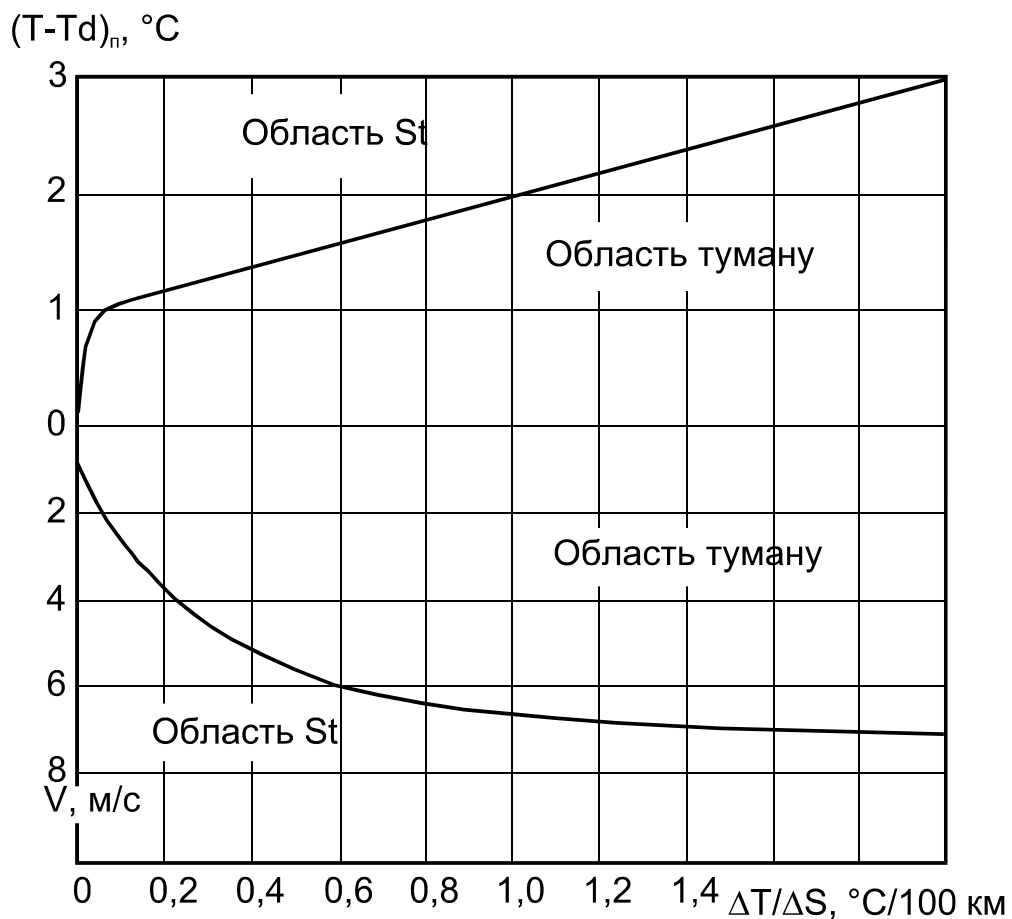


Рис. 5.9 – Комплексний графік для прогнозу адвективного туману.

5. Якщо за графіком (рис. 5.9) очікується туман, то додатково використовують графік, приведений на рис. 5.10. На ньому знаходять точку перетину значень  $\Delta Td/\Delta S$  і дефіциту точки роси  $(T - Td)_{\text{п}}$  у початковій точці переносу. Якщо точка попадає в область туману, тобто опиниться нижче

суцільної кривої, то висока імовірність виникнення туману. Якщо точка опиниться поза областю туману, то туман все-таки прогнозують, хоча імовірність утворення туману буде нижчою. Нижня частина графіку використовується при прогнозі видимості в тумані.

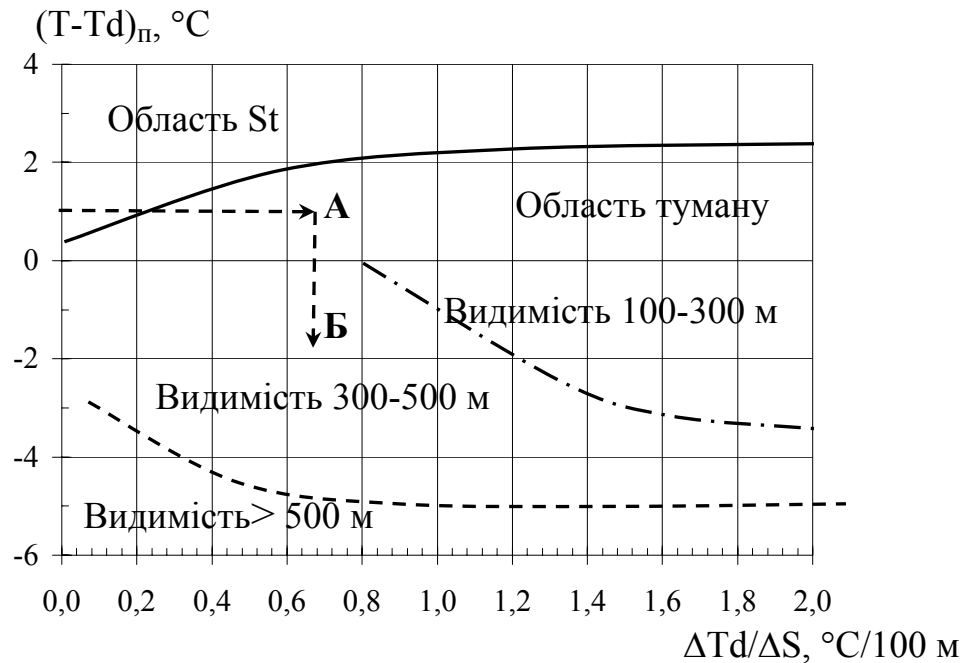


Рис. 5.10. - Комплексний графік для прогнозу адвективного туману та видимості в ньому.

6. Якщо  $\Delta Td/\Delta S > 1 °C/100 км$ ,  $(T - Td)_п < 2 °C$ , а очікувана швидкість вітру  $u < 4 м·с^{-1}$ , то туман може виникнути на 2...3 год раніше, тобто через 6...7 год після строку спостережень, за якими побудована вихідна карта.

Розсіюється адвективний туман внаслідок посилення вітру на 1...2  $м·с^{-1}$  або при зміні адвекції теплого повітря на адвекцію сухого холодного повітря. В теплу пору року розсіювання адвективного туману можливе внаслідок денного прогріву повітря.

*За методом І.В Кошеленка*

Прогноз туману і низької хмарності з завчасністю 8-10 год робиться за допомогою номограми (рис. 5.11). На вертикальній вісі відкладається прогностичне значення швидкості вітру, на горизонтальній вісі - горизонтальний градієнт температури. Цей метод дозволяє визначити тільки необхідні умови утворення туману. Адвективний туман можна спрогнозувати тоді, коли адвективна температура буде нижчою або дорівнюватиме точці роси в пункті прогнозу. Величина такого зниження температури визначається за різницею між точкою роси на початку траєкторії  $Td_п$  та фактичною температурою повітря  $T_ф$ . Таким чином, якщо  $Td_п - T_ф \geq 0$ , прогнозуємо туман.

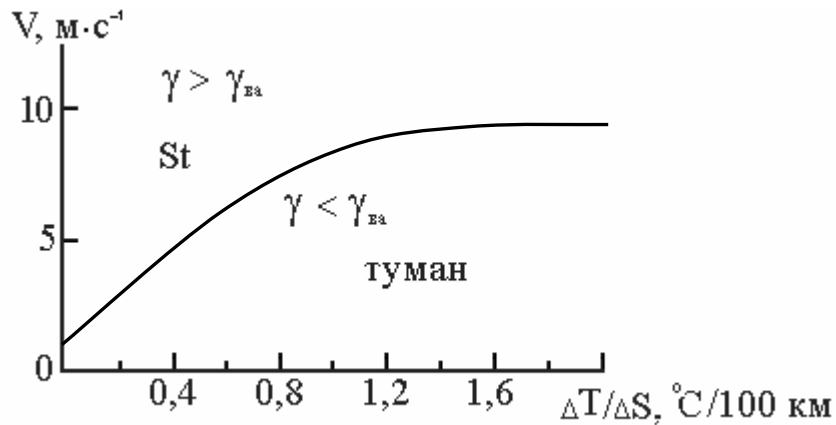


Рис. 5.11 - Графік для прогнозу адвективного туману.

$V$  – очікувана швидкість вітру в пункті прогнозу;

$\Delta T/\Delta S$  – горизонтальний градієнт температури вздовж шляху переміщення частки повітря.

За методом І.В. Кошеленка передбачають переміщення зон туманів, які спостерігаються, і можливість збереження туману.

1. За приземною картою для даного пункту (району) визначають траєкторію, за якою в цей пункт перемістяться частки повітря.

2. На початку траєкторії визначають точку роси  $Td_p$ .

3. Прогнозують температуру повітря  $T$  в заданому пункті з урахуванням адвективних і трансформаційних змін температури. Якщо  $T < Td_p$ , туман можливий.

4. Якщо відоме значення вертикального градієнту температури ( $\gamma$ ) в граничному шарі повітряної маси, що переміщується, то імовірність туману визначають за графіком (рис. 5.11).

5. Час виникнення адвективного туману передбачають за швидкістю переміщення в напрямку заданого пункту зон туманів або за часом, коли очікується охолодження частки повітря, що переміщується, до значення  $Td_p$ .

6. При прогнозі враховується можливість зниження хмар до поверхні землі. При низькій хмарності необхідно визначити тенденцію зміни висоти нижньої межі хмар.

7. Прогноз зникнення адвективного туману в заданому пункті дається з урахуванням припинення дії факторів, що спричинили туман (зміна повітряної маси у зв'язку з проходженням фронту, послаблення адвекції тепла, збільшення  $\gamma$  і т.п.).

*За методом Л.А. Ключникової*

В прибережних районах (приблизно в 100-кілометровій зоні), при вторгненні теплого повітря з моря на холодну підстильну поверхню суші, адвективний туман можна спрогнозувати за методом Л.А. Ключникової.



Трансформаційне охолодження повітря при цьому прямо пропорційне різниці температури води  $T_B$  і повітря в пункті прогнозу на суші  $T_C$ , а інтенсивність туману, який утворюється, буде визначатися масовою часткою водяної пари  $q$  (‰) в повітряній масі, що надходить. Вночі, внаслідок радіаційного охолодження повітря над сушею, різниця температур  $T_B - T_C$  зростає, що викликає збільшення інтенсивності адвективного туману.

Температура водяної поверхні для прогнозу туману береться за ранковий строк і поновлюється по мірі надходження нових даних (не рідше одного разу за добу). За температуру суші береться температура повітря в психометричній будці за строк для якого прогнозується туман. Значення температури поверхні води визначають за спостереженнями прибережних, острівних станцій чи суден і для прогнозу беруть її середньодобове значення. За температуру поверхні суші беруть значення  $T_{\min}$  поверхні ґрунту за попередню добу.

## 5.4 Електризація та її вплив на експлуатацію повітряного судна

### 5.4.1 Метеорологічні і синоптичні умови електризації літаків

Атмосфера має електричні властивості. Оскільки частинки повітря, краплі сконденсованої вологи, частинки опадів, кристалики льоду мають електричний заряд, то літаки в польоті електризуються.

*Електризація літака* - це складний і не однорідний процес, тому що при польоті літак набуває заряд і позбувається його. На електризацію літака впливає мікроструктура хмар:

- в кристалевих хмарах інтенсивність зарядження літака вище, ніж в хмарах які складаються з крапель;
- чим більша водність хмари, тим інтенсивність зарядження літака вище.

Особливо небезпечні купчасті, купчасто-дощові, щільні шарувато-дощові хмари, шари цих хмар знаходяться між ізотермами від 0 до  $-15$  °С.

З іншого боку, на електризацію літака істотний вплив чинять конструктивні особливості, розмір, аеродинамічні властивості літака. Велика роль також швидкості літака - реактивні швидкісні літаки найбільше електризуються, ніж літаки з поршневіми двигунами.

Значний вплив в електризацію літака вносять обледеніння та бовтанка (турбулентність).

Для враженню літака електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах найбільше сприяють такі метеорологічні і синоптичні умови:

1. Активні циклони, баричні улоговини і фронти біля поверхні землі і на висотах при наявності в них хмар As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
2. Малорухомі циклони, в яких тиск зростає, баричні улоговини з розмитими фронтами з хмарами As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
3. Малоградієнтні області пониженого тиску з розмитими фронтами з хмарами As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
4. Передні частини баричних і термічних улоговин на картах АТ-850, АТ-700, АТ-500 гПа з малими дефіцитами точки роси, відповідно 2, 3 і 4° С.
5. Обледеніння та бовтанка в хмарах.
6. Наявність в районі аеропорту вильоту (посадки) і в зоні набору висоти (зниження) крім хмар Ns-As окремих грозових хмар на відстані від кількох до 30...40 км від траси (маршруту) польоту.
7. Антициклони і баричні гребені.
8. Тилові частини баричних улоговин на картах АТ-850, АТ-700, АТ-500 гПа і улоговин холоду на карті ВТ-500/1000.
9. Хмарність любых форм менш 5 балів (за винятком грозових хмар, які слід обходити на безпечній відстані).

#### 5.4.2 Прогноз зон можливого поразки літаків електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах

Для прогнозу небезпечних електричних зон в шарувато-дощових хмарах і опадах отримані дискримінантні функції окремо для різних видів стратифікації атмосфери.

Для випадків стійкої стратифікації дискримінантна функція має вигляд

$$L_1 = 5,75 \gamma_{850}^{700} - 0,11 T_{500} - 2,83, \quad (5.19)$$

де  $\gamma_{850}^{700}$  - вертикальний градієнт температури повітря в шарі від 850 до 700 гПа в °С/100 м;  $T_{500}$  - значення температури повітря на рівні 500 гПа в °С. При значенні  $L_1 \geq 0$  і сприятливих синоптичних умовах слід прогнозувати ураження літаків електричними зарядами в шаруватих хмарах і опадах. При значеннях  $L_1 < 0$  - ураження не прогнозується.

Для виявлення зон можливого ураження літаків електричними розрядами при нестійкій стратифікації атмосфери використовується функція

$$L_2 = 12,40 \gamma_{850}^{500} - 0,046 \Theta_{700} + 12,52, \quad (5.20)$$

де  $\gamma_{850}^{500}$  - вертикальний градієнт температури в шарі від 850 до 500 гПа в  $^{\circ}\text{C}/100$  м;  $\Theta_{700}$  - значення псевдопотенційної температури в Кельвінах на рівні 700 гПа. При  $L_2 \geq 0$  слід прогнозувати ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дощових хмарах і опадах. При  $L_2 < 0$  - ураження не прогнозується.

Дискримінантна функція для ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дощових хмарах і опадах при байдужій стратифікації атмосфери має вид

$$L_3 = 0,38 \Theta_{700} + 1,50 H_{-5} - 104,19, \quad (5.21)$$

де  $\Theta_{700}$  - значення псевдопотенційної температури в Кельвінах на рівні 700 гПа,  $H_{-5}$  - висота в км ізотерми  $-5$   $^{\circ}\text{C}$ . При  $L_3 \geq 0$  слід прогнозувати ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дощових хмарах і опадах. При  $L_3 < 0$  - ураження не прогнозується.

### 5.5 Умови польотів в зоні грозової діяльності

Гроза є комплексним атмосферним явищем з багатократними електричними розрядами у вигляді блискавок, які супроводжуються громом. Гроза пов'язана з розвитком потужних купчасто-дощових хмар. При грозах спостерігаються інтенсивні зливові опади у вигляді дощу, граду, а іноді і снігу. Сухі грози, що не супроводжуються осіданнями, зустрічаються рідко.

*Гроза* — найбільш небезпечне метеорологічне явище. Розвиток нестійкості атмосфери, результатом якого є бурхливе утворення купчасто-дощових хмар з великими електричними зарядами, залежить від місцевих умов і характеру підстильної поверхні. Внаслідок складності і великої кількості чинників, що визначають умови розвитку грозової діяльності, її важко прогнозувати для конкретного пункту. Щоб уникнути несподіваної появи грози в районі аеропорту, організовується штормове сповіщення і попередження.

Над Україною грози найчастіше спостерігаються в районі Прикарпаття та Подільської височини (в середньому 35-40 днів з грозою у рік, і до 45 днів у високогірних районах) та на північному сході України, в Донбасі і на Приазовській височини.

По території СНД найбільше число гроз спостерігається на Кавказі, де на північ від Сухумі, на південний схід від Грозного і на північний захід від Єрвану спостерігається в середньому за рік до 50 днів з грозою.

Польоти в грозу небезпечні з наступних основних причин:

1. Із-за інтенсивної турбулентності в хмарах, що здатна викликати сильну бовтанку і перевантаження літака, які перевищують гранично допустимі.

2. Внаслідок сильного обледеніння на висотах, де температура нижче 0 °С.

3. Із-за можливості поразки літака блискавками.

Грозові хмари характеризуються максимальною вертикальною протяжністю 7...9 км, а іноді і більше. Наприклад, під час сильних гроз та шквалів зі швидкістю 25...32 м·с<sup>-1</sup>, що спостерігалися у західних областях України 23 липня 1997 р., висота верхньої межі купчасто-дощової хмари, за даними радіозондування, складала майже 13 км. Над Флоридою (США) найбільша вертикальна протяжність хмар при грозі, що визначена з літака, дорівнювала приблизно 20 км.

Найнебезпечніше при попаданні в грозову хмару — втрата керування літаком, безладне його падіння і перевантаження катастрофічного характеру, що здатні зруйнувати літак. Спеціальні дослідницькі польоти, проведені в СРСР і США, показують, що потужні нерегульовані рухи в грозових хмарах створюють перевантаження літака до  $\pm 2g$ . Вони хоч і менше експлуатаційних, але надзвичайно небезпечні тим, що накладаються на маневрені перевантаження і можуть створити сумарне перевантаження, що перевищує гранично допустиме, внаслідок чого літак може руйнуватися.

Крім того, потрібно мати на увазі, що в грозових хмарах можливі дуже високі швидкості вертикальних рухів повітря. За непрямыми даними, наприклад по вазі градин, що випадають, вони можуть досягати 60 м·с<sup>-1</sup>.

Найбільшу небезпеку представляє попадання літака в зону сильних вертикальних рухів у верхній частині грозової хмари, де різниця між максимальною і мінімальною швидкостями польоту і допустимі перевантаження менші, ніж в нижній тропосфері. Поблизу стелі літака допустиме перевантаження значно менше. Тому при сильній бовтанці виникає небезпека виходу літака на закритичний кут атаки, внаслідок чого можуть зупинитися двигуни, і керування літаком може бути втрачено.

При сильних неупорядкованих вертикальних рухах повітря незалежно від керування літаком різко змінюються кути атаки, а звідси підйомна сила і лобовий опір. В результаті літак неупорядковано кидає вгору і вниз. Відмічені випадки, коли швидкість вертикальних поривів в хмарах досягала 34 м·с<sup>-1</sup>, літак кидало на 1700 м, а його вимушений крен при бовтанці складав 60°.

Внаслідок великої водності купчасто-дощових хмар і їх змішаної структури при негативних температурах повітря дуже вірогідне обледеніння.

Значну небезпеку для польотів представляють електричні розряди. Вони відбуваються між хмарами і землею, між хмарами та між різними частинами хмари, і літак може опинитися на шляху блискавки.

*Блискавка* — це гігантський іскровий електричний розряд між різномісними об'ємними зарядами. Довжина лінійної блискавки зазвичай складає декілька кілометрів, але може досягати 20 км. і більше. Основний канал блискавки має декілька відгалужень завдовжки 2...3 км, що підвищує вірогідність удару блискавки в літак.

Середня швидкість руху блискавки  $150 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$ . Сила струму всередині каналу блискавки доходить до 200 000 А. Температура плазми в блискавці перевищує  $10\,000 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Вірогідність поразки блискавкою гвинтомоторних літаків невелика, оскільки маса таких літаків відносно мала і, як правило, не може викликати на себе електричний розряд. Можливість поразки блискавкою сучасних багатомісних реактивних лайнерів більш велика.

Згідно матеріалам, опублікованим ще у 60-ті рр. в США, вірогідність поразки блискавкою різних частин і приладів літака наступна: радіоантен - 27, крил - 22, площин хвоста - 21, фюзеляжу - 15, гвинтів - 7, контрольних отворів 6 та компаса 2 %, відповідно.

Поразка літака блискавкою може призвести до тяжкої льотної події.

Аналіз авіаційних катастроф і спеціальні дослідження показують, що фактична імовірність  $P_{\phi}$  поразки літаків блискавками в активних в грозовому відношенні хмарах дорівнює приблизно  $10^{-2}$ , тобто блискавка потрапляє в літак в середньому один раз за 100 проходів через грозову хмару. Іншими словами, якщо за час знаходження літака в хмарі в останній спалахне 100 блискавок, то лише одна з них ударить в літак.

Розрахункова ж імовірність  $P_p$  зустрічі літака з блискавкою в активній грозовій хмарі, якщо поява літака не позначається на траєкторії блискавки, значно менше:  $P_p \leq 10^{-4}$ . Інакше кажучи, на 10 000 прольотів літака через грозові хмари блискавка може ударити в літак тільки один раз.

Розбіжність між  $P_p$  і  $P_{\phi}$  обумовлена тим, що сам літак, будучи своєрідним провідником, як би «викликає» на себе блискавку, що близько проходить. Якщо характерна довжина літака  $\ell_c$ , то блискавка, що проходить від нього на відстані, рівній або меншій  $2\ell_c$ , в 90 % випадків ударить в літак. Літак, що знаходиться в електричному полі, поляризується. Коли блискавка проходить від літака на відстані не більш  $2\ell_c$ , напруженість поля в його крайніх точках різко посилюється. Назустріч рухомій блискавці викидається «стрімер» — електрична іскра, що з'єднується з блискавкою і направляє її до літака.

Згідно І.М. Імянітову, відстань  $\ell_{c0}$ , на якій заряджений літак може перехопити блискавку, пов'язано з відстанню  $2\ell_c$ , на якій незаряджений літак захоплює блискавку. Таким чином:

$$\ell_{cQ} = 2\ell_c \sqrt{\frac{K_i E_{a.kp}}{K_i E_{a.kp} \pm p_i Q_c}}, \quad (5.22)$$

де  $E_{a.kp}$  — напруженість поля в атмосфері, при якій виникає стрімер з відповідної точки  $i$  на літаку;  $K_i$  — коефіцієнт, що показує, в скільки разів напруженість поля в  $i$ -й крапці більше напруженості поля в атмосфері  $E_a$ ;  $Q_c$  — електричний заряд літака;  $p_i$  — коефіцієнт, що зв'язує напруженість поля від заряду літака в  $i$ -й крапці із зарядом літака.

У реальних умовах  $\ell_{cQ}$  може, в 5-6 разів перевищувати  $\ell_c$ . У цих випадках розрахункова  $P_p$  і фактична  $P_f$  імовірності виявляються приблизно рівними. Дія заряду літака на збільшення  $\ell_{cQ}$  зростає із збільшенням висоти польоту.

Якщо хмари в грозовому відношенні малоактивні, але літак летить в них протягом часу, за який на нім накопичується чималий заряд, і потенціал літака по відношенню до навколишнього середовища перевищує 1000000 В, то може відбутися електричний розряд. Таким чином, за певними умовами, літак може бути уражений блискавкою і в шарувато-дощових хмарах, якщо вони володіють електричним полем, достатнім для підтримки розряду, а літак несе електричний заряд, необхідний для початку розряду. Блискавка, викликана появою літака в таких хмарах, неминуче ударить в літак.

Безпеку польотів в зоні грозової діяльності допомагають підвищити наземні і бортові радіолокатори. За їх допомогою екіпаж може виявити грозові осередки за інтенсивністю засвітлення, визначити напрям і швидкість руху грозових хмар, та обійти небезпечні для польоту зони.

Щоб успішно подолати зону грозової діяльності, екіпаж зобов'язаний прийняти всі залежні від нього заходи безпеки. Ще до польоту він повинен отримати в метеорологічному підрозділі консультацію про метеорологічну обстановку. Знаходячись у польоті, потрібно уважно стежити за погодою, щоб не зустріти грозу несподівано. Якщо на літаку є радіолокатор, необхідно використовувати його для виявлення грози, визначення відстані до неї і швидкості переміщення купчасто-дощових хмар.

При польотах на літаках, що не мають радіолокаторів, потужні купчасті і купчасто-дощові хмари, що примикають до грозових осередків, дозволяється обходити тільки візуально на відстані не меншого 10 км. Якщо обхід таких хмар на заданій висоті неможливий, в рівнинній або пагористій місцевості дозволяється летіти під ними тільки вдень, візуально, обминаючи зону зливових опадів. Висота польоту над місцевістю і висота нижньої межі хмар над літаком повинні бути при цьому не менше 200 м.

На літаках, що мають бортовий радіолокатор, дозволяється обходити грозові (зливові) осередки, що видимі на індикаторі, на відстані не менше 15 км. Перетин фронтальної хмарності з окремими грозовими осередками можна проводити в тому місці, де відстань між ними на індикаторі радіолокатора не менше 50 км. Якщо грозові (зливові) осередки обійти на заданій висоті неможливо, вирішується політ з перевищенням не менше 500 м над верхньою межею хмар. Підходити до грозових (злизових) вогнищ на відстані менше встановлених забороняється. Категорично забороняється навмисно заходити в потужні купчасті і купчасто-дощові хмари.

При ненавмисному попаданні в купчасто-дощову хмару екіпажу необхідно:

- 1) вимкнути радіообладнання і прибрати випускні антени;
- 2) включити освітлення кабіни і обігрів приймача повітряного тиску, а також привести до готовності інші засоби проти обледеніння;
- 3) політ проводити вище або нижче за нульової ізотерми в цілях зменшення імовірності удару блискавки в літак;
- 4) уникати польоту поблизу області, де найчастіше спостерігаються блискавки і де посилюється тріск і шум в навушниках;
- 5) зменшити швидкість до меж, безпечних для даного типу літака;
- 6) строго виконувати інші вимоги, передбачені вказівками по техніці пілотування даного типу літака в зоні грозової діяльності.

До найбільш небезпечних для авіації метеорологічних явищ, пов'язаних з купчасто-дощовими хмарами і грозовою діяльністю, відносяться смерчі і шквали.

*Смерч* — це сильний вихор з приблизно вертикальною, часто зігнутою віссю. Діаметр смерчів, що мають чіткі контури, складає декілька десятків метрів, з розмитими контурами — декілька сотень метрів. Швидкість вітру в смерчі, за розрахунковими даними, близько  $100 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , але може перевищувати навіть  $330 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . Прямі вимірювання швидкості вітру у воронці смерчу дотепер неможливі. Жоден з існуючих приладів для вимірювання швидкості вітру не витримує величезного тиску.

Смерчі утворюються при інтенсивному розвитку купчасто-дощових хмар, що супроводжуються, як правило, грозами. Вони обумовлені особливо сильною нестійкістю атмосфери в спекотні дні року. З однієї грозової хмари одночасно може опускатися декілька смерчів. Смерчі виникають як над сушею, так і над водяною поверхнею. Смерчі над сушею в Європі називаються тромбами, в США - торнадо.

Небезпека смерчів для авіації полягає в їх руйнівній силі, яка може бути величезною. Смерч здатний зруйнувати не тільки літаки на стоянках і в ангарах, але й аеродромні будівлі. Особливо небезпечні смерчі для літаків у польоті. Руйнівна дія смерчів обумовлюється переважно величезною швидкістю вітру і сильним перепадом атмосферного тиску. У внутрішній порожнині смерчу тиск знижений. Тому, як тільки вона стосується іншої

більш менш замкнутої порожнини, остання вибухає повітрям, що спрямовується з неї до вихору. Вибухають консервні банки, автомобільні шини, закриті кімнати і навіть будинки.

*Шквал* — різке короткочасне посилення вітру, що супроводжується зміною його напрямку. Швидкість вітру при шквалі часто перевищує  $20 \dots 30 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ . Шквали пов'язані з інтенсивним розвитком купчасто-дощових хмар, що часто супроводжуються грозами і зливами.

Таким чином, при польоті в зоні грозової діяльності екіпаж повинен уважно стежити за атмосферними явищами. Вертикальні вихори, смерчі, шквалові лінії, що виявляються візуально, потрібно обов'язково обходити стороною.

## 5.6 Вплив опадів та пилових бур на діяльність авіації

Як відомо, опади, що випадають з хмар, дають більше 99 % загальної кількості води, яка поступає з атмосфери на земну поверхню. Вони часто істотно ускладнюють діяльність авіації і навіть можуть бути причиною важких авіаційних подій. Ступінь впливу опадів залежить від їх вигляду, інтенсивності і температури повітря, при якій вони випадають.

*Мряка* випадає з низьких густих шаруватих хмар, а іноді з шарувато-купчастих хмар. Вона сильно погіршує видимість, особливо в тих випадках, коли поєднується з імлою і туманом. Горизонтальна протяжність зон опадів може складати багато сотень кілометрів, а іноді перевищує 1000 км.

Мряка, більше всього ускладнює польоти на малих висотах. Польоти за правилами візуальних польотів (ПВП) часто стають неможливими. Застосування авіації в народному господарстві, особливо виконання авіаційно-хімічних робіт, також обмежується опадами, хоча АХР можна проводити і за складних метеорологічних умов. Ці умови зазвичай передбачають для літаків висоту нижньої межі хмар 150 м, дальність видимості 3 км, а для вертольотів - висоту 150 м, видимість 2 км.

Опади, що мрячать, найчастіше спостерігаються в перехідні сезони року, але на суші вони найчастіші взимку при сильній відлизі. Якщо вони випадають при негативній температурі, можливе обледеніння повітряних суден.

*Облогові опади* типові для фронтальних шарувато-дощових хмар, а взимку нерідко і для високошаруватих хмар. Ширина зон опадів коливається від декількох десятків до декількох сотень кілометрів, довжина - від декількох сотень до декількох тисяч кілометрів. Досить значна протяжність зон облогових опадів і велика тривалість опадів примушують передбачати їх дію на підготовку і виконання польотів.

Польоти при облогових опадах сильно ускладнюються поганою видимістю. При слабкому облоговому снігу дальність видимості зазвичай не



перевищує 1...2 км, а при сильному снігу може зменшуватися до декількох десятків метрів. При польоті по ПВП під час снігопаду помітно знижується контрастність всіх предметів на земній поверхні, що істотно ускладнює орієнтування за наземними об'єктами.

Облоговий дощ менше погіршує видимість, ніж облоговий сніг. Проте при сильному дощі краплі води можуть частково блокувати отвір приймача повітряного тиску і викликати заниження показань швидкості іноді на  $100 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

Під час облогових опадів, особливо при великих швидкостях польоту, внаслідок тертя крапель і сніжинок об поверхню літака виникають значні потенціали статичної електрики.

При польоті в зоні переохолодженого дощу спостерігається інтенсивне обледеніння ПС, що особливо небезпечно для гелікоптерів.

Тривалі облогові дощі можуть призвести до розмокання ґрунтових аеродромів, можуть зробити зліт і посадку на них неможливими і порушити регулярність руху на місцевих повітряних лініях (МПЛ). При тривалих облогових дощах особливо ускладнюється використання реактивних літаків. При рулюванні, струмів води, що відкидається носовим або основними колесами, може всмоктуватися в двигун. В результаті цього падає його тяга, вода може заповнити заборники, що призводить до перегріву масла.

*Зливові опади* випадають з внутрішньомасових і фронтальних купчасто-дошових хмар. Осідання порівняно короточасні, але інтенсивні. Внаслідок цього може сильно зменшитися дальність видимості. На Україні, в гірських районах Кавказу, Середньої Азії, Сибіру і Далекого Сходу були випадки, коли при зливовому дощі видимість погіршувалася до декількох десятків метрів.

Крупнокраплинний дощ під час польоту може порушити нормальне всмоктування повітря і викликати зменшення оборотів компресора реактивного літака. Особливо істотно зливи впливають на посадку літаків. Унаслідок утворення плівки води на склі кабіни і заломлення в плівці світлових променів пілот позбавляється можливості точно оцінити висоту літака над ЗПС при приземленні. Це може зумовити «жорстке» приземлення, привести до сильного удару і навіть руйнування покриття. Крім того, при посадці під час злив створюється ефект «глісеру», збільшується довжина пробігу літака, що небезпечно при посадці на аеродромах, довжина ЗПС яких може опинитися недостатньою для зупинки літака.

*Град* - найнебезпечніший вид опадів. Найбільш великий град випадає в зонах холодних фронтів. Тривалість граду найчастіше незначна - від 5 до 15 хв; лише у виняткових випадках вона досягає години. Наприклад, в Одесі град тривалістю більше 15 хв не спостерігався жодного разу, в Кіровограді відмічався тільки в 11, а в Львові — в 13 % випадків.

Чим більша швидкість польоту літака, тим важчий наслідок дії граду. Літаку заподіюються механічні пошкодження, на обшивці утворюються вм'ятини, створюються мікрозавихрення повітря в граничному шарі, погіршуються аеродинамічні характеристики літака. Може бути пошкоджене скло кабіни.

**Пилові бурі** можуть значно порушити регулярність руху літаків. У ряді випадків, особливо на МПЛ, польоти із-за пилових бур неможливі. Вони можуть привести до важких авіаційних подій.

Сильні пилові бурі, що охоплюють великі площі, часто спостерігаються над південним сходом України і можуть продовжуватися декілька діб. При цьому явищі швидкість вітру досягає ураганної сили –  $30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  і більш. На півдні і південному сході України бурі спостерігаються в теплий період року – з березня по вересень.

У південних посушливих областях Сибіру, Європейській частині СНД, а також Західної Європи і США іноді спостерігаються «чорні» бурі. Свою назву вони отримали за кольором чорноземних і каштанових ґрунтів, що видуються і переносяться сильними вітрами під час тривалого періоду без дощу. Видимість при цьому часто погіршується настільки, що стають невиразними предмети, розташовані на відстані десятків метрів. Незвично сильні «чорні» бурі були в березні і квітні 1960 р. на півдні України. Східний і південно-східний вітер мав швидкість  $16\text{...}28 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  при поривах до  $40 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . Площа розповсюдження бурі досягла  $1 \text{ млн. км}^2$ . Видимість погіршувалася до 50 м. Висота підйому пилу, за даними розвідки погоди, перевищувала 1500 м, а на окраїнах Одеси досягала 2400 м. Зазвичай чорні бурі тривають не більше 5 год, але іноді бувають дуже тривалими. Наприклад, в 1946 р. в Донецьку така буря безперервно продовжувалася 93 год.

В цілому по СНД пилові бурі виникають найчастіше в Середній Азії і Казахстані. Висота пилової хмари нерідко досягає 2 км і більше. У цих випадках Сонця майже не видно, іноді настає повна темнота. Найбільш тривалі періоди нельотної погоди при пилових бурях, коли дальність видимості зменшується до 500 м, бувають в Туркменії. Тут виділяються два осередки особливо тривалих пилових бур: на південь від м. Туркменбаши (Красноводськ), де загальна тривалість їх в середньому за рік складає 80 год, і на південному сході Туркменії, де середня річна тривалість бур 40 год.

Сильні пилові бурі бувають в центральних штатах США. В період засух і ураганних вітрів вони досягають виняткових розмірів. Іноді пил переноситься майже на 2000 км і досягає побережжя Атлантичного океану.

Враховуючи небезпеку пилових бур для авіації, документи, що регламентують льотну діяльність, забороняють проводити посадку літаків в умовах пилової бурі при видимості нижче за мінімум, а також в тих випадках, коли буря викликає сильну бовтанку.

## 6 МЕТЕОРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТІВ НАДЗВУКОВИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

### 6.1 Особливості польоту надзвукового літака

Характер обтікання літака потоком повітря залежить від швидкості польоту. Для оцінки швидкості надзвукового транспортного літака (НТЛ) зручно користуватися числом Маха, що характеризує відношення швидкості польоту до швидкості звуку:

$$M = \frac{V}{a}, \quad (6.1)$$

де  $V$  - швидкість літака,  $a$  – швидкість звуку.

Із зростанням  $V$ , тобто зі збільшенням  $M$ , лобовий опір, обумовлений стискальністю повітря, також зростає, особливо для швидкостей близьких до швидкості звуку ( $a$ ).

В залежності від ступеня стискання повітря відрізняють такі течії:

- нестискально дозвукова –  $0 < M < 0,5$ ;
- стискальне дозвукова –  $0,5 < M < 0,8$ ;
- біля звукова –  $0,8 < M < 1,2$ ;
- надзвукова –  $1,2 < M < 5$ ;
- гіперзвукова –  $M > 5$ .

На сьогодні більшість НТЛ мають швидкості від 2,5 до 3,0  $M$ , але це лише військові та експериментальні літаки. Цивільні надзвукові літаки «Конкорд» та ТУ-144 мали тільки  $M = 2,0$  на крейсерському польоті.

В листопаді 2004 року Національне аерокосмічне агентство США (НАСА) здійснило успішне випробування гіперзвукового літака Х-43А. Він встановив абсолютний світовий рекорд –  $11000 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  ( $11 M$ ) завдяки унікальному реактивному двигуну «скрем-джет».

Політ НТЛ складається з 5 фаз:

1. Фаза зльоту та початкового набору висоти –  $M < 1,0$ . Висота першої фази – 11...13 км.
2. Фаза розгону літака на висоті 11...13 км, іноді до 18...20 км, від  $M > 1,0$  до  $M = 2,5$ . Протягом перших двох фаз літак проходить приблизно 500 км.
3. Крейсерський політ – швидкості  $M = 2,0...2,5$  до  $M_{\text{max}}$  по мірі вироблення.
4. Зниження з переходом на дозвуковий режим - від  $M > 1,0$  до  $M = 1,0$ .

5. Заходження на посадку -  $M < 1,0$ . Протягом цієї фази літак проходить 500 км.

Весь політ складає від 5000 до 6000 км.

Значення швидкості звуку в сухому повітрі може бути обчислено за допомогою формули:  $a \approx 20\sqrt{T}$ .

Тобто, при  $T = 0$  °C швидкість звуку  $a = 332 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1} = 1200 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

При  $T = -10$  °C швидкість звуку  $a = 325 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1} = 1170 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

При  $T = -20$  °C швидкість звуку  $a = 319 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1} = 1148 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

При  $T = -30$  °C швидкість звуку  $a = 313 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1} = 1127 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

При  $T = -56$  °C швидкість звуку  $a = 295 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1} = 1062 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ .

## 6.2 Вплив температури та вітру на політ надзвукового літака

Температура повітря впливає на усі типи літаків під час польоту. Цей вплив може бути безпосереднім та непрямим.

Безпосередній вплив складаються з того, що температура впливає на:

- а) умови обледеніння літаків;
- б) характер хмар та опадів;
- в) температуру зовнішньої поверхні літака.

Непрямий вплив виявляється через густину повітря, що у свою чергу визначає багато льотно-технічних характеристик літака, тому що густина впливає на силу тяги літака, від якої залежать:

- а) швидкість підйому літака;
- б) прискорення літака при переході до надзвукової швидкості;
- в) висота крейсерського польоту літака;
- г) крейсерська швидкість польоту.

Сила тяги турбореактивного двигуна зростає при зниженні температури та зменшується при зростанні температури відносно стандартної атмосфери.

Для НТЛ з крейсерською швидкістю 2,2 М зростання температури повітря відносно стандартної на 5 °C може викликати зменшення швидкості на 25 %, особливо це зменшення значне у другий фазі польоту. Внаслідок цього зростає час досягнення висоти крейсерського польоту літака, а це веде до перевитрати пального, що може досягати 20 % відсотків від запланованого.

Для НТЛ з крейсерською швидкістю 3,0 М зростання температури повітря відносно стандартної на 16 °C викликає перевитрату пального до 5000 кг, при тому, що всього запас пального для ТУ-154 складає 82575 кг. Максимальна перевитрата спостерігається під час другої фази польоту – 3600 кг, під час третьої та четвертої – 1200 і 200 кг, відповідно.

При зростанні температури відносно стандартної може знижуватися максимальна висота польоту ПС.

Взагалі НТЛ мають два оптимальні режими набору висоти, тобто дві оптимальні швидкості набору висоти та дві стандартні стелі: дозвукову та надзвукову. Крім того, треба враховувати зміну кінетичної енергії НТЛ при наборі висоти, оскільки цей набір іде з перемінною швидкістю. Він починається з дозвукової швидкості, далі літак переводять з режиму підйому (дозвукової швидкості) на горизонтальний політ з надзвуковою швидкістю.

Для НТЛ крім практичної та теоретичної стелі впроваджені поняття статичної та динамічної стелі.

*Статична стеля* – найбільша висота горизонтального польоту з постійною швидкістю.

*Динамічна стеля* – найбільша висота, що може досягнути НТЛ за рахунок використання кінетичної енергії літака, тобто за рахунок втрати швидкості.

При польотах з великими швидкостями відбувається кінетичний нагрів лобових частин літака. Величина кінетичного нагріву лобових частин:

$$\Delta T = \frac{V^2}{2000}, \quad (6.2)$$

де  $V$  – повітряна швидкість,  $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

Найбільший нагрів спостерігається на носу літака, де кінетична енергія повністю переходить у теплову. Трохи менше нагріваються кінці стрілоподібних крил, оскільки відбувається розкладення потоку на дотичну та нормальну складові. Ще менше нагрівається зовнішня поверхня фюзеляжу, її нагрів залежить від тривалості польоту з великою швидкістю. Під час довготривалого польоту зовнішня поверхня може нагріватися до  $200\text{ }^\circ\text{C}$ . При незначній тривалості польоту внаслідок інерції температури нагрів невеликий. При швидкості НТЛ  $2,2\text{ М}$  зовнішня поверхня може нагрітися до  $130\text{ }^\circ\text{C}$ , при  $2,5\text{ М}$  – до  $150\text{ }^\circ\text{C}$ , при  $2,7\text{ М}$  – до  $200\text{ }^\circ\text{C}$ .

Кінетичний нагрів викликає зменшення опору матеріалу до розриву. При швидкості НТЛ  $2,2\text{ М}$  і температурі повітря  $-56\text{ }^\circ\text{C}$  кінетичний нагрів приводить значного зменшення опору матеріалу зі звичайного алюмінієвого сплаву. Тому, якщо температура повітря у стратосфері перевищує  $-56,5\text{ }^\circ\text{C}$ , то слід зменшувати повітряну швидкість літака до значень, при яких температура кінетичного нагріву поверхні літака нижче максимально припустимого значення. Однак, у цьому випадку сумісно зі зменшенням крейсерської швидкості знижується висота польоту та зростає протяжність польоту.

Величина кінетичного нагріву літака зростає зі збільшенням зустрічного вітру. При швидкості НТЛ  $2,2\text{ М}$  збільшення зустрічного вітру на  $2\text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  викликає кінетичний нагрів зовнішньої поверхні фюзеляжу, що дорівнює нагріву літака при збільшенні температури на  $1\text{ }^\circ\text{C}$ .

Вітер на рівні крейсерського польоту незначно впливає на його тривалість, тому що політ виконується з великою швидкістю, але вплив вітру дуже відбивається на витраті пального. При зустрічному вітрі  $25 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  витрата пального НТЛ з швидкістю  $2,2 \text{ М}$  зростає на  $4 \%$  та складає  $330 \text{ кг}$ .

Також слід враховувати температуру і вітер при переході до надзвукового режиму, що звичайно здійснюється на висотах від  $9$  до  $15 \text{ км}$ . Це пов'язано з особливостями температурного режиму у перехідній зоні між тропосферою і стратосферою, тобто з розподілом температури у тропопаузі.

Влітку із-за значного прогріву найкраще переходити до надзвукового режиму на рівні тропопаузи, але навіть там температура може перевищувати  $56,5^\circ\text{C}$ .

В північній півкулі середня місячна температура на ізобаричній поверхні  $50 \text{ гПа}$  (висота крейсерського польоту) з квітня до вересня над полярними та помірними широтами до  $55^\circ$  півн.ш. перевищує стандартну. Влітку на широті  $85^\circ$  півн.ш. температура повітря складає більше  $-40^\circ\text{C}$ , у межах  $40-50^\circ$  півн.ш. вона перевищує стандартну на  $8\dots 10^\circ\text{C}$ .

В тепле півріччя польоти НТЛ не вигідні у полярних та помірних широтах, а вигідні у зонах субтропіків та тропіків, оскільки там температура повітря на рівні  $50 \text{ гПа}$  не перевищує стандартну. Влітку над полярними та помірними широтами північної півкулі встановлюється антициклон.

В холодне півріччя (з листопада до лютого) середня місячна температура на ізобаричній поверхні  $50 \text{ гПа}$  над широтами  $45-55^\circ$  півн.ш. максимально відхилюється від стандартної ( $5\dots 10^\circ\text{C}$ ) у бік тепла, таким чином взимку найкраще літати над полярними та тропічними регіонами.

В березні температура на поверхні  $50 \text{ гПа}$  приблизно дорівнює стандартній і має максимум у межах  $55-65^\circ$  півн.ш., де відрізняється на  $6\dots 11^\circ\text{C}$  відносно стандартної.

### **6.3 Вплив вертикального розподілу температури та вітру на поширення звукової хвилі**

Вплив вертикального розподілу температури і вітру на політ та на розповсюдження звукової хвилі виявляється при русі ПС з швидкістю близькою до швидкості звуку, тому що сильно зростає лобовий опір внаслідок стискання повітря. В залежності від швидкості польоту відрізняють такі режими польоту:

- а) швидкість літака набагато менша швидкості звуку;
- б) швидкість літака приблизно дорівнює швидкості звуку;
- в) швидкість літака дорівнює швидкості звуку;
- г) швидкість літака перевищує швидкість звуку.

Зв'язок між стисканням повітря та швидкістю звуку пояснюється тим, що будь-яке тіло, що рухається, є джерелом звуку. Таке тіло під час зіткнень з частинками повітря перед собою породжує звукову хвилю, що передається від одних повітряних частинок до інших зі швидкістю звуку. Частинки перед тілом отримують сигнал у вигляді звукових коливань.

При швидкості тіла набагато меншій швидкості звуку воно відчуває невеликий опір повітря. Тиск на лобовій поверхні літака не може істотно зростати.

Якщо швидкість літака приблизно рівняється швидкості звуку, але не дорівнює, то на літаку, у окремих точках, виникають місцеві швидкості. Літак буде зазнавати слабого опору.

Якщо швидкість літака дорівнює швидкості звуку, то у кожний момент він наздоганяє коливання часток, які породжені його рухом, і перебуває на нове місце одночасно з коливаннями. Тут створюється „прямий стрибок” або „плоска хвиля”. Таким чином повітря чинить великий опір, та формується „хвильова криза” або „флаттер”. Тому літак знаходиться у колі плоских хвиль, що рухаються разом з ним, а це може призвести до його руйнування.

Якщо швидкість літака перевищує швидкість звуку, то звукові хвилі відстають від літака, та позад нього утворюється „сім'я” сферичних хвиль. В кожний момент часу літак породжує нові хвилі, а ті, що сформувалися раніше, розповсюджуються позад літаку. Через те вслід літаку створюється *конус збурювання*, який тим гостріший, чим більша швидкість літаку. Поверхня цього конусу є фронтом ударної хвилі.

Всі характеристики на межі конусу змінюються стрибкоподібно. Інтенсивність стрибка залежить від відстані до джерела збурювання. Найбільш сильний стрибок пов'язаний з великим опором повітря та стрибками його тиску і густини.

*Звуковий удар* – створюється в результаті поширення ударної хвилі, що формує НТЛ. Внаслідок перетину фронту ударної хвилі та поверхні землі роздається звуковий удар. Мікробарографи реєструють стрибок атмосферного тиску. Звичайно буває два звукових удари – від носової та хвостової частини літака. Якщо різниця між ними більш 0,08 с, то вухо відчуває два удари, а якщо менш 0,08 с – то один.

Величина звукового удару залежить від типу літака, швидкості та висоти його польоту, від метеорологічних умов переходу до надзвукової швидкості. В залежності від стрибка тиску людина може відчувати громоподібний удар при  $\Delta P = 1,5 \text{ кг}\cdot\text{см}^{-2}$ , при  $\Delta P = 5 \dots 15 \text{ кг}\cdot\text{см}^{-2}$  – вилітають стекла з вікон, при  $\Delta P \geq 40 \text{ кг}\cdot\text{см}^{-2}$  – руйнуються будівлі.

Формування прямого конусу ударної хвилі можливе тільки при ізотермії.

## 6.4 Умови бовтанки та обледеніння для надзвукових літаків

Повторюваність турбулентності у стратосфері менше чим у тропосфері, але вона завжди виникає при ясному небі і внаслідок своєї раптовості є надзвичайно небезпечною, тому що НТЛ у фазі крейсерського польоту може вийти на закритичний кут атаки.

Атмосферна турбулентність впливає на НТЛ під час всіх фаз польоту, особливо при переході до надзвукової швидкості. Протягом цієї фази небажаний будь-який сторонній вплив на літак, бо це може викликати додаткове перевантаження та змінити висоту і швидкість польоту. Тому перехід треба здійснювати поза купчасто-дощовими хмарами і поза зонами великих градієнтів температури та швидкості вітру.

В результаті дослідження більше 4000 польотів НТЛ над різними регіонами СНД виявлено що:

1. для зустрічі з випадком бовтанки треба пролетіти 7000 км;
2. для зустрічі з помірною та сильною бовтанкою – 11400 км;
3. для зустрічі з сильною та дуже сильною бовтанкою – 33000 км;
4. середня повторюваність бовтанки без обліку її інтенсивності на висоті 20 км складає 9,6 %, хоч частіше зустрічається слабка або помірна бовтанка;
5. повторюваність сильної та дуже сильної бовтанки – 2,2 %;
6. найбільша повторюваність бовтанки у стратосфері спостерігається взимку, а найменша – влітку;
7. довжина зон з бовтанкою коливається від 13 до 250 км, але найбільш імовірна – 62 км;
8. турбулентність більш інтенсивна при довжині зони бовтанки від 25 до 100 км;
9. товщина зон з бовтанкою у стратосфері в 74 % випадків не більше 300 м, в окремих випадках – не більш 1000 м;

З висотою зменшується інтенсивність турбулентності, та у середньому на висотах 18...21 км швидкість вертикальних поривів в 2-3 рази більша ніж у межах 6...12 км.

Розглянемо умови обледеніння НТЛ. Як відомо, обледеніння дозвукових літаків відбувається при температурі повітря нижче  $-10^{\circ}\text{C}$  в переохолоджених хмарах. Інтенсивність обледеніння залежить від водності хмар та швидкості літака. Водність хмар зменшується зі зниженням температури, що зменшує інтенсивність обледеніння літака. Тобто температура повітря присутня у непрямому вигляді.

На інтенсивність обледеніння ПС впливає різниця температур літака та повітря. Повторюваність обледеніння дозвукових літаків з швидкістю менше  $600\text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  у 6 разів більше, ніж у літаків з великою швидкістю.

Теоретично можливе обледеніння НТЛ під час всіх фаз польоту крім третьої. Якщо НТЛ протягом першої фази набирає висоту з швид-



кістю  $720 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ , то обледеніння можливе тільки при температурі меншій за  $-12 \text{ }^\circ\text{C}$ . Повторюваність обледеніння дозвукового літаку при температурі меншій за  $-12 \text{ }^\circ\text{C}$  складає приблизно 20...30 %. Зі зниженням температури повторюваність обледеніння швидко зменшується, і вже при температурі менше за  $-20 \text{ }^\circ\text{C}$  складає тільки 10 %.

Під час другої фази польоту НТЛ здійснює перехід від дозвукової швидкості до надзвукової. Ця фаза здійснюється на висотах від 10 до 15 км. На нижчій межі цього шару швидкість НТЛ складає  $950 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ , що нижче швидкості звуку, на верхній межі -  $1300 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ . Таким чином, на нижній межі шару під час другої фази обледеніння можливе тільки при температурі менше за  $-20 \text{ }^\circ\text{C}$ , що малоймовірно. На верхній межі при швидкості польоту  $1300 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  обледеніння можливе тільки при температурі меншій за  $-39 \text{ }^\circ\text{C}$ .

На протязі крейсерського польоту (третя фаза) обледеніння практично та теоретично неможливе.

Найбільш небезпечна для обледеніння п'ята фаза (заходження на посадку), тут воно може тривати 5...10 хв.

## СКОРОЧЕННЯ

АМСЦ – авіаційна метеорологічна станція цивільна;  
АМЦ – авіаційний метеорологічний центр;  
АРК - автоматичний радіокомпас;  
БПРМ – ближній приводний радіомаркер;  
ВПР – висота прийняття рішення;  
ГРДП - головний районний диспетчерський пункт;  
ДПРМ - дальній приводний радіомаркер;  
ЗПС – злітно-посадкова смуга;  
КПР – керування повітряним рухом;  
МДВ – метеорологічна дальність видимості;  
МПЛ – місцеві повітряні лінії;  
НМХ - нижня межа хмар;  
НТЛ - надзвуковий транспортний літак;  
ПВП – політ за правилами візуального пілотування;  
ПМУ – прості метеорологічні умови;  
ПД – поршневі двигуни;  
ПП - повітряний простір;  
ППП – політ за правилами пілотування по приладах;  
ПР – повітряний рух;  
РСП - радіолокаційна система посадки;  
РЦЗП – регіональний центр зональних прогнозів;  
СА – стандартна атмосфера;  
СГЯ - стихійні гідрометеорологічні явища;  
СМУ – складні метеорологічні умови;  
СТ – струминна течія;  
СХТ - сигнально-хімічна тривога;  
ТРД - турбореактивні двигуни;  
ТЯН - турбулентність при ясному небі;  
ЦА - цивільна авіація;  
ШСЗ - штучні супутники Землі.

## СПИСОК РЕКОМЕНДОВАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

### Основна

1. Івус Г.П. Авіаційна метеорологія. - Навчальний посібник. Київ, 1996. - 87 с.
2. Баранов А.М., Богаткин О.Г., Говердовский В.Ф., Еникеева В.Д. Авиационная метеорология. - СПб.: Гидрометеиздат, 1993. - 347 с.
3. Богаткин О.Г., Говердовский В.Ф., Еникеева В.Д. Практикум по авиационной метеорологии. - Л: Гидрометеиздат, 1987. - 183 с.
4. Богаткин О.Г., Еникеева В.Д. Анализ и прогноз погоды для авиации. - Л: Гидрометеиздат, 1985. - 231 с.
5. Ермаков А.И. Особенности метеорологического обеспечения полётов на международных линиях. - М.: Zenit, 1993. - 225 с.
6. Авіаційна метеорологія. Терміни та визначення основних понять. – Київ. Держстандарт України, 2002. – 16 с.
7. Наставление по метеорологическому обслуживанию гражданской авиации России (ПМО ГА-95). – Москва, 1995. – 156 с.
8. Наставление по метеорологическому обеспечению гражданской авиации СССР (НМО ГА - 90). - Л.: Гидрометеиздат, 1990.- 104 с.
9. Практикум з синоптичної метеорології. /Під редакцією Івус Г.П., Боровської Г.О.– Одеса, 2004. – 419 с.
10. Руководство по прогнозированию метеорологических условий для авиации. /Под ред. Абрамович К.Г., Васильева А.А. - Л: Гидрометеиздат, 1985. - 301 с.
11. Сборник международных метеорологических кодов. - М.: Росгидромет, 1992. - 109 с.

### Додаткова

11. Івус Г.П., Боровська Г.О. Аналіз і прогноз НГЯ для обслуговування авіації. Метод. вказівки - Одеса, ОГМІ, 1997. - 82 с.
12. Баранов А.М. Облака и безопасность полётов. - Л: Гидрометеиздат, 1983. - 231 с.
13. Богаткин О.Г. Учебный авиационный метеорологический атлас. - Л: Гидрометеиздат, 1990.- 254 с.

14. Дорофеев В.В. Оперативные параметры наклонной видимости в сложных метеорологических условиях. - Метеорология и гидрология. – 2004. - Вып. 3. - С. 75-82.
15. Ермаков А.И. Особенности метеорологического обеспечения полётов на международных линиях. - М.: Zenit, 1993. - 225 с.
16. Ивус Г.П., Якимов Э.В. Организация и метеорологическое обеспечение полётов самолётов. Метод. указания. - Одесса, ОГМИ, 1992. - 20 с.
17. Кароль И.Л. Влияние полётов транспортной авиации мира на озоносферу и климат. - Метеорология и гидрология. – 2000. - Вып. 7. - С. 17-32.
18. Решетов Г.Д. Прогноз града для обеспечения безопасности полётов. - Труды Гидрометцентра СССР. – 1978. - Вып. 201. - С. 3-28.
19. Руководство по краткосрочным прогнозам погоды, Ч. 1. - Л.: Гидрометеиздат, 1986. - 702 с.
20. Руководство по производству наблюдений и применению информации с радиолокаторов МРЛ-1 и МРЛ-2. - Л.: Гидрометеиздат, 1974. - 334 с.
21. Шакина Н.П., Скриптунова Е.Н., Иванова А.Р. Оценки точности численного прогнозирования максимального ветра для авиации. - Метеорология и гидрология. – 2002. - Вып. 1. - С. 20-33.
22. Шакина Н.П., Скриптунова Е.Н., Иванова А.Р. Условия выпадения замерзающих осадков в некоторых аэропортах России и СНГ. - Метеорология и гидрология. – 2003. - Вып. 6. - С. 40-58.