

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**  
**ОДЕСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ЕКОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

Г.П. Івус, А.Б. Семергей-Чумаченко

**АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ**  
**ТА КЛІМАТОЛОГІЯ**

Конспект лекцій

Одеса – 2007

**ББК 26.23**  
**І 17**  
**УДК 551.509.32**

*Друкується за рішенням Вченої ради Одеського державного екологічного університету (протокол № \_\_\_\_\_ від \_\_\_\_\_ р.).*

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

Авіаційна метеорологія та кліматологія: Конспект лекцій. – Одеса:, 2007.  
– 201 с.

В конспекті лекцій викладені теоретичні питання авіаційної метеорології, розглянуті практичні заходи, необхідні для якісного проведення метеорологічного забезпечення польотів з метою підвищення безпеки, регулярності та економічної ефективності повітряних перевезень. Конспект лекцій використовується для магістрів. Може служити практичним посібником для спеціалістів служби погоди.

© Одеський державний  
екологічний університет, 2007

## Зміст

<b>Передмова</b> .....	<b>6</b>
<b>Вступ</b> .....	<b>8</b>
<b>1 Вплив фізичних характеристик стану атмосфери на політ літака</b> .....	<b>10</b>
1.1 Стандартна атмосфера.....	10
1.2 Причини виникнення підйимальної сили.....	14
1.3 Вплив температури повітря та атмосферного тиску на політ і роботу силових установок .....	18
1.4 Залежність сили тяги турбогвинтового двигуна від фізичного стану атмосфери.....	22
1.5 Вплив фізичних характеристик стану атмосфери на витрату палива, швидкопідйомність та стелю повітряних суден.....	27
1.5.1 Вплив фізичного стану атмосфери на витрату палива.....	27
1.5.2 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйомність повітряних суден.....	29
1.5.3 Вплив температури повітря на стелю літака .....	30
1.6 Вплив температури та тиску повітря на зліт і посадку.....	32
1.7 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів.....	35
1.7.1 Способи вимірювання висоти польоту.....	35
1.7.2 Вплив метеорологічних умов на показання барометричного висотоміру.....	36
1.7.3 Вплив густини та температури повітря на показання показника повітряної швидкості.....	38
<b>2 Вплив вітру на політ літаків</b> .....	<b>40</b>
2.1 Вплив вітру на зліт, посадку та політ літака.....	40
2.2 Вплив вертикального зсуву вітру в найнижчому шарі атмосфери на зліт та посадку літаків.....	41
2.3 Вплив вітру на путьову швидкість та напрям руху літака при горизонтальному польоті .....	43
2.4 Еквівалентний вітер.....	45
2.5 Струминні течії в атмосфері та їх аеронавігаційне значення.....	46
<b>3 Вплив атмосферної турбулентності на польоти повітряних суден</b> .....	<b>48</b>
3.1 Загальна інформація про турбулентність в атмосфері.....	48
3.2 Вплив бовтанки на політ літака.....	49
3.3 Турбулентність ясного неба.....	51
3.4 Турбулентність у хмарах.....	53
3.5 Бовтанка літаків на атмосферних фронтах.....	54

3.6 Турбулентність у зоні тропопаузи та струминної течії.....	56
3.7 Орографічна бовтанка.....	56
3.8 Прогноз турбулентності в нижньому шарі атмосфери.....	60
3.9 Прогноз бовтанки літаків.....	61
<b>4 Обледеніння літаків та його вплив на польоти .....</b>	<b>68</b>
4.1 Причини обледеніння повітряних суден .....	68
4.2 Процес обледеніння літака і форми відкладення льоду.....	70
4.3 Вплив обледеніння на політ літака.....	72
4.4 Метеорологічні та синоптичні умови обледеніння.....	74
4.5 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака .....	76
4.6 Умови випадіння замерзаючих опадів.....	82
<b>5 Метеорологічне забезпечення польотів надзвукових транспортних літаків.....</b>	<b>84</b>
5.1 Особливості польоту надзвукового літака.....	84
5.2 Вплив температури та вітру на політ надзвукового літака.....	86
5.3 Вплив вертикального розподілу температури та вітру на поширення звукової хвилі.....	88
5.4 Умови бовтанки та обледеніння для надзвукових літаків.....	90
<b>6 Діагноз та прогноз туманів.....</b>	<b>93</b>
6.1 Загальні відомості про умови утворення туману.....	93
6.2 Прогноз радіаційних туманів.....	95
6.3 Прогноз адвективних туманів.....	100
<b>7 Вплив хмарності та обмеженої видимості на польоти.....</b>	<b>109</b>
7.1 Загальні поняття про видимість та обмежена видимість як фактор, який визначає складність метеорологічних умов польотів.....	109
7.2 Метеорологічні умови польотів у хмарах різних форм.....	111
7.3 Видимість під низькими шаруватими хмарами, в серпанку і туманах.....	113
7.4 Видимість в опадах.....	118
7.5 Видимість в хуртовинах.....	120
7.6 Видимість при пиловій бурі та імлі.....	123
<b>8 Умови польотів в зоні грозової діяльності.....</b>	<b>132</b>
8.1 Загальні відомості про грозу.....	132
8.2 Прогноз небезпечних для авіації явищ, обумовлених конвекцією.....	137
<b>9 Електризація та її вплив на умови експлуатації повітряного судна.....</b>	<b>145</b>
9.1 Загальні відомості про електризацію літаків.....	145
9.2 Метеорологічні та синоптичні умови електризації літаків.....	146

9.3 Прогноз зон можливого ураження літаків електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах.....	150
<b>10 Складення прогностичних карт особливих явищ на нижніх рівнях.....</b>	<b>154</b>
10.1 Прогностичні карти особливих явищ на нижніх рівнях.....	154
10.2 Прогностичні карти особливих явищ на верхніх рівнях.....	159
10.3 Розвиток розрахункової схеми прогнозу турбулентності в ясному небі.....	165
<b>11 Окремі питання авіаційної кліматології.....</b>	<b>176</b>
11.1 Умови польотів на великих висотах.....	177
11.2 Вертикальний розподіл температури повітря до висоти 30 км та сезонні особливості циркуляції в стратосфері.....	179
11.3 Особливості вертикального розподілу вітру в стратосфері.....	183
11.4 Вплив атмосферного озону і космічної радіації на польоти повітряних суден.....	184
<b>12 Вплив гідрометеорологічних умов.....</b>	<b>191</b>
12.1 Врахування кліматичних даних при дослідженні, будівництві та обладнанні аеродромів.....	191
12.2 Авіаційно-кліматичні описи та їх використання для метеорологічного забезпечення авіації.....	192
<b>Післямова.....</b>	<b>195</b>
<b>Скорочення.....</b>	<b>197</b>
<b>Література.....</b>	<b>198</b>
<b>Предметний покажчик.....</b>	<b>200</b>

## ПЕРЕДМОВА

Авіаційна метеорологія є однією із пріоритетних областей прикладної метеорології. 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, яке відповідає міжнародним стандартам, необхідно не лише проводити науково-прикладні дослідження з авіаційної кліматології, постійно удосконалювати діючі методи авіаційного прогнозу, розробляти нові методи у відповідності зі зростаючою технічною оснащеністю оперативних підрозділів і зміною вимог до прогностичної продукції, але і готувати висококваліфікованих спеціалістів-метеорологів.

Конспект лекцій з дисципліни „Авіаційна метеорологія та кліматологія”, що пропонується, написаний у відповідності з затвердженою програмою дисципліни (2005 р.). „Авіаційна метеорологія та кліматологія” належить до циклу професійно-орієнтованих дисциплін підготовки студентів з напрямку „Гідрометеорологія” за спеціальністю 8.070601 - „Метеорологія”.

Метою дисципліни „Авіаційна метеорологія та кліматологія” є підготовка фахівців, які володіють глибокими теоретичними знаннями та практичними навиками, необхідними для якісного метеорологічного забезпечення польотів на сучасному рівні та для роботи в науково-дослідних підрозділах.

Вивчення дисципліни базується на знаннях студентів, які отримані внаслідок опитування курсів фізики атмосфери, синоптичної метеорології, радіофізичних методів зондування атмосфери, вступу до авіаційної метеорології, кліматології, короткострокових прогнозів погоди.

Основна задача дисципліни – вивчення питань впливу метеорологічних умов на діяльність авіації та авіаційно-кліматичних особливостей аеродромів і повітряних трас, знайомство з теоретичними та методичними основами метеорологічного забезпечення польотів.

При підготовці конспекту лекцій з курсу „Авіаційна метеорологія та кліматологія” 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, які використовують методи динамічної та синоптичної метеорології, відповідає світовим досягненням або випереджає їх. Стримуючим

фактором застосування сучасних методологій є недостатність інформаційної бази. Значення цього фактору з часом буде зростати.

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

Розділ 1 конспекту виконаний Івус Г.П. сумісно з к.геогр.н. Семергей-Чумаченко А.Б. та ас. Агайар Е.В.; розділ 3 - Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б.; розділ 10 – Івус Г.П., д.ф.-м.н. Шакина Н.П., доц. Хоменко Г.В.; розділ 11.1 – Семергей-Чумаченко А.Б.; розділ 12 - Семергей-Чумаченко А.Б., ас. Гурська Л.М.

Комп'ютерну верстку виконано ас. Гурською Л.М. та к.геогр.н., ас. Семергей-Чумаченко А.Б.

Цей конспект лекцій корисний всім: від студента і спеціаліста в області метеорології до пілота, робітника служби управління повітряним рухом і керівника авіапідприємства, а також може бути використаний для проведення занять зі слухачами факультету підвищення кваліфікації.

## ВСТУП

Авіаційна метеорологія – спеціальна прикладна галузь метеорології, яка вивчає вплив метеорологічних умов на авіаційну техніку і діяльність авіації, а також яка розробляє теоретичні та методичні основи метеорологічного забезпечення польотів.

Першочергова задача авіаційної метеорології – це забезпечення безпеки польотів.

Друга задача – забезпечення регулярності польотів.

Третя задача – забезпечення економічності повітряних перевезень.

У розвитку авіаційної метеорології умовно можна виділити чотири етапи.

Перший етап (1921...1940 рр.) характеризується створенням спеціальної авіаційної метеорологічної служби, в тому числі спеціальної мережі метеорологічних станцій, які забезпечують тільки авіацію.

Другий етап (1940...1960 рр.) розвитку авіаційної метеорології характеризується значним поширенням і застосуванням для забезпечення авіації карт баричної топографії, проведенням повітряної розвідки для оцінки погодних умов, створенням спеціальних прогностичних центрів, а також впровадженням системи прямих авіаційних зв'язків (СПАС), яка в значній мірі прискорила збір і поширення авіаційної метеорологічної інформації.

Третій етап (1960...1995 рр.) характерний використанням для метеорологічного забезпечення авіації інформації, отриманої зі штучних супутників Землі, спеціальних метеорологічних радіолокаційних станцій (МРЛ), створенням нових автоматичних і записуючих приладів для проведення метеорологічних спостережень на аеродромі та поступовим впровадженням ЕОМ в практику метеорологічного забезпечення авіації.

Четвертий етап розвитку авіаційної метеорології розпочався з середини дев'яностих років минулого століття широким впровадженням обчислювальної техніки у всі сфери метеорологічного забезпечення авіації.

Основними складовими метеорологічного забезпечення цивільної авіації є:

- забезпечення кліматичною інформацією для конструювання і вдосконалення авіаційної техніки, оцінки та вибору районів будівництва аеропортів і злітно-посадкових смуг на аеродромах;
- забезпечення оперативною метеорологічною інформацією та прогностичними даними про метеорологічні умови польотів.

Труднощі при метеорологічному забезпеченні польотів можна згрупувати наступним чином:

1. Відставання метеорологічної служби від запитів практики.
2. Прогностична та інформаційна робота на АМСГ.



### 3. Економічні взаємовідносини з авіапідприємством.

В області авіаційної метеорології давно здійснюється міжнародне співробітництво під егідою двох міжнародних організацій – Всесвітньої метеорологічної організації (ВМО) і Міжнародної організації цивільної авіації (МОЦА) або International Civil Aviation Organization (ICAO). МОЦА головним чином розробляє вимоги до метеорологічного забезпечення, які формуються на основі запитів цивільної авіації, а ВМО визначає науково обґрунтовані можливості виконання цих вимог і відповідні рекомендації.

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 і 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.

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 та 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.

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

# 1 ВПЛИВ ФІЗИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАНУ АТМОСФЕРИ НА ПОЛІТ ЛІТАКА

## 1.1 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 гелікоптерів, а саме:

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

Всі параметри атмосфери значно змінюються в просторі і за часом. Дійсно, при проведенні спостережень на земному шарі зафіксована температура повітря біля поверхні землі і 50 °С тепла, і 85 °С морозу, а атмосферний тиск змінюється від 890 до 1080 гПа.

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, які прийняті у всьому світі.

До 1964 р. вертикальний розподіл фізичних характеристик повітря в СА надавався до висоти 30 км. У 1964 р. вступила в дію 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 повітря;
- тиск повітря;
- 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.

У нашій країні в теперішній час діє СА-81, яка відповідає міжнародній СА. Дані СА є осередненими величинами багаторічних спостережень, які характерні для літнього періоду та широти приблизно 45°. 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 біля поверхні землі  $T_0 = 15 \text{ }^\circ\text{C}$  або 288,15 К;
- атмосферний тиск  $p_0 = 760 \text{ мм рт.ст.}$  або 1013,25 гПа;
- густина повітря біля землі  $\rho_0 = 1,2255 \text{ кг}\cdot\text{м}^{-3}$ ;
- відносна молекулярна вага повітря (молярна вага) 28,96  $\text{кг}\cdot\text{кмоль}^{-1}$ ;
- прискорення вільного падіння  $g_0 = 9,80665 \text{ м}\cdot\text{с}^{-2}$ ;
- відносна вологість повітря на всіх висотах 0 %;
- вітер відсутній (штиль).
- швидкість звуку ( $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ )  $a = 20,05\sqrt{T}$ , де  $T$  – температура повітря (К). Швидкість звуку біля поверхні землі  $a = 340,3 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ ; на висоті 11 км  $a = 295,1 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

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  $^\circ\text{C}/100 \text{ м}$ ; в нижній стратосфері, від 11 до 20 км, температура залишається постійною (-56,5  $^\circ\text{C}$ ), а вище вона зростає і досягає -2,5  $^\circ\text{C}$  на висоті 50 км (рис. 1.1).

В табл. СА-81 для різних висот через 50 м наведено відомості про температуру, тиск, густину, прискорення вільного падіння, швидкість звуку. Крім стандартних значень фізичних характеристик до висоти 50 км, вказані таблиці містять рекомендовані дані для шару 50...80 км і справочні дані для висот 80...120 км. В умовах СА зміна тиску з висотою відбувається:

- до рівня 11 км - за законом політропної атмосфери (температура повітря з висотою убуває згідно лінійного закону  $T = T_0 - \gamma z$ ):

$$\frac{p}{p_0} = \left( \frac{T_0 - \gamma z}{T} \right)^{\frac{g}{R\gamma}}, \quad (1.1)$$

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

$$p = p_0 e^{\frac{-gz}{RT}}, \quad (1.2)$$

де  $T$  і  $p$  – температура та тиск повітря на висоті  $z$ ;  $\gamma$  - вертикальний градієнт температури;  $R$  - газова стала ( $R = 287,052 \text{ Дж}\cdot\text{кг}^{-1}\text{К}^{-1}$ ).

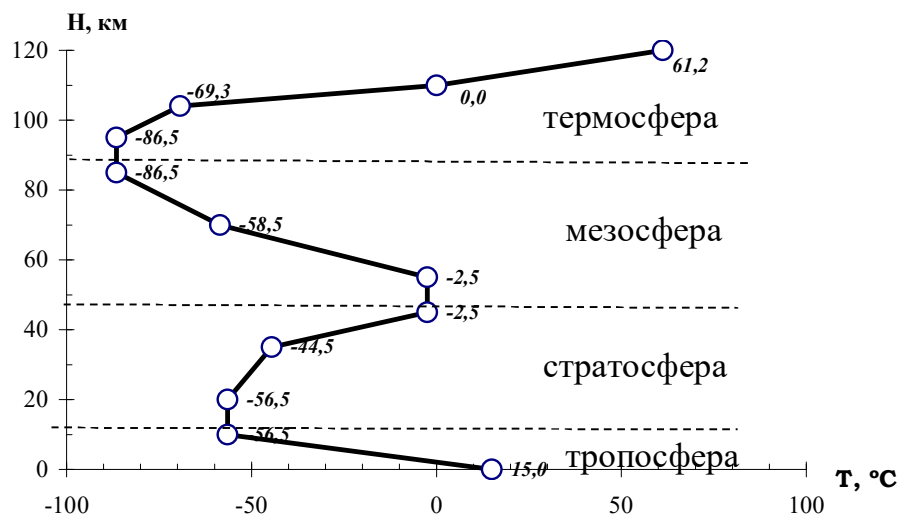


Рис. 1.1 - Вертикальний розподіл температури повітря з висотою в умовах стандартної атмосфери СА-81.

Використовуючи параметри СА можна успішно вирішувати конкретні питання, пов'язані з оцінкою і порівнянням результатів різної техніки, особливо авіаційної.

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 повітря біля поверхні землі та на висотах в тропічних, помірних та арктичних широтах.

Так як фізичні характеристики реальної атмосфери досить часто відрізняються від стандартних значень, на практиці доводиться переходити

від атмосферних умов, які фактично спостерігаються, до стандартних і, навпаки, від стандартних значень до фактичних, коли необхідно враховувати відхилення фактичних умов від стандартних для отримання реальних значень характеристик і параметрів, які нас цікавлять.

Пояснимо на прикладах.

*Приклад 1.* Два літаки виконали польоти на максимальну висоту у різні дні. Один літак досяг висоти 18400 м, інший – 17200 м. Який літак має більш високу стелю польоту? Щоб відповісти на це запитання, необхідно привести результати польотів до одних і тих же умов, тобто перейти від реальної атмосфери до СА.

*Приклад 2.* Розрахункова максимальна швидкість літака  $2500 \text{ км} \cdot \text{год}^{-1}$ . Яку максимальну швидкість може розвинути цей літак в різні дні (сезони)? Для відповіді на поставлене запитання необхідно перейти від умов СА, які використовуються при проектуванні літака, до реальних.

Задачі першого типу називаються приведенням результатів льотних випробувань літаків до стандартних умов.

Задачі другого типу пов'язані з урахуванням впливу метеорологічних величин на політ літака і на показання деяких аеронавігаційних приладів (барометричного висотоміра, показчика повітряної швидкості тощо) з метою отримання істинних значень параметрів атмосфери. Такі задачі доводиться вирішувати щоденно при виконанні польотів та можливих аеронавігаційних розрахунках.

Якби реальні атмосферні умови збігалися зі стандартними, то стандартні висоти (ті висоти, на яких атмосферні умови 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  $p$ ,  $T$  і  $\rho$ , відрізняються від стандартних.

В практичній роботі часто доводиться приводити висоту до стандартної, попередньо визначивши за фактичними значеннями тиску та температури повітря на певному рівні фактичну густину атмосфери.

#### *Контрольні запитання*

1. Чому дорівнює температура повітря біля поверхні землі в СА?
2. Як зміниться температура повітря з висотою в СА?
3. Яка температура повітря в СА повинна бути на висоті 10 000 м?
4. Чому дорівнює атмосферний тиск біля землі в СА?
5. Чому дорівнює вологість повітря на висоті 3 км в СА?
6. Чому дорівнює швидкість вітру в СА на висоті 11 км?
7. Визначте температуру повітря в нижній стратосфері в СА?

## 1.2 Причини виникнення підйимальної сили

*Аеродинаміка* - це наука про закони руху повітря (газів) і про механізм взаємодії між повітряними потоками та тілами, які в ньому знаходяться.

*Під потоком* мається на увазі маса повітря, що рухається відносно будь-якого тіла. В аеродинаміці часто використовують принцип обертання руху, тобто припускається, що потік повітря обтікає нерухомий літак зі швидкістю, яка дорівнює швидкості польоту, але направлена в протилежну сторону.

*Основні рівняння руху повітря:*

*Рівняння стану повітря:*  $pv = RT$ , де  $v$  – об'єм.

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

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

Усталений потік – це такий потік, в кожній точці якого параметри газу не змінюються на протязі часу.

Величина  $\rho V$  - *питома витрата повітря*, яка дорівнює вазі повітря, що проходить за 1 с крізь 1 м<sup>2</sup>.

*Рівняння енергії* (закон Бернуллі) у загальному вигляді:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = const, \quad (1.3)$$

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 сума статичного та динамічного тиску є величиною постійною.

З урахуванням нестисливості повітря рівняння Бернуллі має вигляд:

$$\frac{V^2}{2} + \frac{\chi}{\chi - 1} \frac{p}{\rho} = const, \quad (1.4)$$

де  $\chi = \frac{c_p}{c_v}$  - адіабатичний показник, який дорівнює відношенню питомої 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 точку профілю крила. *Кут атаки*  $\alpha$  - це кут між хордою крила та напрямом швидкості усталеного потоку (рис. 1.2).

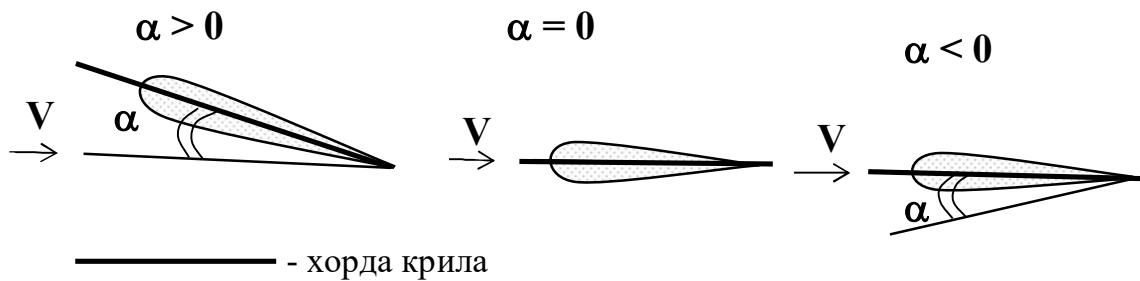


Рис. 1.2 - Кут атаки крила.

Для польоту літака необхідна підймальна сила, яка утворюється крилом. Розглянемо обтікання симетричного профілю крила повітряним потоком при різних кутах атаки (рис. 1.3).

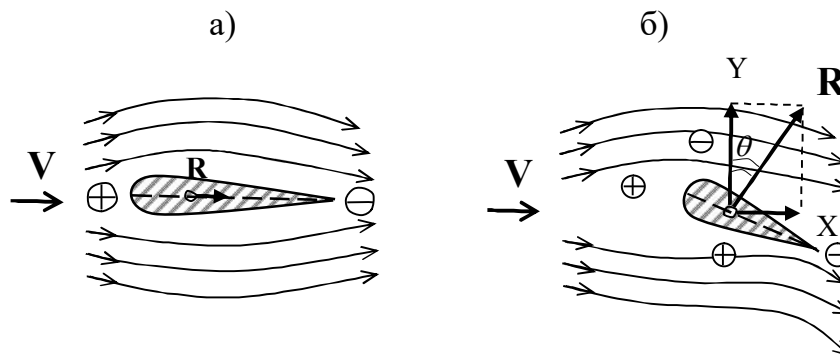


Рис. 1.3 - Аеродинамічні сили при симетричному (а) та несиметричному (б) обтіканні крила повітряним потоком.

При куті атаки  $\alpha = 0$  відбувається симетричне обтікання профілю, тобто струмені повітря вигинаються однаково під та над крилом (рис. 1.3а). Це означає, що зайвий тиск на поверхні крила дорівнює зайвому тиску під крилом  $p_{\text{зайв.в}} = p_{\text{зайв.н}}$ . Біля лобової частини крила тиск збільшиться за рахунок зменшення швидкості потоку, поза крилом виникає розрядження. Внаслідок різниці тиску та тертя повітря виникає аеродинамічна сила  $R$ , яка спрямована вздовж потоку. При цьому підймальна сила не виникає, і літак з симетричним профілем крила при  $\alpha = 0$  не полетить.

При несиметричному обтіканні (рис. 1.3 б) того ж крила ( $\alpha > 0$ ) переріз струменів зверху менший ніж знизу. Це призводить до того, що на верхній та нижній поверхнях крила буде різний зайвий тиск, причому  $p_{\text{зайв.н}} > p_{\text{зайв.в}}$ . Внаслідок створеної різниці ( $p_{\text{зайв.н}} - p_{\text{зайв.в}}$ ) 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:

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

*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  $\operatorname{tg}\theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{Y/X} = \frac{1}{K}$ .

Аеродинамічні сили та коефіцієнти для крила та літака в цілому залежать від  $\alpha$  і наведені на рис. 1.4. Кут атаки, при якому  $c_Y = c_{Y_{\max}}$ , зветься *критичним кутом*  $\alpha_{\text{кр}}$ . Для сучасних літаків  $\alpha_{\text{кр}} \approx 15 \dots 20^\circ$ ,  $c_{Y_{\max}} = 0,8 \dots 1,2$ . Зменшення коефіцієнта підіймальної сили при  $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$  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  $\alpha$  нульовій підіймальної сили.

Графічна залежність  $c_X$  і  $c_Y$  від  $\alpha$  часто використовується на практиці, вона одержала назву - *поляри крила* (рис. 1.5). 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  $\alpha_{X_{\min}} = 0 \dots 1^\circ$ .

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



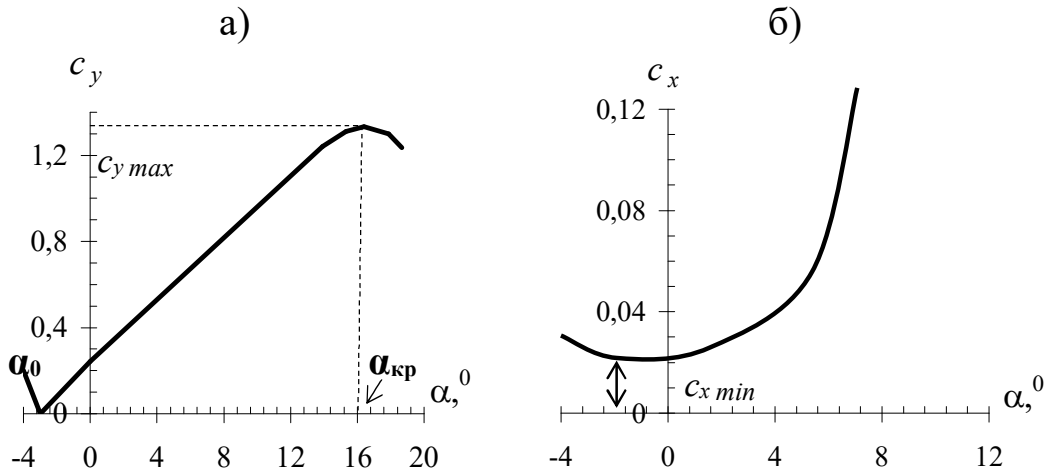


Рис. 1.4 - Залежність коефіцієнтів  $c_x$  (а) та  $c_y$  (б) від кута атаки крила  $\alpha$ .

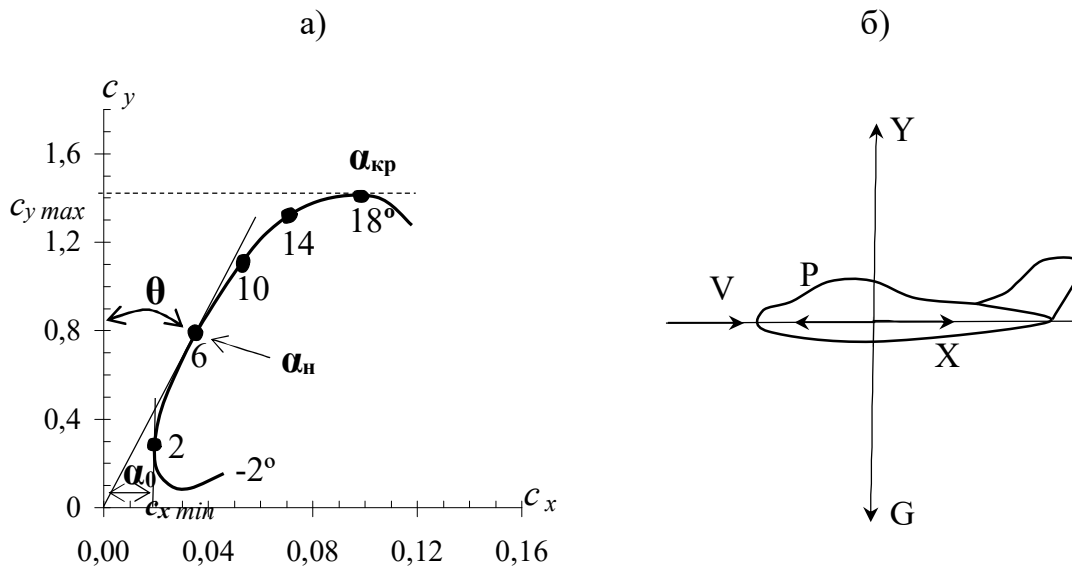


Рис. 1.5 - Поляра крила (а) та сили, які діють на літак у горизонтальному польоті (б).

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

#### Контрольні запитання

1. Що вивчає аеродинаміка?
2. Що зветься усталеним потоком?
3. Проаналізуйте закон Бернуллі.

4. Зобразіть та поясніть аеродинамічні сили при симетричному і несиметричному обтіканні крила повітряним потоком.
5. Що таке аеродинамічна досконалість крила?
6. Для чого застосовується поляра крила?

### 1.3 Вплив температури повітря та атмосферного тиску на політ і роботу силових установок

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

$$\begin{aligned}
 \text{- лобовий опір (X)} \quad X &= c_x S_k \frac{\rho V^2}{2}, \\
 \text{- підймальна сила (Y)} \quad Y &= c_y S_k \frac{\rho V^2}{2}, \\
 \text{- бокова сила (Z)} \quad Z &= c_z S_k \frac{\rho V^2}{2},
 \end{aligned} \tag{1.5}$$

де  $c_x$ ,  $c_y$ ,  $c_z$  – коефіцієнти лобової, підймальної та бокової сил;  $S_k$  – площа крила;  $V$  – швидкість літака;  $\rho$  – густина повітря.

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  $G$  (рис. 1.5 б). У випадку усталеного руху літака ( $VV, dd = const$ ) всі сили знаходяться в рівновазі, тобто рівнодіюча зовнішніх сил, які діють на літак, повинна дорівнювати нулю. Відмітимо, що  $Y = G$  – умова прямолінійного руху повітряного судна;

$X = P$  – умова постійних швидкостей.

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

$$V_{\text{ГП}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S_k \rho}}, \tag{1.6}$$

де  $c_y$  – коефіцієнт підймальної сили,  $S_k$  – площа крила,  $\rho$  – густина повітря.

Швидкість літака, знайдена за формулою (1.6), називають потрібною швидкістю горизонтального польоту. З виразу (1.6) видно, що  $V_{ГП}$  залежить від кута атаки  $\alpha$  (через  $c_y$ ), 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  $V_{ГП}$ . При польотах на критичних кутах атаки  $c_y = c_{y\ max}$ , а  $V_{ГП}$  досягає мінімального значення:

$$(V_{\min})_{теор} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\max} S_k \rho}}, \quad (1.7)$$

де  $(V_{\min})_{теор}$  - мінімальна теоретична швидкість польоту.

Практично, політ на  $\alpha_{кр}$  не виконується, тому що можливий зрив повітряного потоку при обтіканні літака, і, як наслідок, звалювання літака на крило або на ніс. З метою забезпечення безпеки польоти відбуваються на кутах атаки не більших припустимого ( $c_{y\ доп}$ ), при якому  $c_{y\ доп} \leq c_{y\ max}$ . Для сучасних літаків  $c_{y\ доп} = (0,80...0,85) c_{y\ max}$ . Швидкість польоту при  $c_y = c_{y\ доп}$  називається *мінімально допустимою* і дорівнює:

$$V_{\min\ доп} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y\ доп} S_k \rho}}.$$

З формули (1.6) видно, що потрібна повітряна швидкість горизонтального польоту за інших однакових умов збільшується з висотою із-за зменшення густини повітря. Розрахунки показують, що в СА, наприклад на висоті 9 км потрібна швидкість горизонтального польоту на 62% більше потрібної швидкості на рівні моря, а на висоті 20 км перевищує її більше ніж у три рази.

Якщо записати співвідношення, аналогічне (1.6) для потрібної швидкості  $V_0$  біля поверхні землі (над рівнем моря) в умовах СА, і поділити співвідношення (1.6) на нове, то отримаємо залежність, яка характеризує вплив  $\rho$  на потрібну повітряну швидкість.

$$V = V_0 \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = \frac{V_0}{\Delta}, \quad (1.8)$$

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

В залежності від метеорологічних умов указані величини відчувають значні варіації. Швидкість польоту на постійній висоті змінюється від

розподілу температури та тиску повітря на рівні польоту. Якщо практично в польоті за барометричним висотоміром утримується постійна висота, тобто літак переміщується по ізобаричній поверхні (тиск не змінюється), тоді швидкість польоту залежить тільки від розподілу температури.

Скористаємось рівнянням стану  $p = \rho RT$  і наведену раніше формулу (1.6) перепишемо у вигляді:

$$V_{\text{гп}} = \sqrt{\frac{2GRT}{c_y S_k \rho}}. \quad (1.9)$$

Як випливає з формули (1.9), будь-яке підвищення температури повітря призводить до збільшення потрібної повітряної швидкості горизонтального руху.

Просторова та часова мінливість температури повітря дуже велика. Так, навіть над одним пунктом міждобова 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 (1.9), при польоті на постійній висоті за барометричним висотоміром під впливом мінливості температури повітря швидкість горизонтального польоту для літаків типу ТУ-154, АН-140 та інших в окремих випадках може змінюватися на 40...50 км·год<sup>-1</sup> і більше. Надзвукові літаки 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 ніж 100 км·год<sup>-1</sup>.

Продовжимо аналіз руху літака по прямолінійній горизонтальній траєкторії, тобто всі сили, які діють на літак, зрівноважені.

Розглянемо рівняння  $X = P$ . Тяга, яка необхідна щоб зрівноважити лобовий опір літака на певній висоті, зветься *потрібною 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 повітря.

З'ясуємо фактори, від яких залежить потрібна тяга горизонтального польоту. Кожному  $\alpha$  відповідає значення  $K$ . Максимальна якість буде спостерігатися при польоті на  $\alpha_{\text{найв}}$  (рис. 1.5а), а потрібна тяга тут буде мінімальна. При збільшенні або зменшенні  $\alpha$  при порівнянні з  $\alpha_{\text{найв}}$  потрібна тяга горизонтального польоту буде зростати. Залежність потрібної тяги горизонтального польоту від кута атаки одержала назву кривої Жуковського (рис. 1.6).

Розглянемо залежність  $V_{\text{ГП}}$  і тяги  $P_{\text{ГП}}$  від висоти польоту при постійній вазі літака  $G$  та куті атаки  $\alpha$ . Припустимо, що один і той же літак виконує політ на двох висотах  $h_1$  і  $h_2$ , причому  $h_2 > h_1$ , отже  $\rho_2 < \rho_1$ .

Тоді для висоти  $h_1$  можна записати:

$$V_{\text{ГП1}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S_k \rho_1}}, \quad P_{\text{ГП1}} = \frac{G}{K},$$

а для висоти  $h_2$ :

$$V_{\text{ГП2}} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S_k \rho_2}}, \quad P_{\text{ГП2}} = \frac{G}{K}.$$

Аналіз цих виразів дозволяє стверджувати, що

$$V_{\text{ГП2}} = V_{\text{ГП1}} \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2}}, \quad P_{\text{ГП1}} = P_{\text{ГП2}}.$$

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

Крім поняття потрібної тяги в аеродинаміці існує располагаемая тяга двигуна при певній швидкості польоту -  $P_p$ . Зміна  $P_p$  і  $P_{\text{ГП}}$  залежить від швидкості польоту (рис. 1.6).

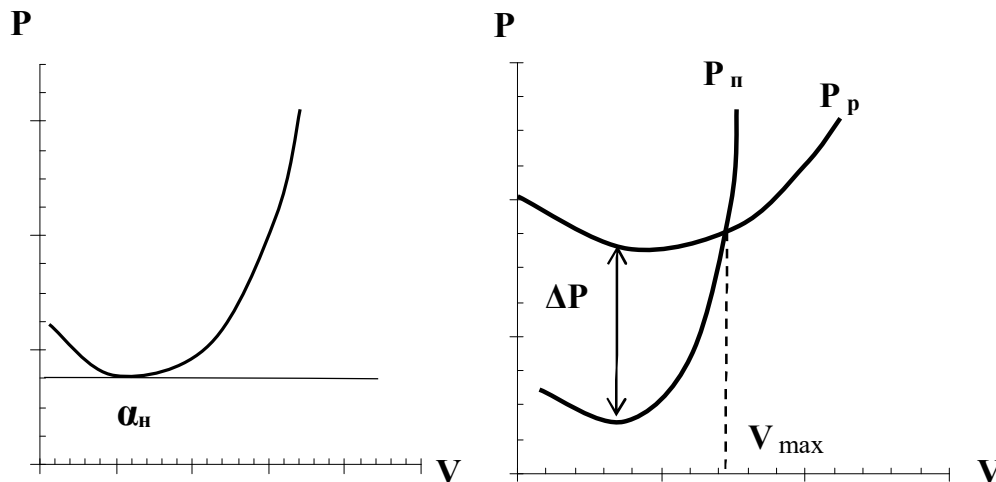


Рис. 1.6 - Криві Жуковського

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

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

За принципом утворення тяги авіаційні двигуни діляться на гвинтові (які утворюють тягу обертанням гвинта), реактивні (тяга виникає внаслідок витікання 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 витоку 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 гелікоптерах. ТГД знайшли своє застосування на літаках зі швидкістю 500...800 км·год<sup>-1</sup> ( $M = 0,5...0,8$ ) і на гелікоптерах. Турбореактивні двигуни (ТРД) використовуються як на дозвукових, так і надзвукових літаках, гелікоптерах. ТРД мають малу питому масу, яка практично залишається постійною як на злітному, так і у крейсерському режимах польоту. Це робить ТРД найбільш вигідними при великих швидкостях польоту.

#### *Контрольні запитання*

1. Як отримати формулу для розрахунку  $V_{\text{гп}}$  ?
2. Від чого залежить  $(V_{\text{min}})_{\text{теор}}$  ?
3. Як залежить  $V_{\text{гп}}$  від температури і густини повітря?
4. Що називається потрібною тягою горизонтального польоту ( $P_{\text{гп}}$ ) і від чого вона залежить?
5. Що зветься розполагаємою тягою ( $P_p$ ) і від чого вона залежить?

#### **1.4 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 -  $P_p$  (располагаемая сила тяги).

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 компресора, який розташований між дифузором і камерами згорання, для більш рівного використання теплової енергії.

Проходячи через камеру згорання, в яку впорскується рідке паливо, повітря гріється, що призводить до його розширення 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:

$$P_p dt = d(mV), \quad (1.10)$$

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

Якщо покласти  $dt = 1\text{с}$ , 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 (1.10) після диференціювання та заміни диференціалу кінцевими різницями, одержимо:

$$P_p = (m_b + m_n)(C - V) + m_n C. \quad (1.11)$$

Формула (1.11) 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 (1.11) у першому наближенні можна знехтувати та розрахувати силу тяги  $P_p$  за формулою:

$$P_p = m_b(C - V). \quad (1.12)$$

Якщо записати вирази (1.11) та (1.12) для ваги, то необхідно додатки поділити на  $g$ .

З формули (1.12) 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  $5^\circ\text{C}$ , повинна бути вказана на АКП та врахована при виконанні і плануванні польотів.

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

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

де  $(P_p)_z$  - сила тяги на висоті польоту  $z$ ;  $(P_p)_0$  - сила тяги 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 ступеня, який залежить від характеристик двигуна (компресора),  $m = 1 \dots 2$ .

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 викликана падінням тиску, і отже, повільно зменшується сила тяги.

В ізотермічних і, особливо, в інверсійних шарах, густина повітря з висотою зменшується швидше, що призводить до більш інтенсивного зменшення сили тяги з висотою. З цієї причини при наборі висоти з перетином 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 перетині атмосферних фронтів та фронтальних зон. Значна зміна сили тяги може бути обумовлена мінливістю температури, особливо її сезонними коливаннями.

*Вплив вологості повітря* на тягу двигуна 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 спекотний 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: максимальну швидкість



польоту, витрату пального та стелю літака.

*Вплив температури та густини повітря на швидкість польоту.*

Сила тяги  $P_p$  розвивається двигуном при польоті з максимально можливою силою тяги на певній висоті. На інших режимах горизонтального польоту (при меншій кількості обертів двигуна) використовується тільки її частина - 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. 1.7).

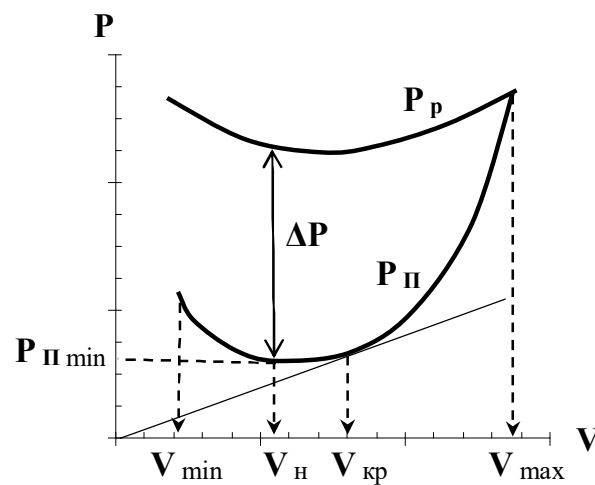


Рис. 1.7 - Метод Жуковського для визначення швидкості усталеного горизонтального руху літака з ТРД.

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  $V_{min \text{ доп}} = \sqrt{\frac{2G}{c_{y \text{ доп}} S_k \rho}}$  (в режимі  $P_n$ ), залежить від відношення  $G/S$

(питоме навантаження на крило) та з висотою збільшується за рахунок падіння  $\rho$ .

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

*Найкраща швидкість польоту ( $V_n$ )* - 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 поршневыми та турбогвинтовими двигунами).

*Крейсерська швидкість* ( $V_{кр}$ ) - швидкість польоту, при якій відношення  $P_n/V$  мінімальне. Її можна визначити шляхом проведення дотичної до кривої  $P_n$  з початку координат (рис. 1.7). Для літаків з ТРД вона близька до швидкості, яка забезпечує найменшу кілометрову витрату пального.

*Максимальна швидкість* усталеного горизонтального польоту досягається у режимі  $P_p$ . Тоді на основі співвідношення (1.6) 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, попередньо змінивши в ній  $V$  на  $V_{max}$ , отримаємо:

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2P_p}{c_x S_k \rho}}. \quad (1.13)$$

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:

$$V_{max} = V_{max}^0 \sqrt{\frac{288}{T}}, \quad (1.14)$$

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 °С максимальна швидкість зростає приблизно на 1%.

Якщо в (1.14) під  $T$  розуміти температуру повітря на рівні  $z$  в СА, то з висотою  $V_{max}$  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  $V_{\max}$  з висотою.

### *Контрольні запитання*

1. Що здійснює вплив на  $P_p$ ?
2. Як впливає вологість повітря на тягу двигуна?
3. Який вплив здійснює температура та густина повітря на швидкість польоту?
4. Охарактеризуйте швидкості польоту за допомогою кривих Жуковського.
5. Як залежить  $V_{\max}$  від температури повітря?

## **1.5 Вплив фізичних характеристик стану атмосфери на витрату палива, швидкопідйомність та стелю повітряних суден**

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

Ми з'ясували, що за інших рівних умов 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.

$$c_{год} = c_{num}P_n = c_{num}G/K.$$

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:

$$c_{zod} = (c_{zod})_{CA} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}} \quad \text{або} \quad c_{zod} = (c_{zod})_{CA} \frac{p}{p_{CA}} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}}. \quad (1.15)$$

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

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

$$L = L_{наб} + L_\Gamma + L_{зн},$$

де  $L_{наб}$  і  $L_{зн}$  – 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,  $L_{наб}$  і  $L_{зн}$ , а також витрати палива на набір висоти та зниження літака.

Кілометрова витрата палива при горизонтальному польоті пов'язана з  $c_{zod}$ :  $c_k / V = c_{sum} P_n / V$ . Звідси випливає, що режим  $L_{max}$  польоту відповідає величині  $(P_n / V)_{min}$  для літаків ТРД, тобто  $V_{кр}$  (рис. 1.7).

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  $c_{sum}$ . 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 більше.

Необхідно зазначити, що при вирішенні питання про найкращий 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.

### 1.5.2 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйомність повітряних суден

На практиці під *швидкопідйомністю* 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:

$$V_y = \frac{\Delta P V}{G},$$

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

На швидкопідйомність літака значно впливають зміни температури та тиску повітря, які діють на тягу двигунів.

Для одного і того ж літака з ТРД швидкопідйомність може змінитися приблизно у два 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, потрібний для набору літаком певної висоти польоту.

З графіка (рис. 1.8) 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 швидкопідйомність 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 повітря (відносно до СА). Швидкопідйомність з підвищенням температури повітря зменшується.

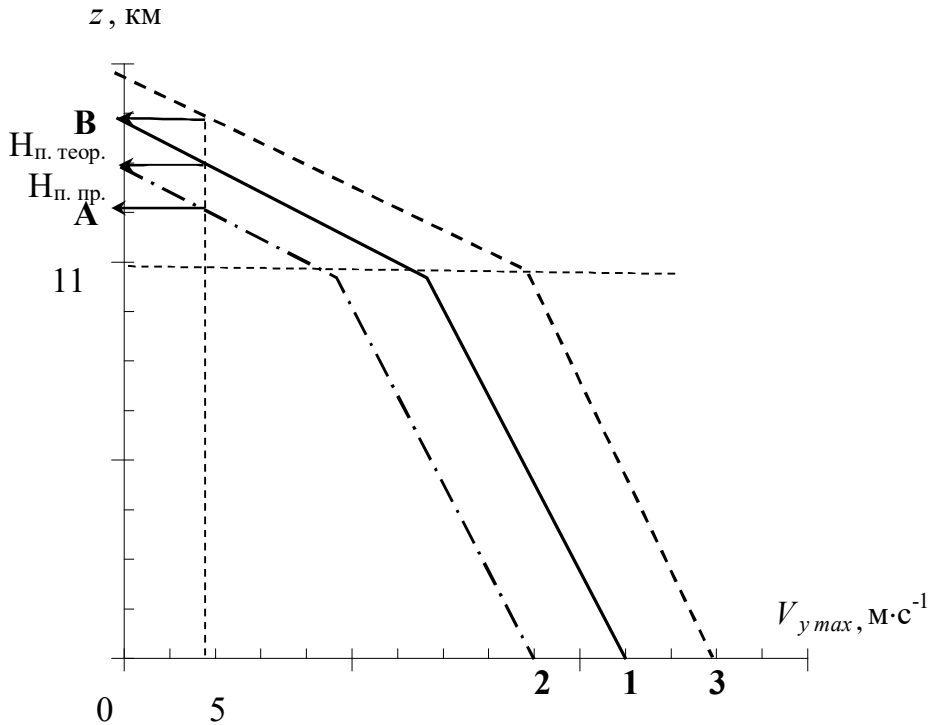


Рис. 1.8 - Зміна  $V_{y max}$  з висотою  $z$  для дозвукового літака з ТРД, якщо кут атаки та кількість обертів двигуна не змінюються:

- 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;

### 1.5.3 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 потрібно було б нескінченно великий час, уведено поняття “*практична стеля*”. За *практичну стелю* умовно приймають висоту, на якій

максимальна вертикальна 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:

$$P_2 = P_1 \frac{p_2}{p_1} \left( \frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{3}{2}} \left( \frac{n_2}{n_1} \right)^3, \quad (1.16)$$

де  $n_1$  і  $n_2$  – число обертів двигуна.

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 співвідношенням:

$$H_n = H_{nct} - K\Delta T, \quad (1.17)$$

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 більше 150 м на  $1 \text{ }^\circ\text{C}$ , відповідно.

Для визначення режиму 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, обледеніння тощо. 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

потоків та хордою крила. При попаданні в зону сильних висхідних рухів або додатних відхилень температури повітря від стандартних значень літак може переходити на закритичні кути атаки та утратити стійкість. Все це зобов'язує дуже уважно аналізувати метеорологічні умови, які можуть призвести до зниження стелі літака та до погіршення його льотних якостей.

### *Контрольні запитання*

1. Як впливає температура і тиск повітря на годинну і кілометрову витрату палива?
2. Що розуміють під швидкопідйомністю повітряного судна?
3. Як впливає температура повітря на  $V_y$ .
4. Що таке «стеля» літака і від чого вона залежить?
5. Як можна визначити зміну висоти стелі літака з урахуванням реальних атмосферних умов?

### **1.6 Вплив температури та тиску повітря на зліт і посадку**

Злітні та посадкові дані літака – довжина розбігу ( $L_{роз}$ ) та швидкість відриву при зльоті (рис.1.9), посадкова швидкість та довжина пробігу ( $L_{пр}$ ) при посадці (рис. 1.10) – 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 встановлена швидкість відриву літака з ТРД на 10...15% більша за мінімальну.

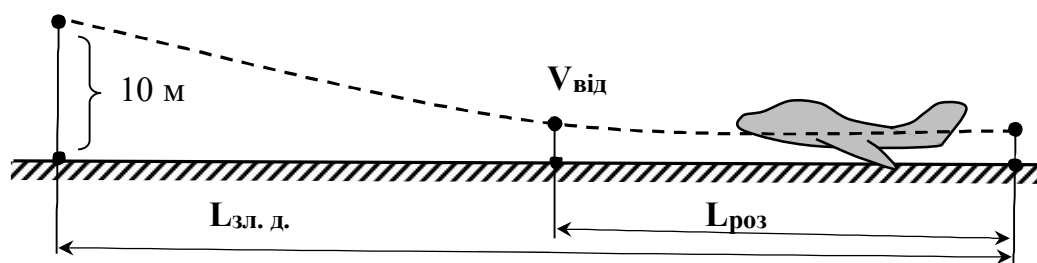


Рис. 1.9 - Етапи зльоту літака.



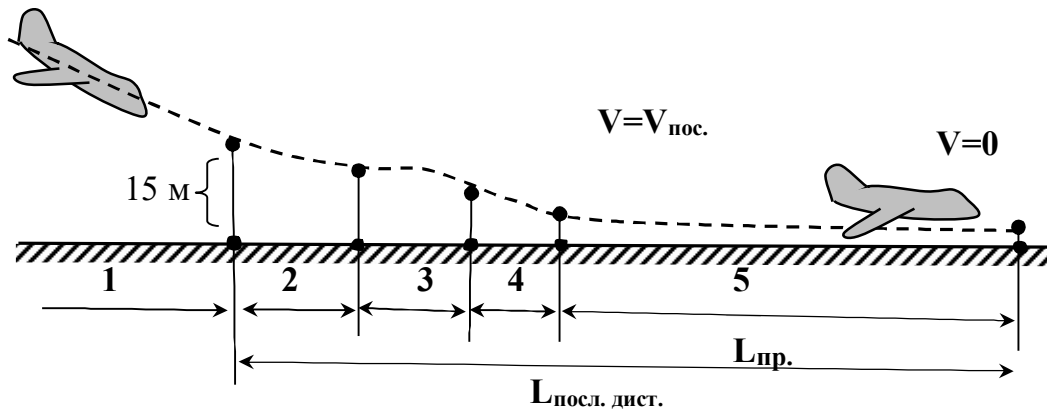


Рис. 1.10 - Етапи посадки літака:

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

Величину коефіцієнта підйомної сили, яка 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 підйомної сили, можна записати:

$$V_{\text{від}} = \sqrt{\frac{2GRT}{c_{y\text{ від}} \rho S_k}} = \sqrt{\frac{2GK_T}{c_{y\text{ від}} S_k \rho}}; \quad (1.18)$$

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

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 підйомної сили літака при злітній конфігурації. Коефіцієнт 0,95 враховує вплив повітряної подушки.

Із формул (1.18) видно, що підвищення температури повітря призводить 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  $L_{\text{роз}}$  при зльоті визначається за формулою:

$$L_{роз} = \frac{V_{від}^2}{2 j_{сер}},$$

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 призводить до зменшення сили тяги. Збільшення швидкості відриву та зменшення сили тяги призводить 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 призводить 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:

$$L_{роз} = \frac{L_{розст}}{\Delta^3},$$

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

Звідси видно, що зміна густини повітря на даному аеродромі під час зльоту сильно відображається на довжині розбігу. Цю обставину надзвичайно важливо враховувати при зльоті з гірських аеродромів та 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:

$$L_{роз} = \frac{L_{роз ст}}{\Delta^2}.$$

Довжина пробігу реактивного літака обчислюється:

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

де  $T_0$  – температура повітря на рівні землі.

$$V_{noc} = \sqrt{\frac{2m_{noc}gRT}{c_{y noc}S_k p}}; \quad L_{np} = \frac{L_{np ст}}{\Delta^n},$$

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%.

### *Контрольні запитання*

1. Як впливає підвищення температури повітря та зростання атмосферного тиску на швидкість відриву? Пояснити формулою.
2. Що впливає на довжину розбігу та пробігу літака?
3. На довжину розбігу якого типу літака (реактивного чи поршньового) густина повітря впливає сильніше. Пояснити формулою.

## **1.7 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів**

### **1.7.1 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 (барометричних висотомірів) і виражається у лінійних метрах.

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

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

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

Радіовисотоміром вимірюють дійсну висоту польоту ( $h_i$ ). Це впливає з принципу роботи приладу. Висота знаходиться по часу ( $t$ ) проходження радіохвилею відстані, яка дорівнює подвоєній дійсній висоті польоту:

$$h_i = \frac{Ct}{2}, \text{ де } C - \text{ швидкість розповсюдження радіохвилі. Радіовисотоміри}$$

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.

Якщо б 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 чутливий 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.

### 1.7.2 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 проградуєвана 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 встановлений 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 та установлює на висотомірі тиск на рівнях ЗПС аеродрому посадки.

У зведенні погоди, яке складене на АМСЦ та передається по радіо на борт літака, обов'язково містяться дані про атмосферний тиск в мм рт.ст. 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  $h_i$  над ізобаричною поверхнею  $p_0$  визначається виразом:

$$h_i = 18400 \frac{T_m}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p} = h_p \frac{T_m}{T_{m\text{ст}}},$$

де  $h_p = 18400 \frac{T_{m\text{ст}}}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p}$  - 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 температура в шарі від нульового рівня до висоти польоту, відповідно. Звичайно в практичних розрахунках замінюють  $T_m$  на середню арифметичну температуру шару, тобто  $T_{cp} = (T_0 + T_z)/2$ . 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  $T_m < T_{m\text{ст}}$  - підвищені. Так, влітку в Арктиці температура повітря часто перевищує  $-40...-45$  °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...13%).

### 1.7.3 Вплив густини та температури повітря на показання показчика 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  $p_{стат}$  (у 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...15%.

Залежність швидкості польоту від температури повітря визначається відношенням:

$$V = V_{i \text{ ст}} \sqrt{\frac{T}{T_{\text{ст}}}},$$

де  $V_{i \text{ ст}}$  – дійсна швидкість в польоті.

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

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

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}},$$

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

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

#### *Контрольні запитання*

1. Як в польоті визначається геометрична висота?
2. Перелічити види геометричних висот.
3. Що і як враховує методична похибка, яка вводиться до показань барометричного висотоміру?
4. Як впливає зміна температури повітря (відносно стандартних значень) на показання барометричного висотоміру?
5. Яким приладом вимірюється швидкість літака?
6. Як впливає густина і температура повітря на показання покажчика повітряної швидкості літака?

## 2 ВПЛИВ ВІТРУ НА ПОЛІТ ЛІТАКІВ

### 2.1 Вплив вітру на зліт, посадку та 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 напрямок вітру.

Зліт та посадку літаків прагнуть здійснювати 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:

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

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

Зустрічний вітер при зльоті створює додатковий обдув літака, збільшує п'ятьову стійкість та полегшує керівництво літаком на початку руху. При попутному вітрі, навпаки, збільшується довжина розбігу, 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 літак.

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 центр ваги 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 врахування вітру може призвести 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. Надзвукові 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.

## 2.2 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 пересікає після відриву від ЗПС при зльоті та на заключній стадії приземлення. Це пов'язано з тим, що в найнижчому 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  $|\Delta U| = |U_e - U_n|$ .

Розрізняють вертикальний зсув вітру - зміну горизонтальної складової вітру на заданій висоті, а також зсув вітру в заданому напрямі в просторі. Великі зсуви вітру здатні впливати на траєкторію та режим літака. При спостереженнях на висотній метеорологічній щоглі в м. Обнінськ зафіксовано зсув вітру в шарі  $8\text{...}25 \text{ м}$ , який дорівнює  $0,45 \text{ с}^{-1}$ . Це означає, що за  $3\text{...}4 \text{ с}$ , які потрібні для перетину літаком певного шару, його повітряна швидкість змінюється приблизно на  $70 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ . Так як пілоту важко зкомпенсувати вплив такого великого зсуву вітру за такий короткий час, при посадці може виникнути небезпечна ситуація.

Критерії інтенсивності зсуву вітру наведені в таблиці.

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

Кількісна характеристика	Вплив на управління ПС	Вертикальний зсув вітру, м·с <sup>-1</sup> на 30 м	Горизонтальний зсув вітру, м·с <sup>-1</sup> на 600 м	Швидкість вертикального потоку, м·с <sup>-1</sup>
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 напрямок 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 призведе до зміни діючих на літак аеродинамічних сил, зокрема підйімальної сили.

Отже, при перетині шарів з великими зсувами вітру повинні спостерігатися значні відхилення літака від глісади зниження, які викликані порушенням рівноваги сил.

За рекомендацією ІСАО напрям зсуву вітру визначається відносно напрямку руху літака (осі ЗПС). Наприклад, в найнижчому 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 призведе до його «провалювання» та до недольоту відносно ЗПС (рис. 2.1).

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

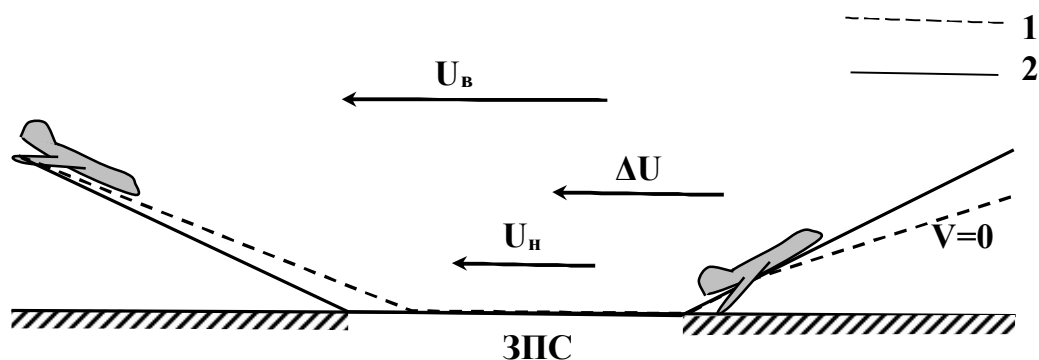


Рис. 2.1 Вплив вертикального зсуву вітру на зліт та посадку:  
1 - припускна, 2 - дійсна траєкторія руху ПС.

При додатньому 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.

### 2.3 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. 2.2). Елементи навігаційного трикутника є змінними величинами:  $\gamma$  - магнітний курс (курс польоту);  $\varphi$  - кут зносу;  $\alpha$  - *путьовий* кут;  $\varepsilon$  - кут вітру;  $\delta$  - кут напрямку вітру. Магнітний курс ( $\gamma$ ) - це кут між північним напрямом географічного або магнітного меридіану N-S та напрямом поздовжньої вісі літака.

Всі ці величини під час польоту зазнають великих змін по причині просторової і часової мінливості вектору швидкості вітру та інших метеорологічних 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 синусу кута вітру ( $\varepsilon$ ). Якщо кут вітру складає  $0$  або  $180^\circ$ , що відповідає попутному або зустрічному вітру, 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.

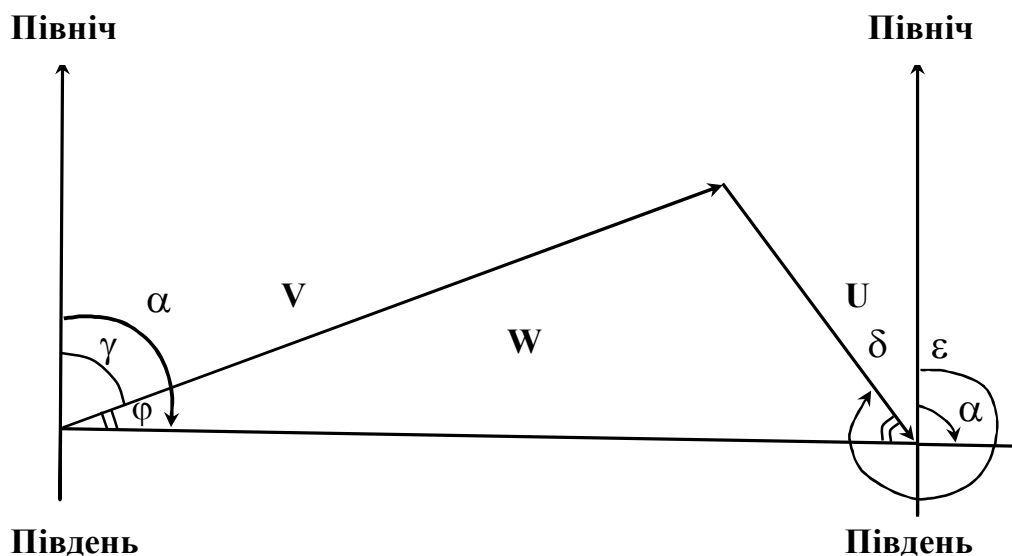


Рис. 2.2 - Навігаційний трикутник швидкостей.

Відношення швидкості вітру до повітряної швидкості літака в окремих випадках може досягати 0,2...0,3 та більше, що свідчить про можливість значної зміни польотної швидкості та великого зносу літака. Так, наприклад, максимальні кути зносу для дозвукових літаків типу ІЛ-62 при польоті в зонах СТ (струминної течії) можуть перевищувати 10...15 °.

Польотна швидкість літака значно залежить від напрямку та швидкості вітру. Найбільший вплив на її величину має попутний ( $\epsilon = 0^\circ$ ) та зустрічний ( $\epsilon = 180^\circ$ ) вітер. При попутному вітрі польотна швидкість підвищується на величину швидкості вітру, при зустрічному, навпаки, зменшується на цю ж величину. При попутному або зустрічному вітрі величина зміни польотної швидкості не залежить від повітряної швидкості літака, а при боковому вітрі - залежить. В усіх випадках, коли на висоті польоту спостерігається боковий вітер, наприклад, швидкістю 150 км·год<sup>-1</sup>, незалежно від повітряної 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.

Нагадаємо, що з визначення кілометрової витрати палива випливає, що  $c_k = \frac{c_{год}}{W}$ , причому,  $c_{год}$  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 ( $\epsilon = 0^\circ$ ), мінімальна дальність (максимальна кілометрова витрата палива) при зустрічному вітрі ( $\epsilon = 180^\circ$ ), тобто

$$\left(\frac{L}{L_0}\right)_{\max} = 1 + \frac{u}{V}, \quad \left(\frac{L}{L_0}\right)_{\min} = 1 - \frac{u}{V},$$

а при штилі:

$$c_{\kappa 0} = \frac{c_{zod}}{V}, \quad L_0 = \frac{G_n}{c_{\kappa 0}} = \frac{G_n}{c_{zod}} V = T_n V,$$

де  $T_n = \frac{G_n}{c_{zod}}$  - тривалість польоту.

Існує декілька способів визначення вітру в польоті. Однак суть усіх способів зводиться до безпосереднього знаходження вектора польотної швидкості:

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

Інформація про вітер на рівні польоту використовується не лише для штурманських розрахунків, але і для вводу в автоматичне навігаційне обладнання і бортові комп'ютери.

## 2.4 Еквівалентний вітер

Для врахування впливу вітру на величину польотної 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 польотної швидкості, що і фактичний вітер.

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

$$\omega = |\vec{W}| - |\vec{V}|.$$

Звідси випливає, що еквівалентний вітер являє собою скалярну величину, знак якої залежить від співвідношення між модулями польотної та повітряної швидкостей. Якщо польотна 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 вирішенні питання про необхідний для польоту запас палива, складанні розкладу руху літаків за повітряними трасами, оцінці можливого часу прибуття до кінцевого пункту тощо.

## 2.5 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 км·год<sup>-1</sup> та більше складає 80%, за даними 87 польотів трасою Іркутськ-Хабаровськ – 85% тощо.

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, що необхідний 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 - 35 °пн.ш., влітку – 35 - 40 °пн.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.

#### *Контрольні запитання*

1. Чому зліт і посадка літаків здійснюється проти вітру?
2. Які моменти можуть виникнути під час посадки літака при боковому вітрі?
3. Як впливає зсув вітру на зліт і посадку ПС?
4. Перелічіть критерії ІСАО про величини зсуву вітру.
5. Які складові навігаційного трикутника швидкостей?
6. Як визначити швидкість вітру в польоті ПС?
7. Що таке еквівалентний вітер і як він використовується?
8. Яке аеронавігаційне значення мають струминні течії?

## 3 ВПЛИВ АТМОСФЕРНОЇ ТУРБУЛЕНТНОСТІ НА ПОЛЬОТИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

### 3.1 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:

- термічну (конвективну);
- динамічну, що пов'язана з існуванням в атмосфері великих зсувів вітру (вертикальних та горизонтальних), які найчастіше спостерігаються у зонах струминних течій;
- 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 повітря, 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, ступеню шорсткості підстильної поверхні та ступеню 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 тощо.

Найчастіше бовтанка спостерігається в нижньому (0...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 неоднакова. 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-дошовою 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 створюються вздовж 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 більші 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.

### **3.2 Вплив бовтанки на політ літака**

Під час польоту в зоні інтенсивної турбулентності виникає небезпека:

- втрати керування;
- ушкодження або деформації літака;
- руйнування конструкції;
- виходу на критичний кут атаки і втрати стійкості літака (звалювання на крило);
- 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;
- зниження працездатності екіпажу;
- 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 значення 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 км·год<sup>-1</sup>, а за умовами керованості – 220 км·год<sup>-1</sup>. Безпечна швидкість польоту лежить в інтервалі 260...300 км·год<sup>-1</sup>.

*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,

$$n = \frac{P+R}{G}, \quad (3.1)$$

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:

$$\Delta n = n - 1 = \pm \frac{V\omega_{\text{эф}}\rho c_y^\alpha}{2\frac{G}{S}}, \quad (3.2)$$

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 (—^°);

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 (—^);

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 автопілота утруднене

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 ( $\approx$  або  $\wedge^2$ );

4. 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 керуваність літаком і при неправильних діях пілота створюється небезпечний для міцності ПС режим польоту. Пасажири з ременями, що не пристебнуті, можуть одержати серйозні травми.

### 3.3 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 повітря.

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

2. Нестійкість внутрішніх гравітаційних хвиль (вторинна нестійкість) встановлюється при  $Ri > 0,25$  у шарах з сильно викривленими профілями температури (інверсії, ізотермії) та вітру (сильні зсуви вітру), особливо під нижньою межею інверсії (зокрема, тропопаузи). 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  $Ri$ ; на цьому рівні горизонтальна фазова швидкість хвиль дорівнює швидкості вітру.

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, у 80% випадків у верхній 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 відмічається більш сильна бовтанка.

Товщина зон ТЯН також має залежність від географічної широти, висоти та 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 плискватих утворень 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 чисельних експериментальних даних про структурні, просторові та 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, які спостерігають за бовтанкою, для уточнення розмірів зон турбулентності.

### 3.4 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.
3. Розвиток турбулентності стимулює також локальне збільшення вертикальних градієнтів температури біля верхньої межі хмар.

У шаруватоподібних хмарах повторюваність бовтанки складає приблизно 40%, тобто значно більше ніж ТЯН. Швидкості вертикальних поривів, які фіксуються за переважанням 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 шаруватоподібних хмарах можуть спостерігатися окремі пориви, які 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 нерівна, а також в неоднорідних за густиною хмарах. За даними М. А. Германа, коефіцієнт турбулентності всередині шаруватих хмар порівняно швидко змінюється, досягаючи максимального значення біля їх меж.

Політ в шаруватоподібних 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 теплового фронту, коли виконуються відмічені вище умови, бовтанки не виникає.

У купчастоподібних 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

купчастоподібних хмарах (особливо в купчасто-дощових) на два-три порядки вище, ніж при ясному небі.

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

Всередині 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 бистро 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, які 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%. На відстані 500...1000 м збоку від хмари найбільшу повторюваність мають турбулентні пориви зі швидкостями, які не перевищують  $0,5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . В окремих випадках в оточенні хмари можуть спостерігатися пориви, які перевищують  $5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

### **3.5 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 відмічається бовтанка дуже великої інтенсивності. В результаті вимушеного підйому теплого повітря на цих фронтах розвиваються 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, яке наступає (імпакт-чинник). За значення імпакт-чинника приймають суму швидкості переміщення фронту і нормальної до фронту складової градієнтного вітру в теплому 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 теплового фронту бовтанка спостерігається рідше, 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, влітку при підйомі теплового повітря з великим вологовмістом по клину повільно відступаючого холодного повітря внаслідок великої волого-нестійкості теплового повітря на теплому фронті можливий розвиток грозової діяльності.

При попаданні літака в окремі грозові осередки, які виникають на теплому фронті, він буде зазнавати дуже інтенсивної бовтанки.

В разі теплих фронтів імпакт-чинник визначається за складовою градієнтного вітру в теплому повітрі, нормальної до фронту, і за швидкістю теплового 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 теплового фронту, так і безпосередньо на самому фронті.

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

### 3.6 Турбулентність у зоні тропопаузи та струминної течії

Зона, яка безпосередньо примикає до нижньої межі тропопаузи, характеризується більш високою повторюваністю бовтанки, оскільки тут існують зони великих вертикальних градієнтів температури.

Розподіл турбулентності, що викликає бовтанку літаків, не однаковий по вертикалі для полярної та тропічної тропопауз. При наближенні до полярної тропопаузи повторюваність та інтенсивність бовтанки постійно зростає. В зоні між холодним фронтом та полярною тропопаузою з боку холодної частини струминної течії спостерігається максимальна повторюваність бовтанки, яка складає більше 50%. Причому, в області тропопаузи може бути декілька турбулентних зон.

При невеликих швидкостях вітру або збігу осі 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 турбулентні 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 осі 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 осі спостерігається протилежний характер розподілу повторюваності та інтенсивності турбулентності: найбільша повторюваність та інтенсивність бовтанки мають місце при польотах на антициклонічній стороні струминної течії вище її осі.

### 3.7 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-дошові 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 по нормалі 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.

Деформація повітряного потоку, яка здатна призвести до розвитку значних вертикальних потоків і (або) орографічної турбулентності, спостерігається лише при швидкості вітру над рівнем перешкоди, яка перевищує певну межу, мінімальне значення якого становить  $8 \dots 10 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ . У цьому випадку виділяють три основні види деформацій, які здійснюють вплив на політ ПС: хвильову, роторну та роторно-хвильову (рис. 3.1).

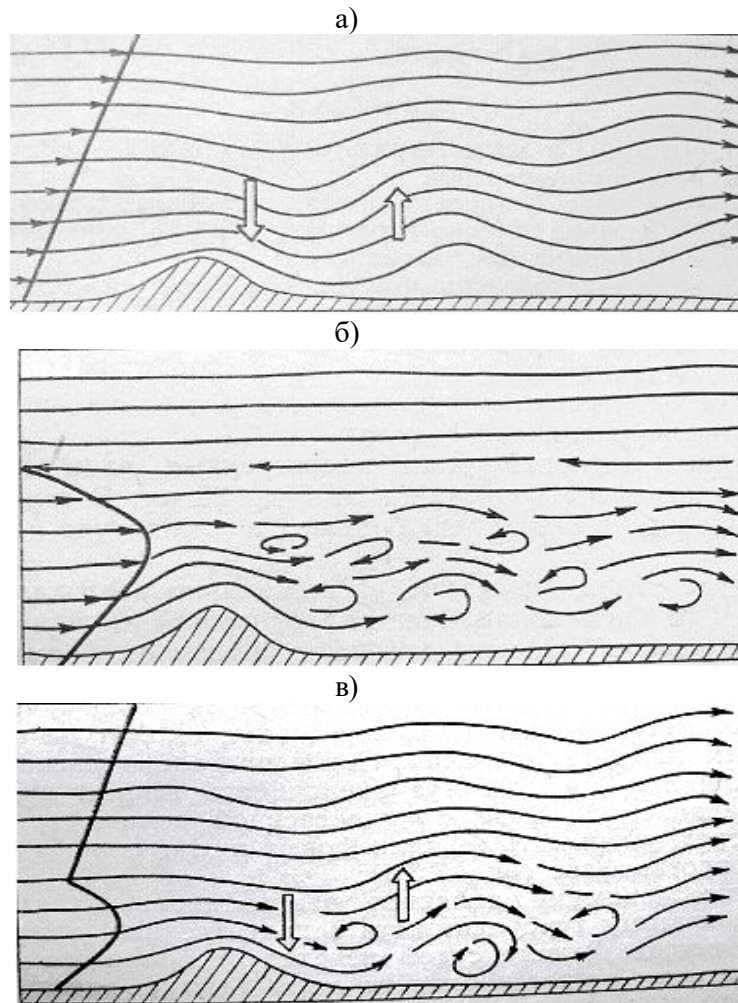


Рис. 3.1 – Схема утворення хвильової (а), роторної (б) і роторно-хвильової (в) деформації потоку з підвітряної сторони гірської перешкоди.

На підставі теоретичних досліджень встановлено, що виникнення підвітряних хвиль залежить від розподілу по висоті параметра Дородніцина-Скорера:

$$l^2 = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\bar{u}^2}, \quad (3.3)$$

де  $\bar{u}$  - середня складова швидкості вітру, нормальна до напрямку хребта в даному шарі;  $\bar{T}$  - середня температура (в Кельвінах) 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, які характеризуються 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, невдовзі 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. Збурення, що створюються кожним з них, можуть істотним чином змінювати загальний хвильовий потік.

4. *Добові і сезонні зміни.* В 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 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 у 1971 р. М.С. Шелковніков. Їм проаналізовані численні аеросиноптичні матеріали льотних подій і спеціальних польотів в районах Кавказу, Середньої Азії, Криму. Синоптичні процеси, які обумовлюють сильні вітри в гірських районах, поділяються на шість типів.

I. Наближення і проходження через гірський хребет активної фронтальної зони, яка направлена поперек хребта.

II. Наближення і проходження через гірський хребет малоактивної фронтальної зони, яка 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 тилівій частині циклону після проходження через гірський хребет паралельно розташованого до нього активного фронту.

VI. Процеси в тилівій частині циклону після проходження через гірський хребет паралельно розташованого до нього малоактивного фронту.

Таким чином, оскільки ступінь деформації повітряного потоку над горами залежить від розподілу вітру і температури повітря з висотою, яке обумовлене певною синоптичною ситуацією, то оцінку можливості розвитку орографічної турбулентності слід починати з аналізу синоптичних умов. Сприятливими для розвитку турбулентності і гірських хвиль є наступні умови:

- перетин гірського хребта струминними течіями. Роторно-хвильова течія та сильна турбулентність можуть розвиватися у всій тропосфері, захоплюючи нижню стратосферу;

- периферія антициклону з антициклонічною кривизною ізобар при швидкості градієнтного вітру більше  $10 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$  та існуванні в граничному шарі атмосфери шару інверсії та ізотермії;

- стаціонарні фронти, розміщені паралельно до ізобар. В нижній половині тропосфери є шар інверсії (ізотермії) та зміна кривизни профілю вітру з висотою;

- тил холодного фронту на відстані до 300 км від його приземного положення. Швидкість вітру в нижньому шарі має різко виражений максимум, сприятливий для розвитку роторної течії.

Після аналізу синоптичного положення слід за даними радіозондування і картами баричної топографії оцінити наскільки сильними будуть вертикальні рухи і турбулентність в районі прогнозу.

### 3.8 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 характеристики 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.

*Прогноз механічної турбулентності.* 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:

$$w = k V, \quad (3.4)$$

де  $V$  - швидкість вітру 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:

$$\Delta n = 0,06 kV, \quad (3.5)$$

де  $\Delta n$  – приріст перевантаження літака в частинах  $g$ , 0,06 – коефіцієнт, що відповідає приросту перевантаження сучасних літаків при вертикальному пориві вітру  $1 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

*Прогноз термічної турбулентності.* При аналізі можливості розвитку термічної бовтанки треба врахувати наступні фактори:

1. Здатність підстильної поверхні відбивати. Над поверхнею з цією великою здатністю формування терміків мало ймовірно. Найбільшу здатність відбивати мають лід та сніг (до 65...85%).

2. Однорідність рослинного покриву. При однорідному покриві розвиток терміків менш інтенсивний, ніж при чередуванні полів, лісів, чагарників та інших форм рослинності.

3. Однорідність рельєфу. Терміки над рівниною менш інтенсивні, ніж над складною місцевістю.

4. Вологість ґрунту. Після нічного дощу розвиток терміків буде слабшим, тому що більша частина тепла витрачається на випаровування, внаслідок чого поверхня нагрівається поволі.

5. Швидкість вітру. Слабкий вітер (до 5...7 м·с<sup>-1</sup>) сприяє розвитку терміків.

6. Адвективні зміни температури. При адвекції холодного повітря посилюється розвиток терміків, при адвекції теплого – навпаки.

7. Штучні джерела нагріву. Над штучними джерелами тепла (трубами промислових підприємств, лісовими пожежами, вулканами тощо) відбувається інтенсивне утворення конвективних струменів.

Розвитку термічної турбулентності сприяють наступні синоптичні ситуації:

1. Тилова частина циклону.

2. Антициклонічна кривизна ізобар або розмите баричне поле.

3. Відсутність поблизу фронтальних хмарних систем.

Прогноз термічної турбулентності по суті ідентичний прогнозу конвективної хмарності поза фронтальними розділами.

При відсутності будь-якого впливу фронтальних розділів або локальних посилень вітру, які 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:

$$\Delta T_{\text{макс}} = T' - T. \quad (3.6)$$

Інтенсивність турбулентності буде слабкою при  $\Delta T_{\text{макс}} = 0...3$  °С, помірною при  $\Delta T_{\text{макс}} = 4...6$  °С та сильною при  $\Delta T_{\text{макс}} \geq 7$  °С.

### 3.9 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 імовірнісній 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. 3.2) при наявності наступних синоптичних ситуацій на прогностичних картах баричної топографії АТ - 400, АТ - 300 гПа та картах струминної течії:

а) в передній частині баричної улоговини, дельті висотної фронтальної зони ВФЗ (рис. 3.2 а), в області відносно слабкого вітру ближче до антициклонічної кривизни ізогіпс при їх розходженні. В цій зоні часто мають місце значні вертикальні зсуви вітру;

б) на вісі баричної улоговини при наявності СТ (рис. 3.2 б). Зона ТЯН розташовується поблизу (на відстані до 300 км) осі улоговини з циклонічного боку СТ. Необхідною умовою при цьому є також наявність адвекції холоду та значних горизонтальних градієнтів температури ( $> 2,5$  °С/100 км) на рівні 300 гПа; швидке переміщення улоговини ( $> 50$  км·год<sup>-1</sup>); сильні горизонтальні зсуви вітру ( $> 10$  м·с<sup>-1</sup> на 100 км) в області найбільшого згущення ізотерм;

в) в тилу улоговини (рис. 3.2 в) при наявності СТ та адвекції холоду в зоні послаблення швидкості вітру за потоком;

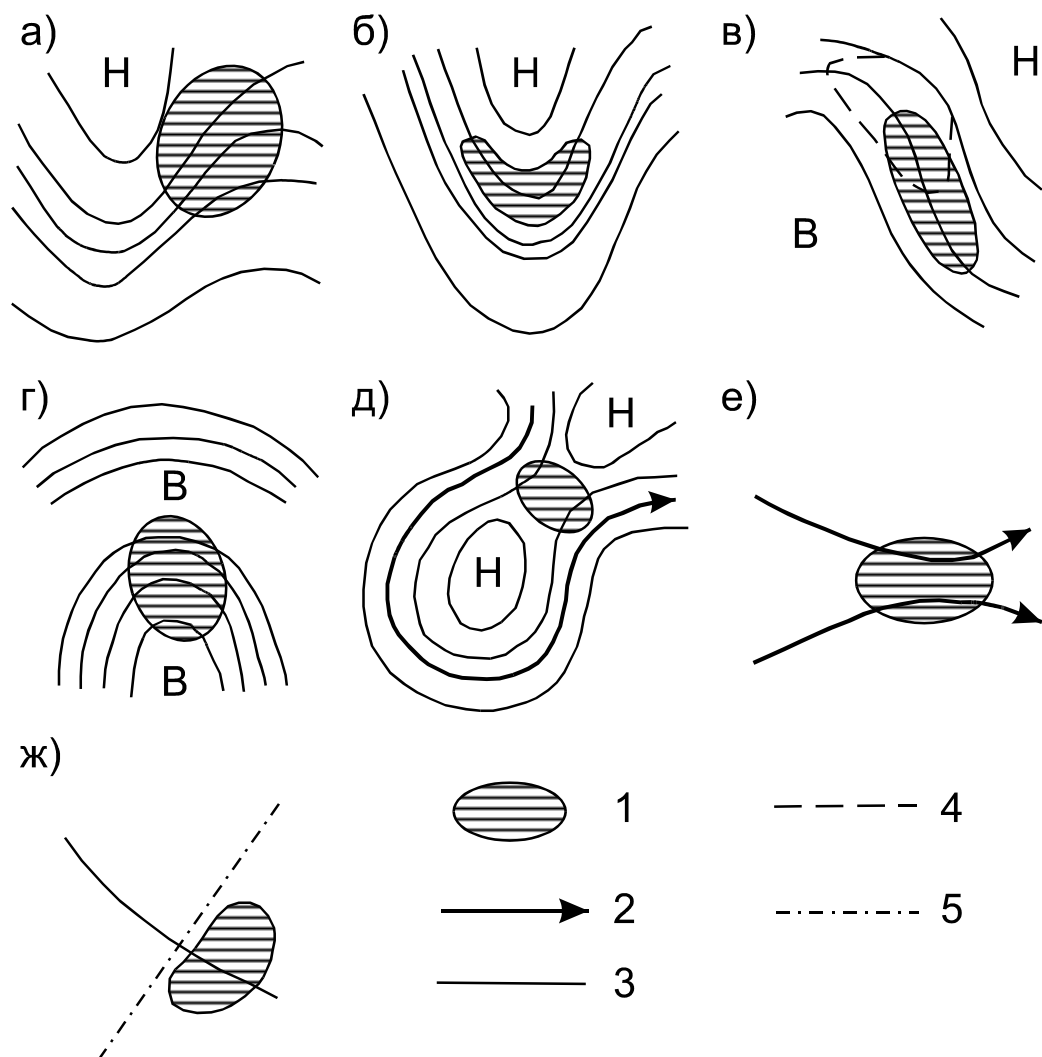


Рис. 3.2 – Синоптичні критерії прогнозу ТЯН, що враховують конфігурацію ізогіпс і СТ:  
 1 – зона ТЯН; 2 – вісь СТ; 3 – ізогіпси;  
 4 – ізотахи; 5 – вісь гірського хребта.

г) на вісі баричного гребеня (рис. 3.2 г) при наявності СТ, сильних вертикальних зсувів вітру ( $> 1,5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  на 100 м), 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. 3.2 д);

е) в зоні злиття двох СТ (рис. 3.2 е), коли вони знаходяться на відстані не більше 500 км одна від одної;

ж) при перетині СТ гірського хребта (рис. 3.2 ж).

Результати теоретичних досліджень дозволяють виділити наступні, найбільш важливі, для виникнення ТЯН параметри, що характеризують вертикальну структуру потоку.

1. Число Річардсона і його складові:

$$Ri = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\beta^2}, \quad (3.7)$$

де  $g$  – прискорення вільного падіння;  $\bar{T}$  - середня температура повітря в даному шарі;  $\gamma_a$  і  $\gamma$  - сухо-адіабатичний і дійсний вертикальний градієнт температури повітря, відповідно,  $\beta = |\Delta u / \Delta z|$  - 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.

Теоретично знайдене критичне значення  $Ri$  для виникнення турбулентності дорівнює 0,25, а для її збереження – 1. Проте в реальних умовах турбулентні осередки зустрічаються і при числах  $Ri$ , які перевищують ці критичні значення.

2. Характеристика мінливості профілю температури повітря 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  $\Delta \beta = |(\Delta u / \Delta z)_1 - (\Delta u / \Delta z)_2|$ , 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:

$$K = \frac{1}{\beta} - 8(\gamma_n - \gamma_v)^2, \quad (3.8)$$

де  $\gamma_n$  і  $\gamma_v$  - 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.



*Спосіб комплексу критеріїв.* 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, які можна визначити 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 напрямку 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 п'ятирівневій гідродинамічній моделі прогнозу полів вітру і температури за повними рівняннями. У рівняння дискримінантної функції як найбільш інформативні предиктори ввійшли горизонтальний градієнт температури (*grad T*) і вертикальний зсув вектора вітру ( $\partial V/\partial z$ ):

$$\Delta L = 98,2 \text{ grad } T + 159,2 \partial V/\partial z - 447,1. \quad (3.9)$$

Для розрахунку імовірності ТЯН отриманий аналітичний вираз у вигляді:

$$P = \frac{100}{1 + e^{-0,55 \Delta L}}, \quad (3.10)$$

де  $P$  – імовірність інтенсивної турбулентності. Загальна справджуваність прогнозу складає вище 70%.

*Метод прогнозу по пункту (району)*, розроблений Г.С. Булдовським за допомогою лінійного дискримінантного аналізу, дозволяє за даними радіозондування оцінити імовірність турбулентності у верхній тропосфері за допомогою графічних залежностей (рис. 3.3 – 3.5).

Процедура діагнозу-прогнозу ТЯН в імовірнісній формі за даними температурно-вітрового зондування складається із трьох дій:

1. За даними температурно-вітрового зондування у верхній половині тропосфери для шарів товщиною 200...1000 м і з урахуванням особливих точок розподілу температури і вітру розраховуються вертикальний зсув вітру  $\Delta u/\Delta z$  в  $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$  на 100 м і вертикальний градієнт температури  $\gamma$  в  $^{\circ}\text{C}$  на 100 м. Потім за графіком (рис. 3.3) по значеннях  $\Delta u/\Delta z$  і  $\gamma$  визначається імовірність гідродинамічної нестійкості основного потоку (первинної нестійкості)  $P_1$ , яка переважає в атмосфері.

2. Розраховуються величини  $\Delta\gamma = (\gamma_2 - \gamma_1)$  і  $\Delta(\Delta V/\Delta z) = (\Delta V/\Delta z)_2 - (\Delta V/\Delta z)_1$  у вигляді різниць градієнтів у двох сусідніх шарах, до заданого рівня. Тут  $\gamma_1$  і  $(\Delta V/\Delta z)_1$  – вертикальний градієнт температури і вертикальний градієнт вектора вітру в шарі, який розміщений нижче;  $\gamma_2$  і  $(\Delta V/\Delta z)_2$  ті ж параметри у шарі, який розміщений вище. За значеннями  $\Delta\gamma$  і  $\Delta(\Delta V/\Delta z)$  на графіку (рис. 3.4) знаходиться імовірність  $P_2$ . Залежність імовірності турбулентності  $P_2$  від параметрів  $\Delta\gamma$  і  $\Delta(\Delta V/\Delta z)$ , представлена на рис. 3.4, враховує додатковий ефект так званої вторинної нестійкості.

3. За значеннями імовірностей  $P_1$  і  $P_2$ , знятих з перших двох графіків, остаточно визначається імовірність турбулентності  $P$  по третьому графіку (рис. 3.5).

Справджуваність діагнозу турбулентності по графіку (рис. 3.5) найбільш висока і за результатами перевірки при граничній імовірності 50% має наступні значення: загальна справджуваність 76%; справджуваність явища 78%; справджуваність відсутності явища 75%; попередженість явища 68% і попередженість відсутності явища 83%.

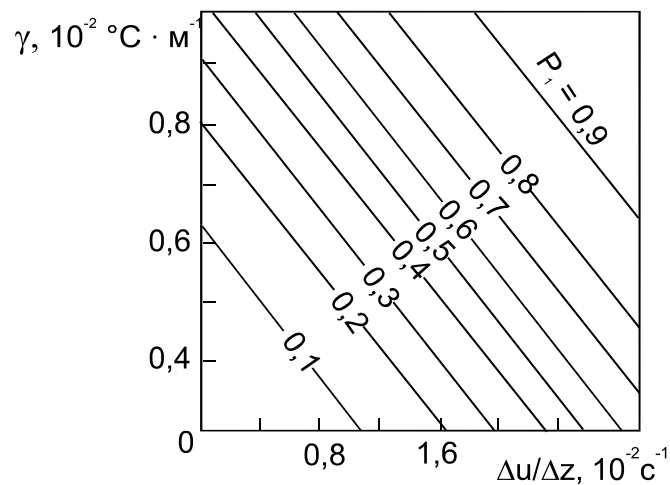


Рис. 3.3 – Залежність імовірності турбулентності  $P_1$  від вертикального зсуву вектора вітру  $\Delta u/\Delta z$  і вертикального градієнта температури  $\gamma$ .

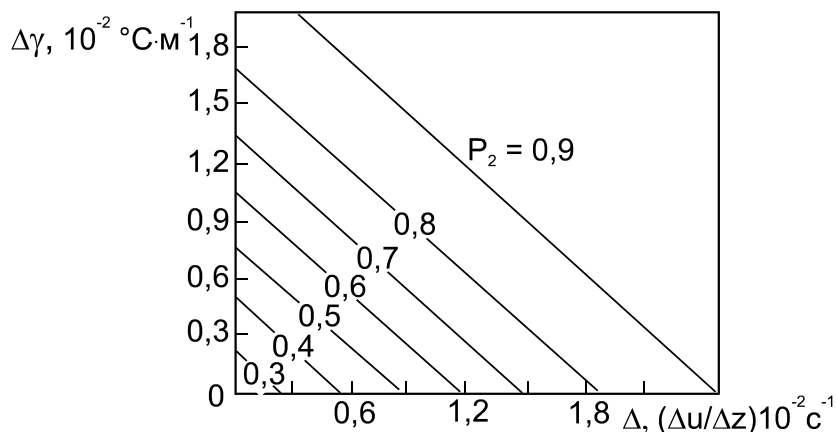


Рис.3.4 – Залежність імовірності турбулентності  $P_2$  від кривизни вертикальних профілів вітру і температури.

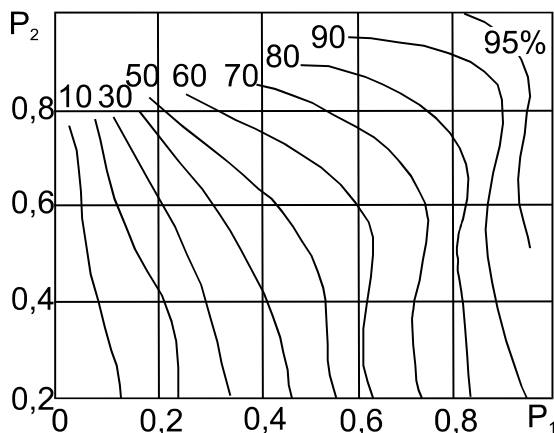


Рис. 3.5 – Залежність імовірності турбулентності (%) від значень  $P_1$  і  $P_2$ .

При необхідності формулювання діагнозу-прогнозу турбулентності в альтернативній формі при значеннях  $P \geq 50\%$  слід вказувати наявність турбулентності, а при  $P < 50\%$  - відсутність турбулентності.

#### Контрольні запитання

1. Що зветься бовтанкою літаків?
2. Які причини призводять до збурення атмосфери, яка викликає бовтанку літаків?
3. При яких синоптичних ситуаціях бовтанка літаків спостерігається найбільш часто?
4. Які критерії використовуються для діагнозу та прогнозу бовтанки?
5. Які методи прогнозу бовтанки літаків використовуються в оперативній практиці?

## 4 ОБЛЕДЕНІННЯ ЛІТАКІВ ТА ЙОГО ВПЛИВ НА ПОЛЬОТИ

### 4.1 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 призводить 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, з'являються 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 лопатях несучого та хвостового гвинтів, стабілізаторі, шасі, лобовій частині кабіни. Найбільшу небезпеку складає обледеніння гвинтів, тому що збільшується навантаження на лопаті, що, в свою чергу, порушує рівновагу двигуна і створює сильну вібрацію.

Лід на літаку відкладається в результаті замерзання крапель води (хмар, туману, мряки, дощу), які осідають на його поверхню, або внаслідок сублімації водяної пари. В обох випадках температура поверхні літака повинна бути від'ємною. Теоретично доведено, що суттєве сублімаційне обледеніння неможливе, та основною причиною обледеніння літака є замерзання переохолоджених крапель води, які стикаються з його поверхнею. 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 малоімовірне, але можливе інтенсивне обледеніння в Cs, Sc, якщо вони залишились після руйнування грозових хмар.

Обледеніння можливе при температурі від +5 до -50 °C в хмарах, тумані, опадах. Найчастіше обледеніння ПС спостерігається при температурі повітря від 0 до -20 °C, особливо від 0 до -10 °C.

*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. Осідання 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, які складаються лише з великих переохолоджених крапель, або під хмарами в зоні переохолодженого дощу при температурі від 0 до -10 °C.

*Матовий лід* виникає при польоті в мішаних хмарах, які складаються з великої кількості дрібних і великих крапель, а також з кришталіків льоду і сніжинок. Таке відкладення льоду виникає частіш за все при температурі від -6 до -10 °C і є найбільш небезпечним видом обледеніння.

*Білий лід* виникає внаслідок замерзання дрібних крапель при температурі нижче -10 °C. Такий вид обледеніння буває в хмарах, які складаються з однорідних дрібних крапель.

*Паморозь* утворюється при польоті в хмарах при температурі значно нижчій за -10 °C. Паморозь виникає при замерзанні дрібних крапель разом з кришталіками льоду.

*Іній* виникає внаслідок сублімації водяної пари.

При аналізі та 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<sup>-1</sup>). За інтенсивністю розрізняють обледеніння слабе ( $I \leq 0,5$  мм·хв<sup>-1</sup>), помірне ( $I = 0,6 \dots 1,0$  мм·хв<sup>-1</sup>), сильне ( $I > 1,0$  мм·хв<sup>-1</sup>).

Інтенсивність обледеніння визначається відношенням:

$$I = 1,67 \cdot 10^{-2} \frac{wVE(r)\beta}{\rho_l}, \quad (4.1)$$

де  $w$  – водність хмар, г·м<sup>-3</sup>;  $V$  – повітряна швидкість літака, км·год<sup>-1</sup>;  $\rho_l$  – густина льоду, кг·см<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 обтікання літака потоком повітря. Коефіцієнт намерзання – це відношення маси льоду, що наростає, до маси води, що осіла протягом того ж часу до тієї ж поверхні. При температурі повітря нижче -5 °С коефіцієнт намерзання змінюється незначно і дорівнює приблизно 1.

Для літаків з поршневіми двигунами небезпечне обледеніння навіть товщиною 3...4 мм, його інтенсивність розраховується як:  $I = 10^{-2} wV$ .

## 4.2 Процес обледеніння літака і форми відкладення льоду

По мірі наближення до обтікаючого профілю, траєкторії повітряних часток все більше скривлюються, на краплю починають діяти дві сили:

1. Сила інерції, яка намагається стримувати краплю на прямій лінії;
2. Сила опору повітряного потоку, який намагається повернути краплю на траєкторію повітряних часток, що обгинають профіль крила.

Профіль меншої товщини сприяє розділенню зустрічного набігаючого потоку на більш близькій від нього відстані, ніж товстий профіль крила. Це призводить до того, що на тонких профілях обтікаючий потік зазнає менших скривлень, що створює кращі умови для осідання крапель і сприяє більш інтенсивному обледенінню.

Чим більші краплі в хмарі та більша швидкість обтікання, тим більша сила інерції краплі і тим імовірніше, що їх більше осіде на тонкій частині площини за одиницю часу, а отже, тут обледеніння буде значно інтенсивніше, ніж на товстому профілі крила. З цієї причини швидше

підлягають обледенінню кінці крил, а повільніше – частини площин біля основи.

Цим також пояснюється той факт, що лід швидше за все з'являється на таких загострених деталях як стойки, приймач повітряного тиску, антена тощо.

При розгляді обледеніння літальних апаратів, окрім механізму осідання крапель у польоті, необхідно також враховувати водність хмар і температурні умови намерзання льоду.

Зі збільшенням водності хмар інтенсивність обледеніння в них зростає. Найбільш сильне обледеніння відмічається при водності, яка перевищує  $1 \text{ г} \cdot \text{м}^{-3}$ . Проте, така закономірність спостерігається до тих пір, поки середня температура поверхні, яка підлягає обледенінню, нижча за  $0 \text{ }^\circ\text{C}$  і коли вся вода, яка осіла, замерзає.

Так як не вся вода, яка осіла на лобові частини крила, встигає замерзнути (частина її здувається і виноситься повітряним потоком), при оцінці інтенсивності обледеніння вводиться так званий *коефіцієнт намерзання*, під яким розуміють відношення маси льоду, який наростає, до маси води, яка осідає за той же час на ту ж поверхню. Величину коефіцієнта намерзання точно визначити досить складно. При температурі повітря нижче  $-5 \text{ }^\circ\text{C}$  він приблизно дорівнює 1.

Поряд із замерзанням повітряних крапель при зіткненні їх з частинами літальних апаратів може відбуватися сублімація водяної пари на поверхні літальних апаратів. Сублімація має місце тоді, коли пружність водяної пари близька до пружності насичення водяної пари над льодом. Це спостерігається при зіткненні водяної пари з більш холодними, ніж повітря, частинами літального апарату. Наприклад, при швидкому зниженні літака із більш холодних верхніх шарів атмосфери у більш теплі нижні шари або при вході в шар інверсії на поверхні літака утворюються льодяні кристали, які через деякий час (коли температура літака порівнюється з температурою оточуючого повітря) зникають.

Звичайно це тонкий наліт, який не створює загрози польоту кабіни літака; на деякий час він може вкрити скло кабіни літака і тим самим погіршити видимість.

Льодяні кристали і град як правило не осідають на поверхні літаків, так як здуваються потоком повітря. Таким чином, відкладення льоду на поверхні літальних апаратів відбувається внаслідок замерзання переохолоджених крапель. Утворені на ядрах конденсації краплі при температурі нижчій за  $0 \text{ }^\circ\text{C}$  тривалий час можуть залишатися в переохолодженому стані.

Максимальна повторюваність замерзання крапель спостерігається при  $t = -12 \text{ }^\circ\text{C}$ . Чим менший радіус ( $r$ ) краплі, тим менша температура її замерзання. Так краплю з  $r = 1 \text{ мм}$  вдалося охолодити до  $-9,6 \text{ }^\circ\text{C}$ , з  $r = 0,33 \text{ мм}$  до  $t = -11 \text{ }^\circ\text{C}$ , а краплю ще меншого розміру до  $-20 \text{ }^\circ\text{C}$  і нижче.

### 4.3 Вплив обледеніння на політ літака

Обледеніння значно ускладнює політ літака, примушує змінити напрям і висоту польоту, а іноді навіть припинити політ. За найбільш неприємних обставин обледеніння може призвести до тяжкої льотної події.

Відкладення льоду відбувається, головним чином, на передніх (лобових) частинах фюзеляжу, несучих площинах, хвостовому оперенні, а також на інших виступаючих деталях конструкції літака.

Обледеніння здійснює наступний вплив на політ літака:

- призводить до збільшення ваги літака і до зміни його аеродинамічних якостей;

- порушується робота силових установок;

- можуть вийти із підпорядкування органи управління та стійкості;

- ускладнюється робота засобів зв'язку та навігаційних приладів.

Збільшення ваги літака за рахунок відкладення льоду, якщо воно відбувається рівномірно, несуттєво впливає на горизонтальний політ, тільки зменшує швидкість і висоту польоту. Але при виконанні інших видів пілотажу і особливо при віражах, збільшення ваги літака може призвести до некерованості літаком.

При значному обледенінні змінюється центровка літака і погіршується його стійкість, у зв'язку з чим можуть виникнути моменти „піке” та „кобра”, а іноді й крен.

Для реактивних літаків обледеніння буде небезпечним при товщині наростання льоду 7...10 см (у поршневих 3...4 см).

Значне відкладення льоду на передніх кромках несучих поверхонь літака порушують наступні його аеродинамічні якості:

- змінюються умови обтікання його повітряним потоком;

- зменшується підйомна сила;

- збільшується лобовий опір;

- різко погіршується керованість літаком.

Зміна характеру обтікання, внаслідок скривлення профілю площин і хвостового оперення призводить до виникнення додаткових сил, які створюють вібрацію частин літака, особливо консолей крила і хвостового оперення. Ці вібрації порушують стійкість літака, погіршують керованість, а при сильному обледенінні можливе руйнування окремих частин літака.

У літаків з поршневими і турбогвинтовими двигунами часто відбувається обледеніння гвинта, причому гвинт вкривається льодом нерівномірно. Слід сказати, що коефіцієнт уловлювання водяних крапель біля гвинта значно більший, ніж біля крил, оперення та інших елементів конструкції літака.

При відкладенні льоду на гвинтах може виникнути тряска літака із-за вагової та аеродинамічної асиметрії лопатей. Завдяки кінетичному нагріву



кінцеві частини лопатей як правило не піддаються обледенінню, в той час як втулка гвинта досить швидко підлягає обледенінню. Шматки льоду, які зриваються з гвинтів, можуть пошкодити обшивку літака, скло кабіни чи інші елементи конструкції.

На реактивних літаках, окрім площини, оперення і фюзеляжа, обледенінню підлягає турбореактивний двигун. Відкладення льоду звичайно відбувається на вхідних ребрах *повітрезабірника*, стійках переднього корпусу тощо. Найбільш інтенсивне обледеніння деталей реактивного двигуна відбувається при температурах повітря  $-8...-12$  °C і нижче.

Відкладення льоду на передніх кромках рулів, замерзання вологи у стиках секцій підкрилків, закрилків тощо можуть призвести до їх заклинення в польоті і до відказу, що надзвичайно небезпечно.

Може обледеніти також пристрій для випуску шасі. Відкладення льоду на антені ускладнює зв'язок. Сильне обледеніння антен може призвести до замикання їх на корпус літака або до обриву, внаслідок чого припиняється радіозв'язок і настає відказ в роботі радіонавігаційного обладнання. Іноді виходить з ладу радіокомпас, якщо в кожух його рамки попадає волога і замерзає там.

При обледенінні приймачів повітря можуть вийти із ладу також пілотажні прилади (показчики швидкості, висоти і кута атаки, числа  $M$ , швидкості набору висоти). Це призводить до виведення літака на небезпечний режим.

### ***Особливості обледеніння літаків при польоті з великими швидкостями***

Як відомо, чим більше швидкість польоту, тим більше водяних крапель ударяється об літак за одиницю часу і тим інтенсивніше обледеніння. Отже, реактивні і турбореактивні літаки, які летять з великими швидкостями повинні підлягати обледенінню більш інтенсивно. Поряд з цим відомо, що поверхня літака, який рухається в повітрі з великою швидкістю нагрівається. В результаті цього поверхня літака при певній швидкості польоту може мати плюсову температуру на висотах, де температура нижча за  $0$  °C.

Нагрів різних частин неоднаковий. Найбільший нагрів має місце біля передньої кромки крила в, так званій, критичній точці крила, де швидкість потоку дорівнює нулю. Повітря біля передньої кромки крила рухається по нормалі до неї, а тому воно повністю гальмується і його кінетична енергія перетворюється в теплову.

Температура в критичній точці, яка перевищує температуру повітря за рахунок нагріву, називається температурою гальмування:

$$T_{\text{гальмув.}} = T + \Delta T,$$

де  $T$  – температура повітря у незбуреній частині потоку;  
 $\Delta T$  – підвищення температури за рахунок адіабатичного стиснення або кінетичного нагріву.

Іноді кінетичний нагрів називають динамічним, підкреслюючи цим, що одночасно з підвищенням температури і густини повітря значно збільшується  $P$ .

Кінетичний нагрів передньої кромки крила лобових виступів літака в залежності від швидкості польоту поза хмарами визначається формулою:

$\Delta T_{\text{кін}} = 0,2M^2T$ , де  $T$  – температура в градусах Кельвіна;

$\Delta T_{\text{кін}} = \frac{V^2}{2000} = 5\left(\frac{V}{100}\right)^2$ , де  $V$  – швидкість польоту в  $\text{м} \cdot \text{с}^{-1}$ ;

$\Delta T_{\text{кін}} = \frac{AV^2}{2gc_p}$ , де  $A$  – тепловий еквівалент механічної роботи;

$c_p$  – теплоємність при постійному тиску;  $g$  – прискорення сили тяги;

$\Delta T_{\text{кін}} = 3,87 \times 10^{-5} V^2 \gamma_a'$  - за будь-яких умов; для сухого повітря -  $\gamma_a$ , а для вологого -  $\gamma_{\text{ва}}$ .

В хмарах значення кінетичного нагріву майже в два рази менше. При польоті в хмарах або в зоні дощу нагрів літака менший, ніж при польоті поза хмарами за рахунок втрати тепла внаслідок теплообміну та випаровування крапель.

Нагрів бокових частин літака звичайно менший, ніж передньої кромки крила приблизно на 20%, тому:

$$\Delta T_{\text{бок. пов.}} = 0,8\Delta T,$$

де  $\Delta T$  – кінетичний нагрів біля носика крила.

#### 4.4 Метеорологічні та 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 обледенінням 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 більша, 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 понад 6000 м зменшується до 20%. Влітку до висот 3000 м обледеніння не виникає, а при польотах на висотах понад 6000 м становить 60% і більше.

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  $3\text{ }^\circ\text{C}$  на рівні польоту в хмарах спостерігається адвекція холоду, то імовірність відсутності обледеніння становить лише 60%, а в 40% випадків імовірно невелике обледеніння літаків. У випадках адвекції тепла або нейтральної адвекції при дефіциті точки роси  $3\text{ }^\circ\text{C}$  імовірність відсутності обледеніння становить 100%. При дефіцитах точки роси менше  $3\text{ }^\circ\text{C}$  в зонах адвекції холоду у фронтальних хмарах, у купчастих хмарах, які 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 ( $Cu\text{ cong}$ ,  $Cb$ ), які формуються внаслідок значних (декілька метрів за секунду) вертикальних конвективних рухів повітря, середня водність таких хмар  $0,3 \dots 0,6\text{ г}\cdot\text{м}^{-3}$ . 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  $0,2 \dots 0,3\text{ г}\cdot\text{м}^{-3}$ . 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, малоімовірне.

Хмари середнього ярусу  $Ac$ ,  $As$  водяні до температур  $-10 \dots -12\text{ }^\circ\text{C}$ , тому ймовірність помірного обледеніння літаків становить  $60 \dots 70\%$ .

Пір'ясті хмари складаються з льодяних кристалів, тому слабке обледеніння спостерігається лише в 5% випадків.

Розглянемо умови обледеніння в основних формах внутрішньомасових хмар.

1.  $Cb$  створюють найбільш інтенсивне обледеніння. Внаслідок значної турбулентності в нижніх шарах атмосфери  $Cb$  безперервно збагачуються вологою, яка поступає знизу, що забезпечує їх достатню водність і утворення великих крапель води. Обледеніння звичайно відмічається у всьому шарі від'ємних температур. Але найбільша інтенсивність приходить на верхню половину  $Cb$ , де найбільші краплі і найбільша водність.

2. Для  $St$  і  $Sc$  (антициклонічного походження), із яких не випадають опади, характерна слабка інтенсивність обледеніння в їх нижній частині

або повна її відсутність. З висотою інтенсивність обледеніння збільшується.

3. Якщо із St випадають опади у вигляді переохолоджених крапель, дрібних сніжинок, льодяних голок, снігових зерен, то спостерігається помірне і сильне обледеніння. Якщо із St випадають значні опади, то обледеніння слабе або зовсім відсутнє.

4. Значну роль в інтенсивності обледеніння відіграють вертикальні рухи і турбулентний обмін. Так, при незначних вертикальних рухах, коли St супроводжуються туманом біля поверхні землі або сильним серпанком при слабкому вітрі, але без опадів, обледеніння у хмарах буває слабким.

При хорошій видимості біля поверхні землі, що звичайно пов'язано з більш сильним вітром і, як наслідок, з більш інтенсивною турбулентністю в St і Sc відмічається помірне і сильне обледеніння.

У денні часи внаслідок посиленої турбулентності та переносу вологи ввверх, обледеніння більш інтенсивне, ніж у ранкові години.

5. St і Sc звичайно розміщуються на невеликій висоті від поверхні землі та займають досить великі території. Верхня межа знаходиться в середньому приблизно на 1500 м. Тому синоптик повинен рекомендувати керівнику польотів і пілоту летіти вище хмар. Найбільш сприятливі польоти на висоті 600...1200 м, де найбільша інтенсивність обледеніння.

6. При різкому убунанні вологості з висотою в St (при типічній антициклонічній інверсії). Бувають St, повязані з інверсією, але з ростом вологості з висотою, внаслідок турбулентного переносу вологи зверху вниз. В цьому випадку інтенсивне обледеніння у всій товщі.

Обледеніння в більшості випадків пов'язане з різними типами фронтів. Це відбувається тому, що при зустрічі з фронтальними зонами літак попадає в суцільну потужну хмарність великої горизонтальної протяжності, що і підвищує імовірність обледеніння.

#### **4.5 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака**

##### ***Прогноз обледеніння літаків***

При прогнозі необхідно враховувати:

1. Розподіл температури і вологості біля поверхні землі і на висотах.
2. Аналіз ходу кривих зміни температури і точки роси з висотою (аналіз аерологічної діаграми).
3. Розподіл хмар різних форм, їх горизонтальну і вертикальну протяжність, а також умови їх утворення і мікроструктуру.

І. Перш за все слід розглядати розподіл температури і вологості в районі польотів. Визначаються межі шару хмар і положення ізотерм 0, -10 і -20 °С всередині цього шару. Обледеніння найбільш можливе в шарі 0...-10 °С, де переважають переохоложені краплі води.

Обледеніння можливе в шарі  $-10...-20$  °С, менш імовірно вище ізотерми  $-20$  °С, де звичайно переважають льодяні хмари. Проте окремі випадки обледеніння спостерігаються навіть при температурі нижче  $-40$  °С, коли в хмарах  $C_i-C_s$  (особливо пов'язаних з  $C_b$ ) є сильно переохолоджені краплі води.

II. При аналізі аерологічної діаграми звертається увага на наступне:

- якщо значення  $(T - T_d)$  швидко збільшується з висотою, то суттєве обледеніння малоімовірно;

- якщо є затримуючий шар інверсії, ізотермії або малих значень  $\gamma$  або якщо різниця  $(T - T_d)$  зменшуючись з висотою приймає найменше значення біля нижньої межі шару, то зона можливого обледеніння знаходиться під затримуючим шаром (при від'ємній температурі);

- якщо всередині затримуючого шару повітря  $(T - T_d)$  продовжує зменшуватися з висотою, то обледеніння можливе як під затримуючим шаром, так і всередині його;

- якщо на деякій висоті посилюється падіння температури з висотою (збільшується  $\gamma$ ) при одночасному зменшенні  $(T - T_d)$ , то є велика імовірність обледеніння в цьому шарі;

- обледеніння до висоти 2 км імовірно, якщо температура на цих висотах  $T \leq -8(T - T_d) = T_{н.л.}$ , де  $T_{н.л.}$  – температура насичення по відношенню до льоду, так як наростання льоду при обледенінні відбувається звичайно після досягнення насичення відносно поверхні льоду.

III. При аналізі хмарності необхідно особливу увагу звертати на мікроструктурні характеристики, до яких відносяться:

1. Фазовий стан хмарності (краплі, кристали, суміш їх);

2. Розміри крапель;

3. Кількісний вміст крапель в одиниці об'єму хмари (водність в  $г \cdot м^{-3}$ );

При певному фазовому стані  $C_b$  необхідно визначити положення ізотерм  $-10$ ,  $-22,5$  °С поза хмарою і в хмарі.

Положення ізотерм поза хмарою визначається по перетину ізотерм  $-10$ ,  $-22,5$  °С з кривою стратифікації, а в хмарі – з кривою стану. Ізотерма  $-10$  °С є межею між крапельно-рідкою і змішаною частинами хмари. Ізотерма  $-22,5$  °С є межею між змішаною і кристалічною частинами хмари.

В теперішній час досить добре відомо, що обледеніння буває в хмарах, які складаються із одних крапель або у змішаних хмарах (краплі і кристали). У повністю кристалічних хмарах обледеніння відсутнє. У хмарах, які складаються із переохолоджених крапель, імовірність обледеніння дуже велика.

При польоті з великими швидкостями внаслідок гальмування і стиснення повітряної течії попереду профілю обтікання здійснюється перетворення кінетичної енергії в теплову, відбувається, так званий, *кінетичний нагрів* поверхні літака. За рахунок кінетичного нагріву

температура поверхні літака перевищує температуру навколишнього повітря. Кінетичне нагрівання поверхні літака  $\Delta T_k$  поза хмарами можна визначити за формулою:

$$\Delta T_k = \frac{V^2}{2000}, \quad (4.2)$$

де  $V$  - повітряна швидкість літака, м·с<sup>-1</sup>.

В хмарах кінетичний нагрів  $\Delta T_k^{xm}$  на 40...50% менший. Дані про кінетичний нагрів при різних значеннях швидкості польоту наведені в табл. 4.1

Температура поверхні літака  $T_d$  визначається за формулою:

$$T_d = T + \Delta T_k^{xm}. \text{ При польоті зі швидкістю } V \text{ обледеніння можливе, якщо } T_d < 0.$$

Таблиця 4.1 - Значення кінетичного нагріву 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
$\Delta T_k^{xm}, \text{ }^\circ\text{C}$	-	2	4	6	8	11	15	19	23	28

Для визначення умов обледеніння в хмарах на ешелоні польоту за допомогою рис. 4.2 знаходять температуру поверхні літака по температурі повітря на цій же висоті і швидкості польоту. Нагрів бокових частин фюзеляжу та частин крила менший, ніж нагрів передньої кромки крила. Таким чином, розрахувати кінетичний нагрів бокових частин фюзеляжу можна шляхом введення коефіцієнта поновлення  $K$ , який дорівнює 0,9; 0,8 та 0,7.

Наявність даних радіозондування дозволяє в оперативній практиці використовувати для прогнозу обледеніння *співвідношення Годске*  $T_{н.л.} = -8(T - T_d)$ , яке зв'язує дефіцит точки роси з температурою насичення над льодом.

На аерологічну діаграму наноситься крива значень  $T_{н.л.}$ , визначених до десятих градуса, і виділяють шари, в яких  $T \leq T_{н.л.}$ . Інтенсивність обледеніння оцінюється за допомогою таких параметрів:

- при  $T - T_d = 0 \text{ }^\circ\text{C}$  обледеніння в хмарах As, Ns (у вигляді паморозі) буде слабким і помірним; в St, Sc, Cu (у вигляді льоду) - помірно і сильно;
- при  $T - T_d > 0 \text{ }^\circ\text{C}$  в чисто водяних хмарах обледеніння малоімовірно, в мішаних хмарах - переважно слабе, у вигляді паморозі.

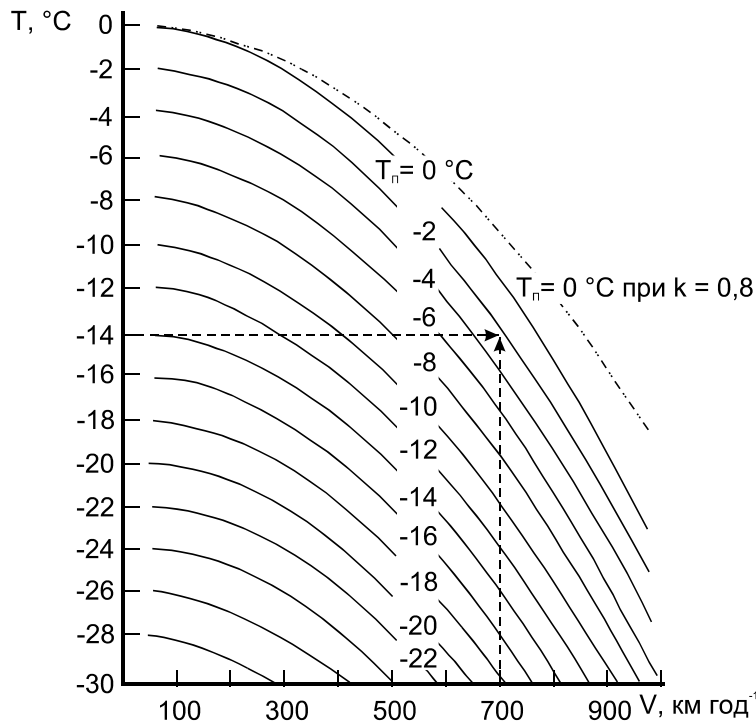


Рис. 4.2 - Графік для визначення температури поверхні літака при польоті в хмарах зі швидкістю  $V$  в залежності від температури оточуючого повітря при середньому коефіцієнті поновлення  $k = 0,8$ .

Для уточнення можливості обледеніння К.Г.Абрамович, Г.В. Васильєва, В.М. Прохорова запропонували дискримінантну функцію:

$$L^* = -0,017H_{нмх} - 0,488T_{нмх} + 0,875, \quad (4.3)$$

де  $H_{нмх}$  - висота нижньої межі хмар, дам;  $T_{нмх}$  - температура на нижній межі хмар, °C. При  $L^* \geq 0$  указується помірне і сильне обледеніння; при  $L^* < 0$  обледеніння ПС не виникає або можливе слабе 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  $-25 \leq T \leq 0$  °C розраховується за формулами:

$$\begin{aligned} L_{850} &= 0,24T + 1,70(T - T_d) - 2,05q - 1,75; \\ L_{700} &= 0,09T + 0,65(T - T_d) - 1,31q - 1,01; \\ L_{500} &= 0,10T + 0,68(T - T_d) - 2,30q - 0,26, \end{aligned} \quad (4.4)$$

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 знімають з рис. 4.3.

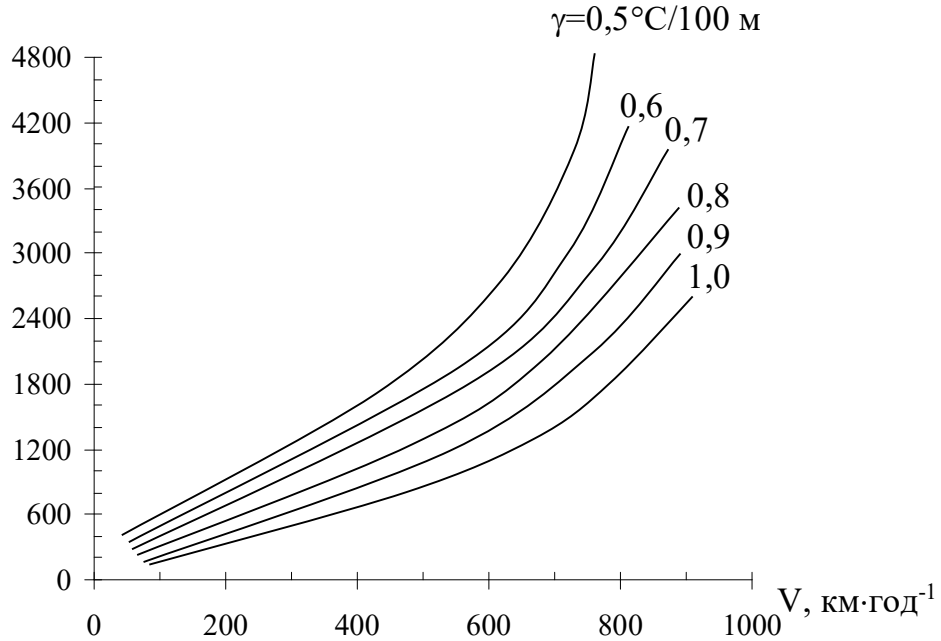


Рис. 4.3. Різниця висот між нульовою ізотермою і рівнем початку обледеніння в залежності від швидкості польоту  $V$  і вертикального градієнта температури  $\gamma$ .

*Інтенсивність обледеніння* літаків за наявності аерологічних даних можна знайти за допомогою номограми (рис. 4.4), яка виражає залежність умов обледеніння від висоти нижньої межі хмар  $H_{\text{нмх}}$  і температури  $T_{\text{нмх}}$ .

Для визначення інтенсивності обледеніння  $I$  (мм·хв<sup>-1</sup>) при польоті через шарувату хмарність слід використовувати номограму (рис. 4.5) параметри якої: температура нижньої межі хмар  $T_{\text{нмх}}$  (°С), вертикальний градієнт температури в хмарах  $\gamma$  (°С/100 м), товщина хмарного шару  $\Delta H$  (сотні метрів) і швидкість польоту літака  $V$  (м·с<sup>-1</sup>).



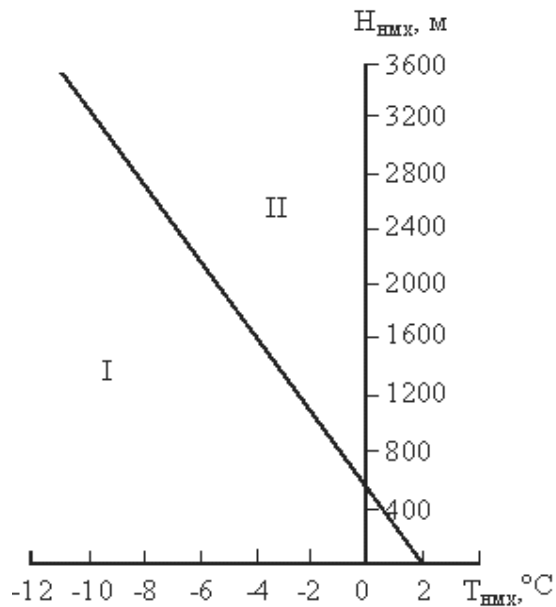


Рис. 4.4 - Графік для прогнозу умов помірною та сильного обледеніння (I) і відсутності обледеніння (II) в хмарах.

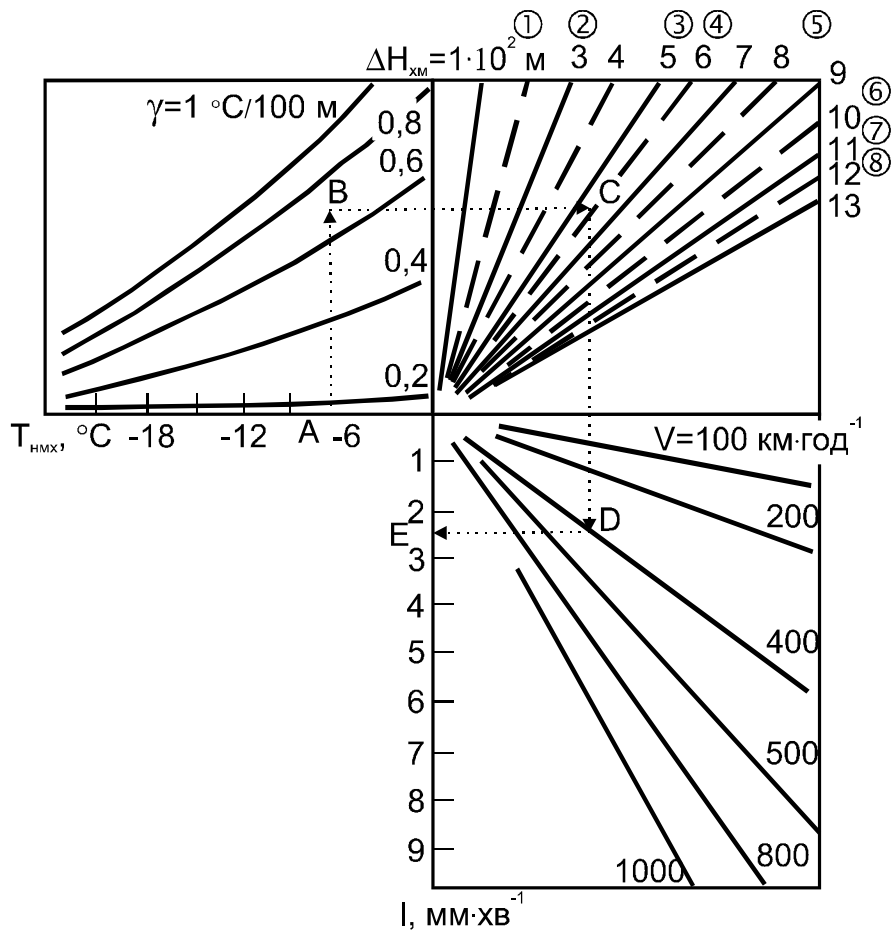


Рис. 4.5 - Номограма для оцінки інтенсивності обледеніння при польоті в шаруватих хмарах.

#### 4.6 Умови випадіння замерзаючих опадів

Переохолоджені опади, які замерзають при випадінні та утворюють ожеледь, являють собою одно із небезпечних явищ погоди. Загальновідомий їх шкідливий вплив на транспорт, лінії зв'язку та електропередач, сільське господарство. Особливу небезпеку вони представляють для авіації, викликаючи обледеніння ПС і ЗПС. Незважаючи на наявність засобів проти обледеніння, льотні події, пов'язані з обледенінням, як і раніше мають місце, наприклад катастрофа ЯК-40 в аеропорту Внуково 9 березня 2000 р. Останнім часом декілька великих авіаційних катастроф в умовах переохолоджених опадів у США, Канаді та інших країнах примусили метеорологів звернути увагу на різні аспекти захищеності ПС від обледеніння. Так, з 1975 по 1988 рр. у США зареєстровано 803 льотні події повністю або частково обумовлених переохолодженими опадами, переважно в зимові місяці. В умовах удосконалення прогнозу обледеніння в кінці 1990-х років під егідою ВМО в ряді країн розгорнуті роботи по вивченню погодних і кліматичних характеристик замерзаючих опадів.

Коротко представимо результати вивчення випадіння замерзаючих опадів, включаючи замерзаючі мряку та дощ у п'яти аеропортах московського аероузла і в Одеському регіоні.

В аеропортах московського аероузла замерзаючі опади реєструються з жовтня по квітень, в Одеському регіоні – з листопада по березень. Тривалість епізодів випадіння замерзаючих опадів складає від 1 до 18 год безперервної реєстрації і у 83% випадків не перевищує 3 год.

Замерзаючі опади спостерігаються переважно при незначних від'ємних температурах повітря (від  $-6,0$  до  $-0,1$  °C і від  $-2,0$  до  $-0,1$  °C відмічено 89,5% і 49,0% випадків відповідно), при падінні тиску і вітрі швидкістю  $3...7$  м·с<sup>-1</sup> (89,4% випадків) при переважанні південно-західного, південного і західного напрямків (64%) в аеропортах московського аероузла та північного, північно-східного, східного вітру (80,9%) в Одеському регіоні. Рідше за все замерзаючі опади спостерігаються при північно-східному вітрі (1,8%) в аеропортах московського аероузла, а для Одеського регіону максимум (34,1% випадків) замерзаючих опадів виникає при цьому напрямку вітру, в той час як вітри з моря (південні, південно-східні, східні) зустрічаються порівняно рідко (лише східний вітер має найбільшу повторюваність – 17,5%).

В Європі певна частина замерзаючих опадів випадає в діапазоні приземних температур від 0 до 2 °C, хоча переважна більшість має місце при приземних температурах від  $-5$  до 0 °C. Якщо температура на верхній межі хмари знаходиться в межах від 0 до  $-10$  °C, а біля землі є слабко плюсовою, то створюється вкрай небезпечна ситуація з точки зору обледеніння ПС у замерзаючих опадах.

Товщина хмарних шарів не перевищує 2000 м, а із тонких (< 600 м) хмар випадала замерзаюча мряка, а не дощ.

Інверсійні шари спостерігаються в 90% випадків. Товщина цих шарів складає 200...800 м, а різниця температур на межах не перевищує 5 °С.

Зсуви вітру в особливих (холодних, теплих, хмарних, інверсійних) шарах звичайно малі (0...2 і 2...4 м·с<sup>-1</sup> на 100 м) з переважанням повороту вітру за годинниковою стрілкою від нижньої до верхньої межі шару. Це пояснюється ефектом тертя в граничному шарі, а також переважанням адвекції тепла у відповідних шарах. Струмінні течії нижніх рівнів (швидкість вітру  $\geq 15$  м·с<sup>-1</sup> на висотах нижче 2000 м) зустрічаються рідко.

Замерзаючі опади переважно випадають в циклонічних полях приземного тиску, особливо часто у південно-східному, південному та південно-західному секторах циклонів. Замерзаючий дощ і мряка спостерігаються, відповідно, у чотири і два рази частіше у фронтальних зонах, ніж у внутрішньомасових умовах. У фронтальних зонах відмічені 68% всіх випадків замерзаючих дощів і половина випадків замерзаючої мряки.

У більшості випадків замерзаючі опади виникають при значних контрастах біля поверхні землі і і високій бароклинності в шарах 850...500 і 925...700 гПа. Особливо явно просліджується зв'язок замерзаючих опадів з адвекцією тепла (70%).

Всі статистичні зв'язки з наземною погодою, вертикальною структурою атмосфери і синоптичними умовами краще виражені у випадках замерзаючого дощу, ніж мряки.

#### *Контрольні запитання*

1. Що таке обледеніння?
2. Назвати причини, що призводять до обледеніння літаків.
3. Які форми відкладення льоду можуть спостерігатися в польоті?
4. Які методи боротьби з обледенінням використовуються?
5. Як оцінюється можливість обледеніння за даними температурно-вітрового зондування атмосфери?
6. Як враховується кінетичний нагрів при оцінці умов обледеніння?

## 5 МЕТЕОРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ПОЛЬОТІВ НАДЗВУКОВИХ ТРАНСПОРТНИХ ЛІТАКІВ

### 5.1 Особливості польоту надзвукового літака

Наполеглива боротьба за висоту і швидкість польотів розпочалася з перших кроків розвитку авіації. Ці дві характеристики польоту тісно пов'язані між собою, так як значних швидкостей можна добитися лише на великих висотах.

Підвищення стелі літаків і швидкості польоту досягалось збільшенням потужності аеродвигунів та покращенням аеродинамічних якостей літаків. Чим далі, тим складнішим ставало досягнення великих висот і швидкостей польоту.

Для винаходу реактивного двигуна знадобилось напрочуд багато часу, якщо врахувати, що основоположний принцип, на якому він працює був відомий ще в Древній Греції. Деякий винахідник, на ім'я Герон, сконструював кулю, яка поверталась під дією пари, що виривалась із неї. Ідея створення літального апарату на реактивній тязі вперше виникла в 1865 році, але вперше літаки, які піднялися в небо, в якості двигуна використовували повітряний гвинт (пропелер). Реактивна тяга не розглядалась серйозно, поки через 25 років після першого польоту братів Райт (грудень 1903 р.), англійський льотчик Френк Уїтллі не захопився цією ідеєю.

Поява реактивної авіації відкрила нові можливості для досягнення великих висот і швидкостей. Відомо, що реактивний двигун ефективний лише на великих висотах і нерентабельний на малих. Незначна густина повітря в стратосфері дає можливість розвинути велику швидкість. Проте при швидкостях польоту понад 400...500 км·год<sup>-1</sup> проявляється стискання повітря, яке впливає на аеродинамічні характеристики літака.

Відомо, що на різній висоті звук поширюється з різною швидкістю. На рівні моря ця швидкість становить приблизно 1225 км·год<sup>-1</sup>, але по мірі підйому в більш холодні повітряні шари її величина зменшується (таблиця).

Австрійський вчений Ернст Мах розробив методикку співвідношення швидкості польоту безпосередньо зі швидкістю звуку, яка в його честь отримала назву Мах.

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:

$$M = \frac{V}{a}, \quad (5.1)$$

де  $V$  - швидкість літака,  $a$  – швидкість звуку.

Таблиця – Значення швидкості звуку (а) в сухому повітрі при різній температурі повітря

T, °C	a, м·с <sup>-1</sup>	a, км·год <sup>-1</sup>
0	332	1200
-10	325	1170
-20	319	1148
-30	313	1127
·	·	·
·	·	·
·	·	·
-56	295	1062

$a \approx 20\sqrt{T}$ .

Із зростанням V, тобто зі збільшенням M, лобовий опір, обумовлений стисканням повітря, також зростає, особливо при швидкостях близьких до швидкості звуку (а).

В залежності від ступеню стискання повітря розрізняють такі течії:

- нестискально дозвукова –  $0 < M < 0,5$ ;
- стискально дозвукова –  $0,5 < M < 0,8$ ;
- навколосвукова –  $0,8 < M < 1,2$ ;
- 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» і TU-144 мали тільки  $M = 2,0$  на крейсерському польоті.

В листопаді 2004 року Національне аерокосмічне агентство США (НАСА) здійснило успішне випробування гіперзвукового літака X-43A. Він встановив абсолютний світовий рекорд –  $11000 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  (11 M) завдяки унікальному реактивному двигуну «скрем-джет».

Політ НТЛ складається з п'яти фаз:

1. Фаза зльоту та початкового набору висоти з дозвуковою швидкістю –  $M < 1,0$ . Висота першої фази – 10...13 км.

2. Фаза розгону літака на висоті від 10...13 км до 18...20 км зі збільшенням швидкості від  $M = 1,0$  до  $M = 2,5$ . Протягом перших двох фаз літак проходить приблизно 500 км.

3. Крейсерський політ з поступовим набором висоти при швидкості від  $M = 2,0 \dots 2,5$  до  $M_{\max}$  по мірі вироблення палива.

4. Зниження з переходом на дозвуковий режим при зменшенні швидкості від  $M = 2,5$  до  $M < 1,0$ .

5. Заходження на посадку при швидкості  $M < 1,0$ . Протягом останніх двох фаз літак проходить 500 км.

Весь політ складає від 5000 до 6000 км.

Складові аеродинамічної сили для НТЛ можуть визначатися за наступними виразами:

$$X = 0,7 c_x SPM^2,$$

$$Y = 0,7 c_y SPM^2.$$

## 5.2 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 полягає в тому, що температура впливає на:

- а) умови обледеніння літаків;
- б) характер хмар та опадів;
- в) температуру зовнішньої поверхні літака.

Непрямий вплив виявляється через густину повітря, яка в 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 оточуючого повітря та зменшується при зростанні температури відносно стандартної атмосфери.

Для НТЛ, виконуючого політ з крейсерською швидкістю 2,2 М, зростання температури повітря відносно стандартної на 5 °С може викликати зменшення швидкості на 25% у другій фазі польоту, тобто після досягнення надзвукової швидкості. Внаслідок цього зростає час досягнення висоти крейсерського польоту літака, а це веде до перевитрати палива, що може досягати 20% від запланованого.

Для НТЛ при польоті по трасі протяжністю 5900 км з крейсерською швидкістю 3,0 М зростання температури повітря відносно стандартної на 16 °С викликає перевитрату палива до 5000 кг (загалом запас палива для НТЛ 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 (на дозвуковій швидкості) на горизонтальний політ для розгону з надзвуковою швидкістю.

Для НТЛ окрім практичної та теоретичної стель впроваджені поняття статичної та динамічної стель.

*Статична стеля* – найбільша висота горизонтального польоту з постійною швидкістю.

*Динамічна стеля* – найбільша висота, якої може досягнути НТЛ за рахунок використання кінетичної енергії літака, тобто за рахунок втрати швидкості.

Стеля НТЛ визначається температурним режимом в стратосфері. При зміні температури повітря стеля літака може коливатися в широких межах. Так, при підвищенні температури повітря на рівні 100 гПа на 10...15 °С стеля НТЛ при  $M = 2$  зменшиться приблизно на 1,0...1,5 км.

При польотах з великими швидкостями відбувається кінетичний нагрів лобових частин літака. Величина кінетичного нагріву повністю загальмованого потоку у лобових частин літака обчислюється за формулою:

$$\Delta T = \frac{V^2}{2000}, \quad (5.2)$$

де  $V$  – повітряна швидкість,  $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

Найбільшого нагріву зазнає ніс літака, де кінетична енергія повністю переходить у теплову. Трохи менше нагріваються кінці стрілоподібних крил, оскільки відбувається розкладення вектора повітряної швидкості на дотичну та нормальну складові до передньої кромки крила. Ще менше нагрівається зовнішня поверхня фюзеляжу. Нагрів обшивки літака залежить від тривалості польоту з великою швидкістю. Під час довготривалого польоту зовнішня поверхня може нагріватися до 200 °С. При незначній тривалості польоту внаслідок запізнення нагріву (теплової інерції) нагрів невеликий. При швидкості НТЛ 2,2 М зовнішня поверхня може нагрітися до 130 °С, при 2,5 М – до 150 °С, при 2,7 М – до 200 °С.

Кінетичний нагрів викликає зменшення опору матеріалу до розриву. При швидкості НТЛ 2,2 М і температурі повітря -56 °С кінетичний нагрів призводить до значного зменшення опору матеріалу зі звичайного алюмінієвого сплаву. Тому, якщо температура повітря у стратосфері вища, ніж у СА, то слід зменшувати повітряну швидкість літака до значень, при яких температура кінетичного нагріву поверхні літака нижче максимально припустимого значення. Однак, у цьому випадку одночасно зі зменшенням крейсерської швидкості знижується висота польоту та зростає тривалість польоту.

Величина кінетичного нагріву літака зростає зі збільшенням зустрічного вітру. При швидкості НТЛ 2,2 М збільшення зустрічного вітру

на  $3 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  викликає кінетичний нагрів зовнішньої поверхні фюзеляжу, що дорівнює нагріву літака при збільшенні температури повітря на  $1 \text{ }^\circ\text{C}$  (по відношенню до її величини в СА).

Вітер на рівні крейсерського польоту незначно впливає на його тривалість, тому що політ виконується з великою швидкістю, але вплив вітру дуже відбивається на витраті палива. Так, при зустрічному вітрі  $25 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  витрата палива НТЛ при швидкості  $2,2 \text{ М}$  зростає на  $4\%$  та складає  $3300 \text{ кг}$ , тобто еквівалентна перевитраті палива при підвищенні температури повітря на  $10 \text{ }^\circ\text{C}$  відносно стандартних значень.

Також слід урахувати температуру і вітер при переході до надзвукового режиму, який 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 повітря у тропопаузі. Наприклад, влітку внаслідок значного прогріву стратосфери найкраще переходити до надзвукового режиму лише на рівні тропопаузи, де температура буде найнижчою, але навіть там температура може перевищувати  $56,5^\circ\text{C}$ .

Розглянемо найбільш вигідні маршрути НТЛ у різні сезони року.

У північній півкулі середня місячна температура на ізобаричній поверхні  $50 \text{ гПа}$  (висота крейсерського польоту) з квітня до вересня над полярними та помірними широтами до  $55 \text{ }^\circ \text{ пн. ш.}$  значно перевищує стандартну. Влітку на широті  $85 \text{ }^\circ \text{ пн. ш.}$  температура повітря вища  $-40 \text{ }^\circ\text{C}$ , тобто на  $16 \text{ }^\circ\text{C}$  тепліше стандартної; у межах  $40\dots50 \text{ }^\circ \text{ пн. ш.}$  вона перевищує стандартну на  $8\dots10 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Таким чином, у 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 стратосферний антициклон.

В холодне півріччя (з листопада до лютого) середня місячна температура на ізобаричній поверхні  $50 \text{ гПа}$  над широтами  $45\dots55 \text{ }^\circ \text{ пн. ш.}$  максимально відхиляється від стандартної ( $5\dots11 \text{ }^\circ\text{C}$ ) у бік тепла, таким чином взимку найкраще літати над полярними та тропічними регіонами.

У березні та жовтні температура повітря на поверхні  $50 \text{ гПа}$  над полярною областю приблизно дорівнює стандартній і має максимум у межах  $55\dots65 \text{ }^\circ \text{ пн. ш.}$ , де відмінна на  $6\dots11 \text{ }^\circ\text{C}$  від стандартної.

### **5.3 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 польоті ПС зі швидкістю



близькою до швидкості звуку, тому що сильно зростає лобовий опір внаслідок стискання повітря. В залежності від швидкості польоту виділяють 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, яке рухається, є джерелом звуку. Таке тіло під час зіткнень з частинками повітря перед собою породжує звукову хвилю, яка передається від одних повітряних частинок до інших зі швидкістю звуку. Частинки отримують сигнал у вигляді звукових коливань.

При швидкості тіла набагато меншій за швидкість 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 їй, то на літаку, в окремих точках, виникають місцеві швидкості. Літак буде зазнавати слабого опору.

Якщо швидкість літака дорівнює швидкості звуку, то у кожний момент він наздоганяє коливання частинок, які породжені його рухом, і прибуває 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, які рухаються разом з ним, а це може призвести до його руйнування.

Якщо швидкість літака перевищує швидкість звуку, то звукові хвилі відстають від літака, і позад нього утворюється „сім'я” сферичних хвиль. В кожний момент часу літак породжує нові хвилі, а ті, що сформувалися раніше, розповсюджуються позаду літака. Через це вслід літаку створюється *конус збурення*, який тим гостріший, чим більша швидкість літака. Поверхня цього конусу є фронтом ударної хвилі.

Всі характеристики на межі конусу змінюються стрибкоподібно. Інтенсивність стрибка залежить від відстані до джерела збурення. Найсильніший стрибок пов'язаний з великим опором повітря та перепадами його тиску і густини.

*Звуковий удар* – створюється в результаті поширення ударної хвилі, яку формує літак, що йде зі звуковою або надзвуковою швидкістю. Внаслідок перетину фронту ударною хвилею над поверхнею землі поширюється звуковий удар. Мікробарографи реєструють стрибок атмосферного тиску. Звичайно буває два звукових удари – від носової та хвостової частини літака. Якщо різниця між ними більше 0,08 с, то вухо відчуває два удари, а якщо менше 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  $\Delta P = 5 \dots 15 \text{ кг}\cdot\text{см}^{-2}$  – вилітає скло з вікон, при  $\Delta P \geq 40 \text{ кг}\cdot\text{см}^{-2}$  – руйнуються будівлі.

На поширення ударної хвилі значно впливає стан атмосфери – головним чином вертикальний розподіл температури повітря та вітру, а в меншій мірі вологість повітря, хмарність та опади.

Формування прямого конусу ударної хвилі можливе тільки при ізотермії.

При рівномірному зниженні температури з висотою, тобто при нормальному вертикальному градієнті температури, фронт ударної хвилі стає увігнутим. Пояснюється це тим, що по мірі поширення фронту ударної хвилі від літака, який летить, до земної поверхні температура повітря підвищується, а разом з нею збільшується швидкість звуку.

При наявності зустрічного вітру, швидкість якого збільшується з висотою, фронт ударної хвилі стає також увігнутим. Скривлення фронту ударною хвилею відбувається внаслідок геометричного складення векторів швидкості вітру на різних рівнях з вектором швидкості поширення звуку, який направлений перпендикулярно фронту ударної хвилі в сторону незбуреного повітря.

Цілком очевидно, що в атмосфері на швидкість поширення ударної хвилі розподіл температури і вітру діють одночасно. Слід також мати на увазі, що інверсії температури повітря в тропосфері послаблюють енергію хвиль, а атмосферна турбулентність обумовлює складний характер фронту ударної хвилі за рахунок зміни положення літака у просторі при інтенсивній турбулентності.

З метою забезпечення безпеки людей на землі літакам не дозволяється створювати ударні хвилі на висотах нижче 8...10 км.

#### **5.4 Умови бовтанки та обледеніння для надзвукових літаків**

Повторюваність турбулентності у стратосфері менша у порівнянні з тропосферою, але вона завжди виникає при ясному небі і внаслідок своєї раптовості є надзвичайно небезпечною, тому що НТЛ у фазі крейсерського польоту може вийти на критичний 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 слід здійснювати поза купчасто-дощовими хмарами і поза зонами великих градієнтів температури повітря та швидкості вітру.

В результаті дослідження більше 4000 польотів НТЛ над різними регіонами СНД виявлено наступні характеристики турбулентності:

- для зустрічі з випадком бовтанки будь-якої інтенсивності треба пролетіти в стратосфері 7300 км;

- для зустрічі з помірною та сильною бовтанкою – 11400 км;

- для зустрічі з сильною та дуже сильною бовтанкою – 33000 км;

- середня повторюваність бовтанки без урахування її інтенсивності на висоті 11...20 км складає 9,6%, хоча частіше зустрічається слабка або помірна бовтанка;

- повторюваність сильної та дуже сильної бовтанки – 2,2%;

- найбільша повторюваність бовтанки у стратосфері спостерігається взимку, а найменша – влітку;

- довжина зон з бовтанкою коливається від 13 до 250 км, але найбільш імовірна – 62 км;

- турбулентність більш інтенсивна при довжині зони бовтанки від 25 до 100 км;

- товщина зон з бовтанкою у стратосфері в 74% випадків не більше 300 м, в окремих випадках – не більше 1000 м;

З висотою зменшується інтенсивність турбулентності, та у середньому на висотах 18...21 км швидкість вертикальних поривів в 2...3 рази менша ніж у межах 6...12 км.

Розглянемо умови обледеніння надзвукових літаків. Як відомо, обледеніння дозвукових літаків відбувається при температурі повітря нижче  $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$  переважно в переохолоджених хмарах та опадах. Інтенсивність обледеніння залежить від водності хмар та швидкості літака. Водність хмар зменшується зі зниженням температури, що зменшує інтенсивність обледеніння літака. Тобто температура повітря впливає непрямым чином.

На інтенсивність обледеніння ПС впливає різниця температур літака та повітря, кінетичне нагрівання літака. Повторюваність обледеніння дозвукових літаків зі швидкістю менше  $600\text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  у 6 разів більша, ніж у літаків, які мають велику швидкість.

Теоретично обледеніння НТЛ можливе під час всіх фаз польоту крім третьої. Якщо НТЛ протягом першої фази набирає висоту зі швидкістю  $720\text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ , то обледеніння можливе тільки при температурі меншій за  $-12\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Повторюваність обледеніння дозвукового літака при температурі меншій за  $-12\text{ }^{\circ}\text{C}$  складає приблизно 20...30%. Зі зниженням температури повторюваність обледеніння швидко зменшується, і вже при температурі меншій за  $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$  складає лише 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 нижній межі цього шару швидкість НТЛ складає  $950\text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ , що

нижче швидкості звуку, на верхній межі -  $1350 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$ . Таким чином, на нижній межі шару під час другої фази обледеніння можливе тільки при температурі меншій за  $-20 \text{ }^\circ\text{C}$ , що мало ймовірно. На верхній межі при швидкості польоту  $1350 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$  обледеніння можливе лише при температурі меншій за  $-39 \text{ }^\circ\text{C}$ .

На протязі крейсерського польоту (третя фаза) обледеніння практично та теоретично неможливе, так як при температурі повітря, яка компенсує виникаюче при цьому кінетичне нагрівання ( $-35 \text{ }^\circ\text{C}$  і нижче), водність хмар менше  $0,1 \text{ г}\cdot\text{м}^{-3}$ , тобто менше величини, що є граничною для виникнення обледеніння.

Найбільш небезпечні для обледеніння четверта та п'ята фази (зниження і заходження на посадку), тут воно може тривати  $5 \dots 10$  хв.

Таким чином, літаки з надзвуковими і значними дозвуковими швидкостями підлягають обледенінню переважно під час зльоту, набору висоти і особливо зниження та заходу на посадку. На цих режимах польоту, що вимагають обмеження швидкості, умови обледеніння всіх типів літаків близькі до умов для турбогвинтових літаків.

#### *Контрольні запитання*

1. Від чого залежить число  $M$ ?
2. Із яких фаз складається політ надзвукового літака?
3. Як впливає вітер і температура повітря на політ надзвукового літака?
4. Де краще здійснювати перехід до надзвукової швидкості?
5. Що таке ударна хвиля і звуковий удар?
6. Як залежить поширення ударної хвилі від метеорологічних умов?
7. Чи можуть підлягати бовтанці та обледенінню надзвукові літаки?

## 6 ДІАГНОЗ ТА ПРОГНОЗ ТУМАНІВ

### 6.1 Загальні відомості про умови утворення туману

*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 згоряння великої кількості палива промисловістю, транспортом тощо.

Туман виникає при відносній вологості від 97 до 100%. В залежності від фізичних процесів формування тумани поділяють на три основних класи:

- тумани охолодження (радіаційні, адвентивні і адвективно-радіаційні);

- тумани випаровування;

- тумани від згоряння палива.

В залежності від синоптичних умов формування виділяють два типи туманів: внутрішньомасові і фронтальні.

*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 у вечірній строк за рахунок радіаційного охолодження підстильної поверхні. Формування радіаційного туману відбувається в антициклонах, гребнях, баричних сідловинах, іноді, переважно влітку, у малоградієнтному полі зниженого 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 увігнутий рельєф місцевості (долина, улоговина), куди вночі стікає повітря з більш високих місць, застоюється і додатково охолоджується.

*Адвективні тумани* виникають в теплому 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 °С, в прогнозі на 1...2 доби слід вказати туман. При дефіцитах точки роси більше 6 °С умови для туману практично відсутні. Більшість адвективних туманів формується або посилюється пізно увечері і розсіюється або слабшає вранці. Формування туману за рахунок чисто адвективного фактору над суходолом спостерігається рідко, як правило, адвективна причина доповнюється радіаційним фактором.

*Адвективно-радіаційний туман* формується над охолодженим суходолом 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  $f \geq 70\%$ . Чим більша різниця між температурою води і температурою повітря, тим густіший туман. Якщо в сильно вихолоджену 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 призводить 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.

*Фронтальний туман* виникає:

1. Попереду малорухомого теплого фронту або фронту оклюзії по типу 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 тощо.

Тумани всіх видів спостерігаються, як правило, при стійкій стратифікації в граничному шарі атмосфери і за 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.

## 6.2 Прогноз радіаційних туманів

За методом *О.С. Зверєва* прогноз розробляють у такій послідовності:

а) за фактичною і прогностичною картами погоди оцінюють можливість виникнення радіаційного туману;

б) температуру туманоутворення  $T_T$  визначають за формулою:

$$T_T = T_d - \delta T_T, \quad (6.1)$$

де  $T_d$  - точка роси за 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. 6.1). На цьому графіку від значення точки роси піднімаються по вертикалі вгору до перетину з демаркаційною кривою, потім зміщуються по горизонталі вправо і на вертикальній осі відраховують додаткове охолодження  $\delta T_T$ ;

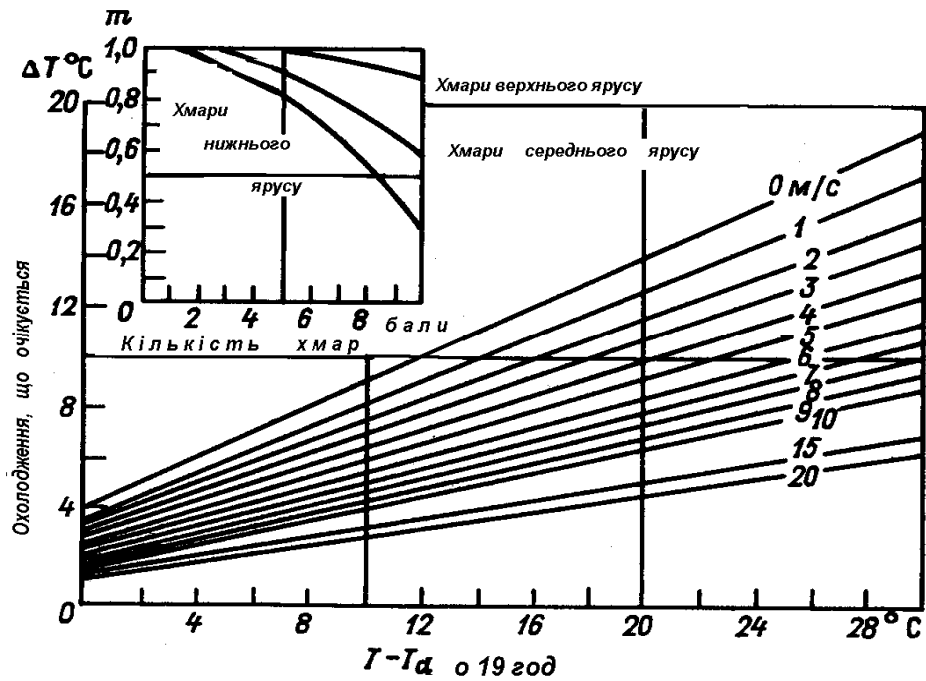


Рис. 6.1 – Номограма для прогнозу нічного мінімуму температури за даними спостережень о 17...19 год місцевого часу.

в) прогнозують мінімальну температуру повітря біля поверхні землі:

$$T_{\min} = T_0 - m \delta T_T, \quad (6.2)$$

де  $T_0$  - температура повітря за 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. 6.2);

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. 6.3) визначають частку ночі  $n$ , коли слід очікувати утворення туману (при заході Сонця  $n = 0$ , опівночі  $n = 0,5$ , при сході Сонця  $n = 1$ ).



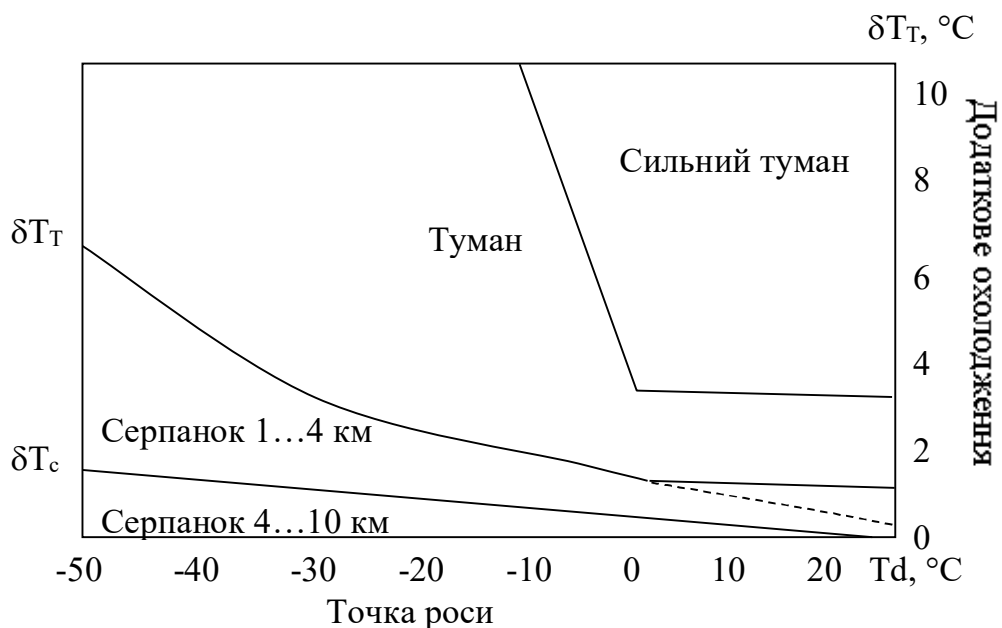


Рис. 6.2 - Графік для визначення додаткового охолодження  $\Delta T_T$ .

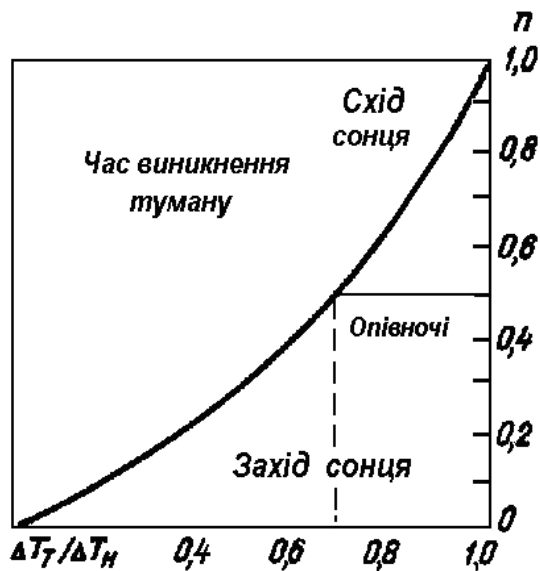


Рис. 6.3 – Графік для прогнозу часу формування туману.

За методом М.В. Петренка прогноз туману здійснюється так:

- а) за фактичною і прогностичною картами погоди оцінюють можливість виникнення радіаційного туману;
- б) за формулою (6.1) обчислюють  $T_T$  - температуру туманоутворення;
- в) додаткове охолодження  $\Delta T_T$  визначають за даними табл. 6.1.

Таблиця 6.1 - Середні значення додаткового охолодження  $\delta T_r$   
(згідно М.В. Петренка та П.А. Сироти)

Td, °C	$\delta T_r$ , °C	
	Район 1	Район 2
20...11	1.7	2.2
10...0	2.0	2.3
-1...-10	2.2	2.5
-11...-20	2.7	3.0
-20...-30	3.4	3.6

Район 1 – район, де спостерігається перенос повітря з міст (при  $T_d < 0$  °C) та перенос повітряних мас з водоймищ (при  $T_d > 0$  °C). Район 2 знаходиться на рівнинній місцевості на значній відстані від населених пунктів і значних водоймищ;

г) складають (за одним із існуючих методів) прогноз мінімальної температури повітря  $T_{min}$ . Якщо виявиться, що  $T_{min} > T_r$ , то туман не прогнозується. Якщо  $T_{min} \leq T_r$ , 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 °C;
- при температурі повітря від 0 до -10 °C конденсація виникає в шарі, де дефіцит точки роси не перевищує 1 °C;
- при температурі повітря від -20 до -30 °C конденсація можлива при дефіциті точки роси приблизно 2...3 °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. 6.4) по вихідному значенню точки роси  $T_d$  і її максимальному 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.

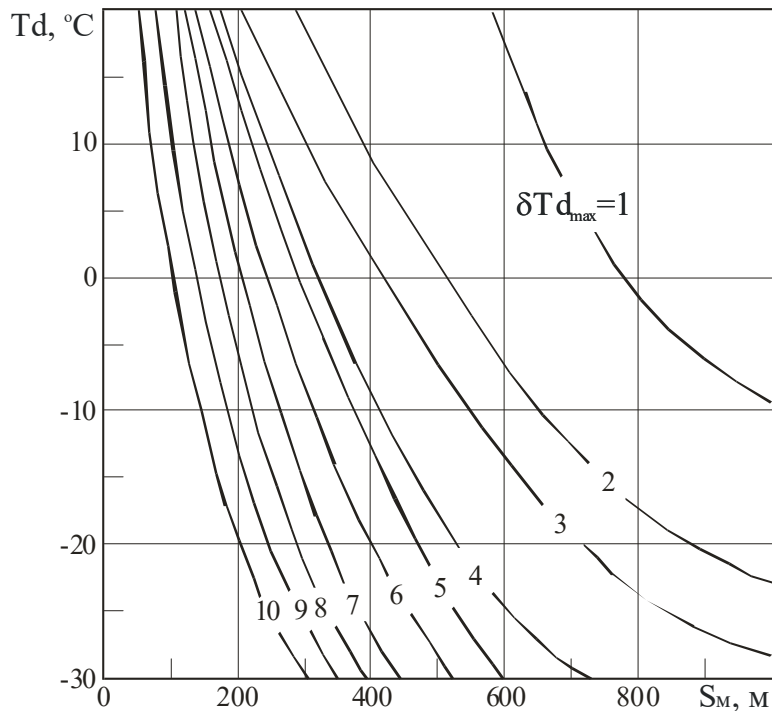


Рис. 6.4 - Номограма для прогнозу мінімальної видимості в радіаційному тумані (згідно М.В. Петренка та П.А. Сироти).

*За методом Б.В. Кирюхіна*

Для визначення можливості посадки літаків на аеродромі, що має мінімум  $50 \times 500$ , слід скористатися номограмою, запропонованою Б.В. Кирюхіним (рис. 6.5).

Номограма дозволяє знайти за значенням температури і відносної вологості повітря необхідне зниження температури для досягнення насичення ( $\Delta T_1$ ) і додаткове зниження температури для виникнення туману різної інтенсивності ( $\Delta T_2$ ).

Загальне зниження температури, необхідне для виникнення туману ( $\Delta T_T$ ), буде дорівнювати

$$\Delta T_T = \Delta T_1 + \Delta T_2 ,$$

а отже,

$$T_T = T - \Delta T_T .$$

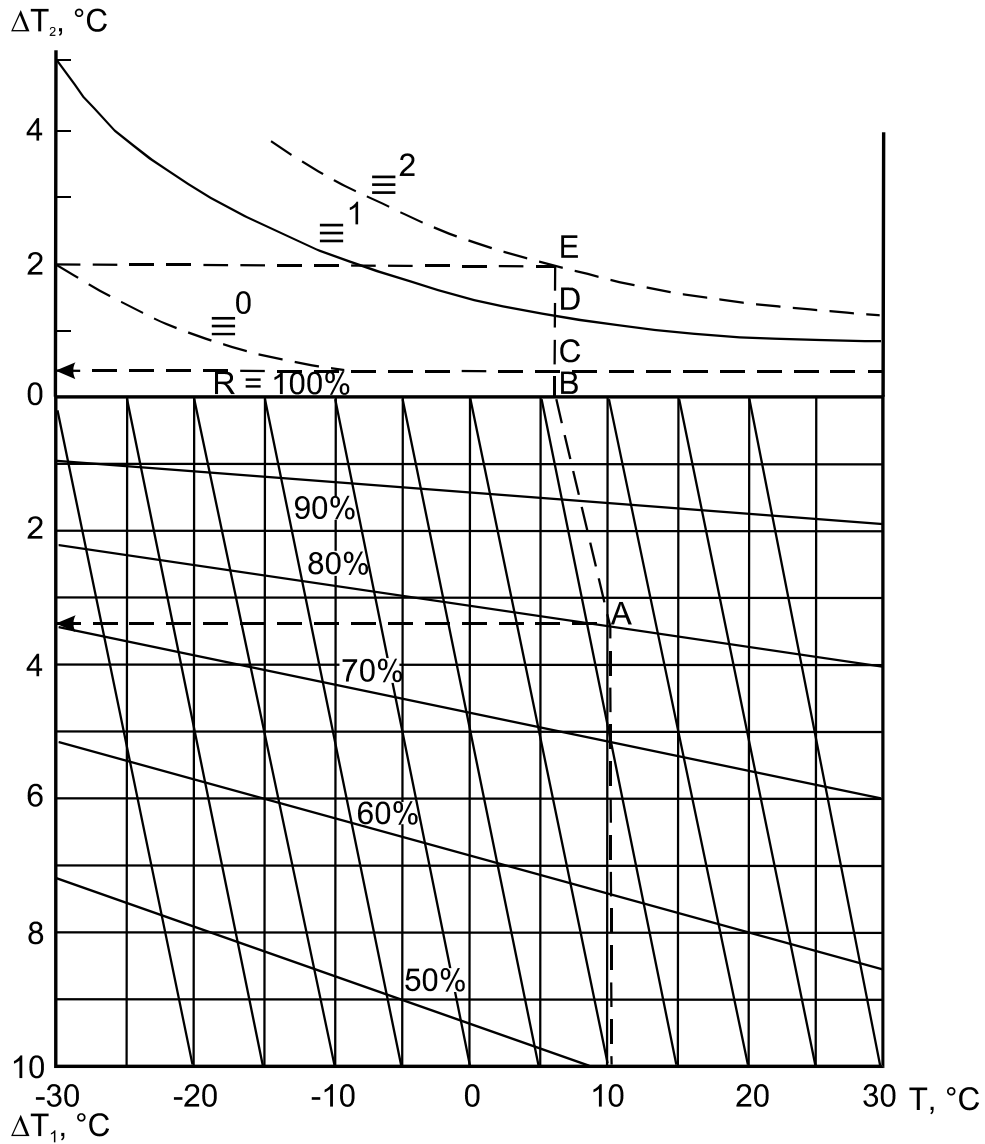


Рис. 6.5 – Номограма Б.В. Кирюхіна для прогнозу туманів.

Величини  $\Delta T_1$  і  $\Delta T_2$  визначаються за номограмою (рис. 6.5), потім розраховується значення  $T_T$  і порівнюється з мінімальною температурою повітря. Порядок визначення зниження температури, необхідного для виникнення туману, показаний на рис 6.5.

### 6.3 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 частинок робиться припущення, що баричне поле квазістаціонарне для інтервалу часу, на який будується траєкторія

(протягом 6 год). В прогнозі із 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 вверх 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 ( $T_a$ ), 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 частинки і фактичними їх значеннями в пункті прогнозу, відповідно ( $T_a - T_{\phi}$ ) і ( $T_{d_a} - T_{d_{\phi}}$ ), а також дефіцит точки роси на початку траєкторії  $(T - T_{d_a})$ .

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 частинки повітря. Довжину відрізка  $L$  (в км) розраховують за формулою

$$L = 3,6 u_{15} \frac{\Delta n'_1}{\Delta n_1} \Delta t = 16,2 u_{15} \frac{\Delta n'_1}{\Delta n_1}, \quad (6.3)$$

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

$$L = 16,2 u_{15} \frac{\Delta n_1}{\Delta n_2}, \quad (6.4)$$

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  $\Delta T/\Delta S = (T_a - T_\phi)/\Delta S$  і точки роси  $\Delta Td/\Delta S = (Td_a - Td_\phi)/\Delta S$  вздовж траєкторії довжиною  $\Delta S$ , в сотнях км (рис. 6.6). Чим більші додатні значення градієнтів, тим більша імовірність туману.

4. На полі графіка (рис. 6.6) знаходять точку перетину значень градієнта температури  $\Delta T/\Delta S$  і дефіциту точки роси  $(T - Td)_n$ . 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.

5. Якщо за графіком (рис. 6.6) очікується туман, то додатково використовують графік, наведений на рис. 6.7. На ньому знаходять точку перетину значень  $\Delta Td/\Delta S$  і дефіциту точки роси  $(T - Td)_n$  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 графіка використовується при прогнозі видимості в тумані.

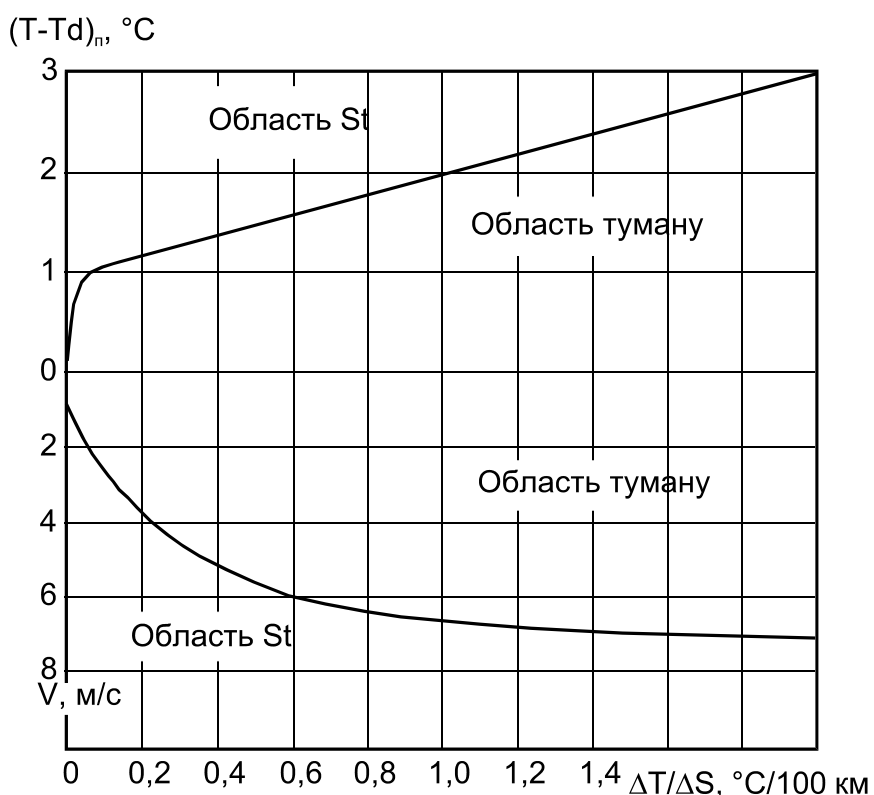


Рис. 6.6 – Комплексний графік для прогнозу адвективного туману.

6. Якщо  $\Delta Td/\Delta S > 1 \text{ } ^{\circ}\text{C}/100 \text{ km}$ ,  $(T - Td)_n < 2 \text{ } ^{\circ}\text{C}$ , а очікувана швидкість вітру  $u < 4 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$ , 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  $1...2 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$  або при зміні адвекції теплого повітря на адвекцію сухого холодного повітря. В теплу пору року розсіювання адвективного туману можливе внаслідок денного прогріву повітря.

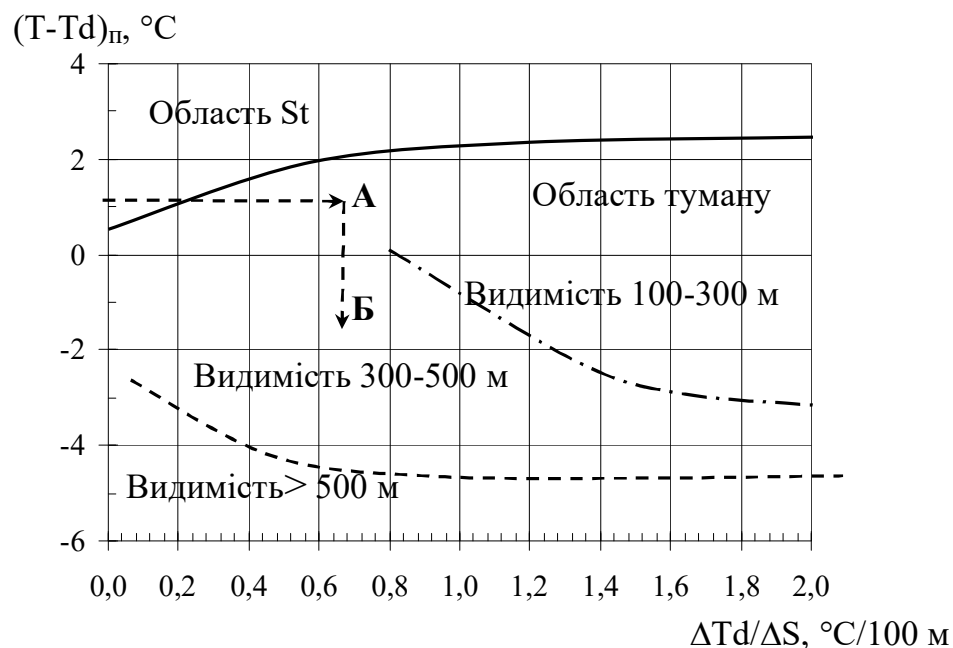


Рис. 6.7 – Комплексний графік для прогнозу адвективного туману та видимості в ньому.

*За методом І.В Кошеленка*

Прогноз туману і низької хмарності із завчасністю 8...10 год робиться за допомогою номограми (рис. 6.8). На вертикальній осі відкладається прогностичне значення швидкості вітру, на горизонтальній осі - 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  $T_{d_a}$  та фактичною температурою повітря  $T_{\phi}$ . Таким чином, якщо  $T_{d_p} - T_{\phi} \geq 0$ , прогнозуємо туман.

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 частинки повітря.

2. На початку траєкторії визначають точку роси  $T_{d_p}$ .

3. Прогнозують температуру повітря  $T$  в заданому пункті з урахуванням адвективних і трансформаційних змін температури. Якщо  $T < T_{d_p}$ , туман можливий.

4. Якщо відоме значення вертикального градієнта температури ( $\gamma$ ) в граничному шарі повітряної маси, що переміщується, то імовірність туману визначають за графіком (рис. 6.8).



5. Час виникнення адвективного туману передбачають за швидкістю переміщення в напрямку заданого пункту зон туманів або за часом, коли очікується охолодження частинки повітря, що переміщується, до значення  $T_{dн}$ .

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 тощо).

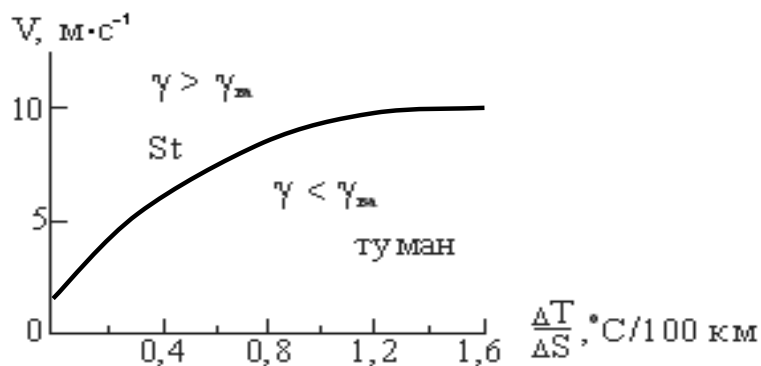


Рис. 6.8 - Графік для прогнозу адвективного туману.

$V$  – очікувана швидкість вітру в пункті прогнозу;  
 $\Delta T/\Delta S$  – горизонтальний градієнт температури вздовж шляху переміщення частинки повітря.

*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 графіком, який запропонувала Л.А. Ключникова (рис. 6.9). Трансформаційне охолодження повітря при цьому прямо пропорційне різниці температури води  $T_v$  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  $T_v - T_c$  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.

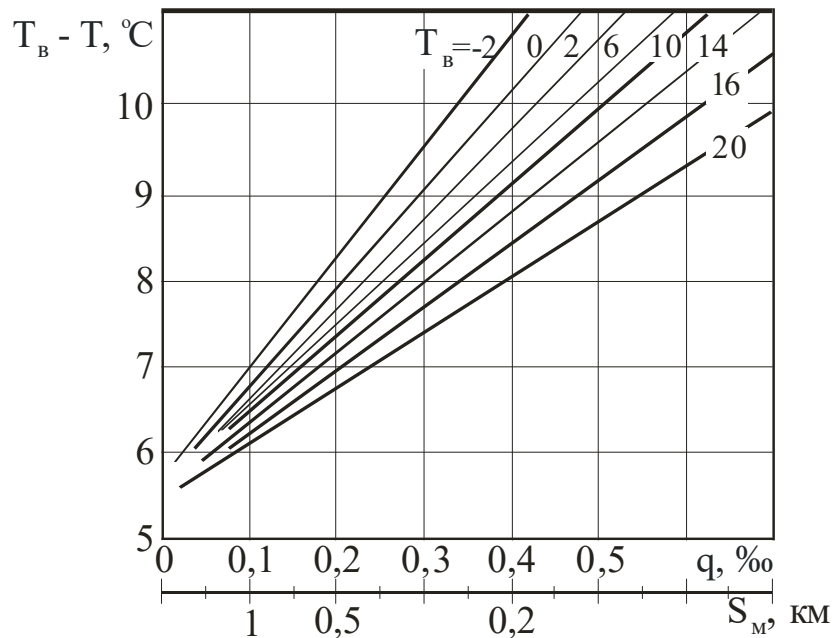


Рис. 6.9 - Графік для прогнозу адвективного туману в прибережній зоні.

Похилі лінії – ізолінії температури води на момент складання прогнозу.

#### *Прогноз часу розсіювання туману*

При наявності туману нерідко виникає питання про час його розсіювання, при цьому у синоптика звичайно є інформація зі станцій, розташованих навкруги аеродрому.

Зміни туману за часом залежать як від макропроцесів, так і від його мікроструктурних характеристик. Основними причинами, які призводять до розсіювання туману, є:

- зміна синоптичної ситуації (зростання баричних градієнтів, посилення швидкості вітру та зміна його напрямку і т.п.);
- радіаційний прогрів підстильної поверхні і приземного шару повітря за рахунок сонячної радіації, при наявності промислового забруднення атмосфери;
- коагуляція і осідання краплин туману на предметах;
- випаровування краплин туману при переносі їх через верхню межу туману в сухе повітря при турбулентному обміні - турбулентне розбухання шару туману;

- при упорядкованих низхідних рухах за рахунок адиабатичного прогріву повітря, що призводить до випаровування краплин;
- розсіювання під впливом холодних краплин при випадінні опадів;
- адвективний перенос обмеженої зони туману.

Найбільшу роль в розсіюванні туману грають зміни синоптичної ситуації і радіаційний прогрів.

*Розсіювання адвективного туману* відбувається внаслідок посилення вітру на  $1...2 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , при зміні адвекції теплого повітря на адвекцію сухого холодного повітря. В тепле півріччя розсіювання адвективного туману можливе за рахунок денного прогріву повітря.

В залежності від наявності причин, які можуть призвести до розсіювання туману, час розсіювання визначають таким чином. Для тривалих туманів при змінній синоптичній ситуації існує емпірична формула:

$$t_p = 5.2 \cdot 10^{-2} \frac{\Delta H^2}{L_T \Delta U_g}, \quad (6.5)$$

де  $t_p$  - час розсіювання туману (год), що відраховується від строку останньої кільцевої карти погоди;  $\Delta H$  - товщина шару туману;  $L_T$  - видимість в тумані;  $\Delta U_g$  - зміна швидкості градієнтного вітру:  $\Delta U_g = (U_g)_\Pi - (U_g)_\Phi$ , де  $(U_g)_\Pi$  - градієнтний вітер на прогностичній приземній карті,  $(U_g)_\Phi$  - градієнтний вітер на фактичній приземній карті.

За рахунок низхідних рухів в добре виражених антициклонічних полях, при відсутності потужних піднесених інверсій, час розсіювання туману можна визначити за значеннями вертикальних рухів  $w$  і горизонтальної видимості  $L_T$  за допомогою графіка (рис. 6.10).

При випадінні холодних краплин дощу туман слабшає або навіть розсіюється. Прогноз поліпшення видимості в цьому випадку дається за допомогою рис. 6.11. Відношення  $L/L_0$  (на вертикальній вісі) показує, в скільки разів покращилась видимість в дощі протягом двох годин, де  $L_0$  - видимість до дощу,  $L$  - видимість через 2 год,  $I$  - інтенсивність дощу або мряки: кількість опадів за 1 год.

Врахування факторів, які призводять до розсіювання туману, часто буває складним через неповноту інформації, яку має синоптик. Тому простіше розрахувати час розсіювання туману, якщо користуватися зв'язком між точкою роси в момент формування туману ( $T_d$ ) і температурою розсіювання туману ( $T_p$ ), який наведено на рис. 6.12.

Методика складання прогнозу: за  $T_d$  в момент утворення туману з рис. 6.12 визначаємо температуру розсіювання туману  $T_p$ . Потім знаходимо  $\delta T = T_p - T_{\min}$ . На графіку (рис. 6.13) за значенням  $\delta T$  відраховуємо час розсіювання туману.

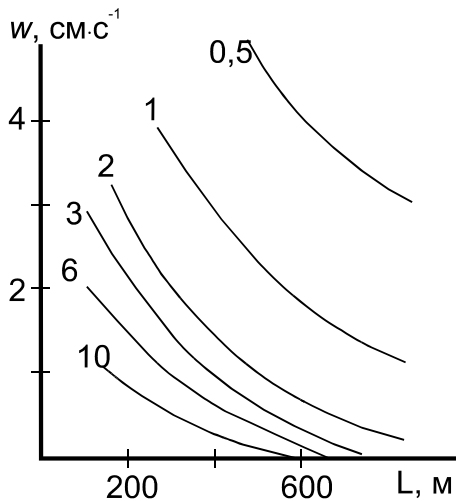


Рис. 14.10 – Номограма для визначення часу розсіювання туману під впливом низхідних рухів.

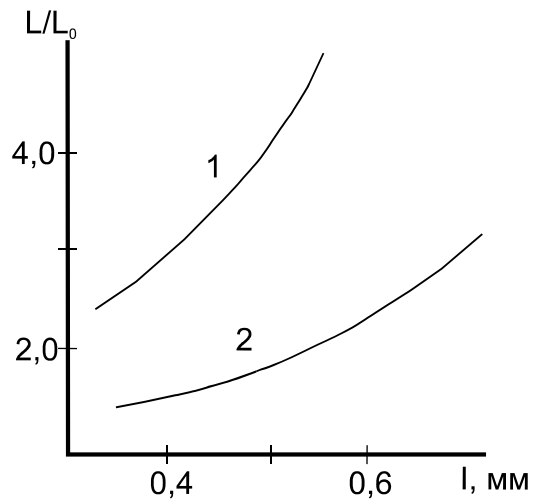


Рис. 14.11 – Графік для прогнозу покращення видимості в тумані в залежності від інтенсивності дощу.

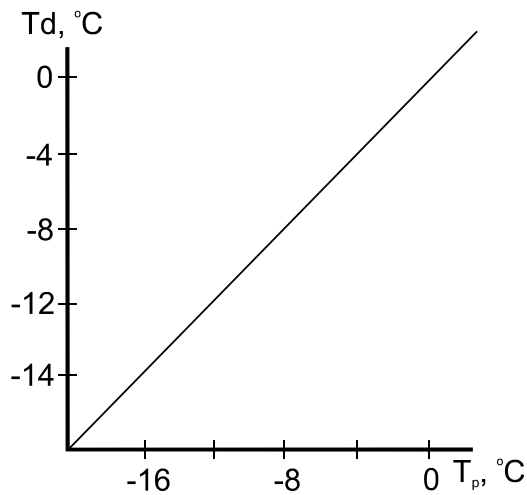


Рис.14.12 – Зв'язок між точкою роси при тумані і значенням температури його розсіювання.

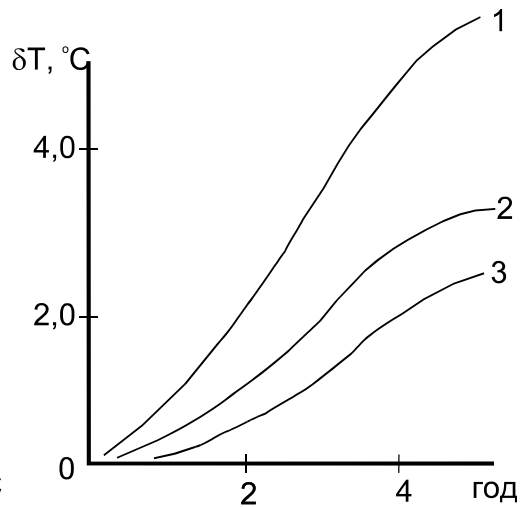


Рис. 14.13 – Графік для визначення часу розсіювання туману:  
 1 – березень, вересень;  
 2 – січень, лютий, листопад, грудень;  
 3 – сніговий покрив.

#### Контрольні запитання

1. Яке метеорологічне явище має назву «туман»?
2. Перелічіть причини виникнення туману.
3. Як поділяють тумани в залежності від їх інтенсивності, вертикальної потужності?
4. Які предиктори використовуються в методах прогнозу туману?

## 7 ВПЛИВ ХМАРНОСТІ ТА ОБМЕЖЕНОЇ ВИДИМОСТІ НА ПОЛЬОТИ

### 7.1 Загальні поняття про видимість та обмежена видимість, як фактор, який визначає складність метеорологічних умов польотів

При сучасних темпах розвитку народного господарства, техніки, а саме, швидкісного транспорту все більш актуального значення набуває проблема видимості. Вчення про видимість – це науковий напрям, основною задачею якого є дослідження закономірностей зорового сприйняття різноманітних природних і штучних об'єктів ландшафту та сигнальних вогнів у різних атмосферних умовах.

Видимість - зорове сприйняття об'єктів, обумовлене існуванням контрастів яскравості і кольору між предметами і фоном. Видимість характеризується дальністю видимості (як далеко видно) і ступенем видимості (наскільки добре видно). На практиці майже завжди цікавляться лише дальністю видимості.

Під видимістю розуміється максимальна відстань, з якої видно і розпізнаються світлові орієнтири вночі та освітлені об'єкти вдень. Теоретичне максимальне значення видимості складає 350 км, а мінімальне може не перевищувати декількох метрів.

Видимість залежить від розмірів і форми предметів, освітленості, кольору та яскравості фону і предмету, а також прозорості атмосфери. Кутові розміри предмету повинні бути більше гостроти зору спостерігача. Нагадаємо, що нормальна гострота зору людини – 1 кутова хвилина, тобто якщо розмір об'єкта менше  $1/150$  відстані до нього, то людське око не повинне його сприймати (хоча дроти, які проєктуються на фон неба видно на відстані, що перевищує 150 їх діаметрів). Об'єкти з чітко окресленими контурами (будівлі, труби тощо) видно краще, ніж об'єкти з розпливчатою межею (ліс).

Видимість залежить від освітленості. В екстремальних умовах об'єкти невиразні. Отже, для того, щоб об'єкт було добре видно, необхідно, щоб освітленість його і фону була не менше визначеної величини і, крім того, між фоном і об'єктом був контраст яскравості.

Всі фактори частіш за все проявляються в комплексі, обумовлюючи складний характер видимості в кожному конкретному випадку. Споживача звичайно цікавить обмежена видимість.

Отже, під видимістю (*метеорологічною дальністю видимості*) розуміється найбільша відстань, з якої можна розпізнати (виявити) на фоні неба поблизу горизонту чорний об'єкт з кутовими розмірами більше 15 хвилин. В залежності від значень видимість вимірюється в метрах (з округленням до десятків і сотень) або в кілометрах, а іноді (в теперішній час вкрай рідко) – в умовних балах:

Бали	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Видимість, км	<0,05	0,05 0,2	0,2... 0,5	0,5... 1,0	1...2	2...4	4...10	10...20	20...50	>50

Для практичних цілей представляють інтерес дані табл. 7.1, в якій видимість пов'язана з візуальною оцінкою інтенсивності конкретного метеорологічного явища.

Таблиця 7.1 – Значення видимості (м) при різній інтенсивності явищ погоди

Атмосферне явище	Інтенсивність явища		
	Сильна	Помірна	Слабка
Зливовий дощ	500...1000	2000...4000	4000...10 000
Зливовий сніг	100...500	500...1000	1000...4000
Хуртовина	< 50	50...500	500...1000
Мряка	1000...2000	2000...4000	4000...10 000
Загальна хуртовина	< 1000	1000...2000	2000...4000
Сніг, крупа	500...2000	2000...4000	4000...10 000
Серпанок	1000...2000	2000...4000	4000...10 000
Імла	< 1000	1000...2000	2000...6000
Низова хуртовина	1000...2000	2000...4000	4000...10 000
Пилова буря	< 1000	1000...2000	2000...4000
Туман	50...200	200...500	500...1000

Видимість здійснює вплив на роботу *всіх видів транспорту, особливо авіації*.

При виконанні будь-яких польотів основна задача – їх безпека, тобто виконання польотів без авіаційних катастроф і передумов до них.

Основними факторами, які визначають ступінь складності метеорологічних умов, є низька хмарність та обмежена видимість. Складними метеорологічними умовами вважаються такі, при яких висота нижньої межі хмар знижується до 200 м та менше, а видимість – до 2000 м та менше.

Пілотів цікавить не тільки і не стільки метеорологічна, а перш за все *польотна видимість*.

Видимість в польоті – це гранична відстань, на якій з борту літака видно реальний об'єкт на фоні, що оточує його. Розрізняють ряд характеристик видимості: вертикальна, горизонтальна, похила і посадкова видимість.

Всі метеорологічні процеси та явища, які сприяють збільшенню яскравості (контрасту яскравості) шару атмосфери, зменшують видимість.

До цих явищ відносяться тумани, опади, хуртовини, пилові бурі тощо. Умови польоту в різних явищах, які погіршують видимість, будуть розглянуті нижче.

## 7.2 Метеорологічні умови польотів у хмарах різних форм

Умови польоту визначаються просторовою структурою хмарності (висотою верхньої та нижньої межі, вертикальною потужністю, горизонтальною протяжністю, розшаруванням, товщиною хмарних шарів і безхмарних прошарків), її мікрофізичними характеристиками, температурним режимом, водністю і турбулентним станом. Хмарність суттєво відбивається на управлінні літаком, ускладнює пілотування, візуальне спостереження і орієнтацію, впливає на профіль польоту і вибір маршруту, ускладнює виконання маневрів по висоті.

Основні ускладнення для пілотів при посадці і зльоті пов'язані з хмарністю і умовами видимості, яка залежить від висоти хмар, вологості і швидкості вітру. Погіршення видимості біля земної поверхні частіше за все відбувається при наявності низьких хмар. Під низькими хмарами розуміють хмари, висота нижньої межі яких менше 600 м. У 80% випадків при висоті хмар близько 100 м горизонтальна видимість біля землі вдень становить менше 4 км.

Охолодження вологого повітря є однією з основних причин виникнення низької хмарності. Його можуть спричиняти: адіабатичне поширення повітря при підйомі і радіаційне охолодження. Низька хмарність може спостерігатися на атмосферних фронтах усіх типів, а також усередині однорідних повітряних мас в антициклонах, що сформувалися в морському повітрі помірних широт, або в теплих секторах циклонів і баричних сідловинах.

Висота нижньої межі низької хмарності досить мінлива за часом і в просторі. Ця характеристика надзвичайно важлива для оцінки метеорологічних умов польоту, посадки літаків і польоту на малих висотах. Найбільша мінливість висоти нижньої межі характерна для шаруватих розірваних хмар (St fr). Найбільш стійкими по висоті є шарувато-купчасті хмари (Sc). Просторова мінливість висоти нижньої межі фронтальних хмар більш значна, ніж внутрішньомасових, і залежить від типу атмосферного фронту і сезону року.

Шаруваті хмари (St), частіше за все, виникають в підінверсійному шарі, коли повітря в ньому досягає стану насичення. Нижня межа хмар, як правило, знаходиться на висоті 100...300 м, але може опускатися до 50 м, в окремих випадках і до земної поверхні. Коливання висоти нижньої межі значно ускладнює політ на малих висотах. Горизонтальна протяжність хмар може досягати сотень і навіть тисяч кілометрів. Вертикальна протяжність шаруватих хмар зазвичай не перевищує 600 м.

Шарувато-купчасті хмари (Sc) можуть бути щільними і з просвітами. Висота нижньої межі щільних хмар частіше за все 300...600 м, товщина - 600...1000 м і більше. Висота нижньої межі хмар з просвітами складає 500...1000 м, товщина - 100...300 м. В зонах атмосферних фронтів існують і розширені хмари.

Шарувато-дощові хмари (Ns) типові для фронтальних розділів. Висота їх нижньої межі і вертикальна потужність залежать від відстані до приземної лінії фронту, поблизу якої мінімальна висота хмар (разом з розірваними) складає 100...200 м, а іноді і менше. Товщина хмар змінюється від декількох сотень метрів до декількох кілометрів. В усі сезони року при польоті в шарувато-дощових хмарах на літаках можливе виникнення значних зарядів статичної електрики.

У верхніх шарах тропосфери і в нижній стратосфері в помірних широтах метеорологічні умови польоту з точки зору розподілу хмарності більш сприятливі, ніж в нижніх шарах тропосфери, оскільки на висотах 10...11 км хмари зустрічаються лише в 25 % випадків.

Якщо політ літака відбувається в хмарах вертикального розвитку (Cb, Cu), в яких спостерігаються інтенсивні низхідні і висхідні потоки повітря та інші небезпечні для авіації явища погоди, необхідно суттєво змінити профіль польоту.

Висота нижньої межі купчастих хмар (Cu hum) складає 600...1000 м, а їх вертикальна протяжність - декілька сотень метрів. Політ в хмарах ускладнюється погіршенням видимості (до 35...45 м) і турбулентністю, що викликає бовтанку літака, порушує комфортність польоту.

Висота нижньої межі потужних купчастих хмар (Cu cong) знаходиться в межах 600...1200 м, а вертикальна потужність досягає 3...4 км і більше; горизонтальна протяжність складає декілька кілометрів. При від'ємній температурі в хмарах виникає обледеніння. Великі ускладнення для польотів створює інтенсивна турбулентність і погана видимість в хмарах.

Купчасто-дощові хмари (Cb) характеризуються найбільш небезпечними умовами для польотів. Висота верхньої і нижньої межі купчасто-дощових хмар над Східною Європою має чітко виявлений річний хід, причому максимум висоти нижньої межі відмічається влітку (1,3 км), мінімум - взимку (0,8 км). Вершини найбільш розвинутих хмар можуть досягати тропопаузи, а в окремих випадках навіть проникати в стратосферу. Горизонтальна протяжність купчасто-дощових хмар може коливатися від декількох кілометрів до десятків кілометрів. В цих хмарах спостерігаються зони значної неоднорідності електричних зарядів, сильна турбулентність, обледеніння і грози. Польоти в купчасто-дощових хмарах забороняються. Візуально обходити хмари необхідно на



відстані не менше 10 км, по радіолокаційним спостереженням – на відстані 15 км.

### 7.3 Видимість під низькими шаруватими хмарами, в серпанку і туманах

Прогноз видимості тісно пов'язаний з прогнозом синоптичного положення. До зміни видимості призводять різні метеорологічні явища. Помутніння атмосфери, а отже, погіршення видимості може бути викликано, так званими, вологими або сухими процесами. Вологі процеси супроводжуються підвищенням відносної вологості повітря в приземному шарі при стійкій стратифікації атмосфери; чим вища відносна вологість і більш стійка стратифікація атмосфери, тим менша видимість. Встановлено, що при плюсовій температурі повітря і відносній вологості 70% середнє значення видимості дорівнює 7000 м, при відносній вологості 80% - близько 3000 м, а при вологості 90% - біля 2000 м.

Таким чином, розробивши прогноз температури повітря і точки роси (відносної вологості), можна орієнтовно судити про видимість в цей же період. При цьому слід мати на увазі, що у випадку від'ємної температури повітря вказаним значенням відносної вологості звичайно відповідають менші значення видимості; цей зв'язок чітко простежується в районі населених пунктів.

*Видимість* в приземному шарі за наявності низьких хмар залежить також від швидкості вітру, вологості повітря і розподілу температури повітря в підхмарному шарі (табл. 7.2).

Таблиця 7.2 – Середня видимість (км) в залежності від швидкості і вертикального градієнта температури  $\gamma$  в шарі 0...200 м

Швидкість вітру, м·с <sup>-1</sup>	Вертикальний градієнт температури, $\gamma$ °С/100 м				
	< -3	-3...-1	-1...-0	0...1	> 1
0...3	1,3	1,8	2,4	3,6	7,0
4...7	1,7	2,6	3,2	6,7	9,5
> 7	-	4,1	5,7	7,2	9,6

За даними спостережень на Україні при слабкому вітрі середня видимість мала і лише з ростом  $\gamma$  збільшується. Видимість залежить від висоти хмар: звичайно при висоті хмар близько 100 м видимість біля землі у світлий час доби у 80% випадків не перевищує 4000 м. Погіршена видимість до 2 км і менше під низькими шаруватими хмарами спостерігається переважно на рівнинній місцевості при швидкості вітру не більше 5 м·с<sup>-1</sup>; на навітряних схилах височин вона відмічається при значних швидкостях, іноді до 10...12 м·с<sup>-1</sup> і навіть більше. На рівнинній

місцевості погіршена видимість може спостерігатися при великих швидкостях вітру (до 10...12 м·с<sup>-1</sup>) за умови, що посилення вітру супроводжується адвекцією повітря з малими значеннями дефіциту точки роси (T - Td) при відносно великих значеннях точки роси (відносна вологість не менше 90%, (T - Td) ≤ 1 °C). При відсутності помітного збільшення Td турбулентний перенос ввєрх водяної пари і продуктів конденсації, який посилюється, обумовлює поліпшення видимості біля поверхні землі. Видимість біля землі і на висотах залежить від характеру повітряної маси: у нестійких повітряних масах відмічається добра видимість біля землі і погана на висотах; у стійких, коли турбулентний обмін розвинутий слабо, видимість біля землі гірша, ніж на висотах.

Враховуючи дані табл. 7.2 і механізм переносу вологи, слід відмітити, що погіршена видимість найбільш часто спостерігається за умов слабого вітру і слабкої турбулентності, при градієнтах температури у підхмарному шарі менше вологоадіабатичних і при наявності над хмарним шаром інверсії (ізотермії) з ростом масової частки водяної пари.

Отже, перш ніж прогнозувати видимість необхідно дати прогноз того явища погоди, яке буде обумовлювати погіршення видимості.

*Видимість в серпанках і туманах змінюється в значних межах і залежить від кількості і розмірів зважених часток, які знаходяться в одиниці об'єму, тобто від водності. Якщо припустити, що туман складається із крапель одного розміру радіусом r (см), то видимість в тумані можна визначити за формулою:*

$$S_M = 2,3 \cdot 10^4 r/q, \quad (7.1)$$

де q – водність туману, г·м<sup>-3</sup>.

За однакової водності видимість буде менше при наявності крапель меншого розміру (рис. 7.1).

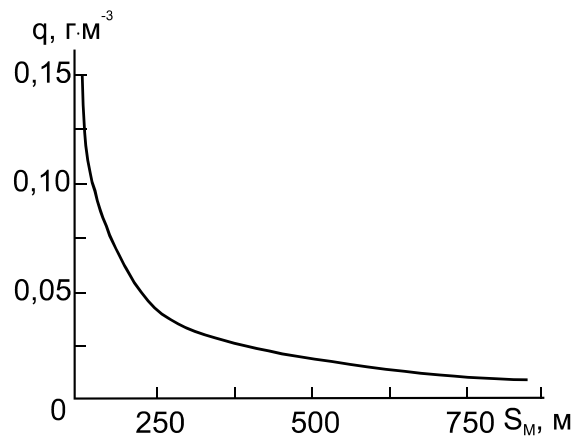


Рис. 7.1 – Залежність видимості в тумані від його водності для центральних районів Східної Європи і України.

Якщо в (7.1) підставити середнє значення радіусу крапель в тумані, що дорівнює  $5 \cdot 10^{-4}$  см, то цей вираз прийме більш простий вигляд:

$$S_M = 11,5/q . \quad (7.2)$$

Чим вище початкове значення точки роси ввечері і більше її зниження вночі при охолодженні приземного шару повітря, тим менша видимість в тумані за інших рівних умов. Цим висновком можна керуватись при прогнозі видимості в туманах охолодження, особливо в радіаційних і адвективно-радіаційних.

Для прогнозу видимості в тумані можна скористатися ще однією напівемпіричною формулою:

$$S_M = 60q^{-0,5} , \quad (7.3)$$

де  $q$  можна визначити із виразу:

$$q = 3 \cdot 10^{-4}(T_T)^2 + 1,2 \cdot 10^{-2}(T_T) + 0,14.$$

Отже, визначивши температуру туманоутворення ( $T_T$ ), можна знайти видимість в тумані.

Для прогнозу видимості в радіаційному тумані може бути використана інша прогностична величина – нічне зниження температури повітря, тобто мінімальна температура  $T_{\text{мін}}$ . По значенню точки роси  $T_d$  за 18...19 год і прогностичній  $T_{\text{мін}}$  визначається величина  $\Delta T_d = T_d - T_{\text{мін}}$ , а потім за номограмою (рис. 7.2) розраховується видимість в тумані.

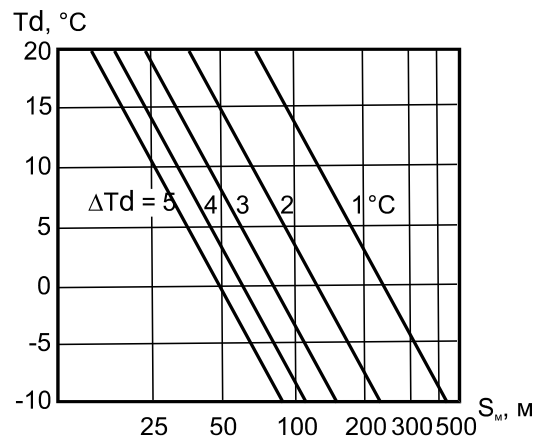


Рис. 7.2 – Номограма для визначення мінімальної метеорологічної видимості ( $S_M$ ) в тумані по значенню  $T_d$  та її зниженню на протязі ночі  $\Delta T_d$  (похилі лінії).

Після сходу Сонця видимість в радіаційному тумані починає покращуватись, але не завжди плавно. По мірі прогрівання і посилення

вітру біля поверхні землі туман втрачає стійкість, перед розсіюванням він стає клаптеподібним і рухомим (повзучим). Для визначення можливих коливань видимості в нестійких туманах можна використовувати графік (рис. 7.3).

Наприклад, якщо в будь-який вихідний строк спостережень видимість складає 600 м, то з імовірністю 80% можна стверджувати, що через 12 хв значення її буде знаходитись в межах 420...760 м, а через 20 хв – в межах 340...800 м.

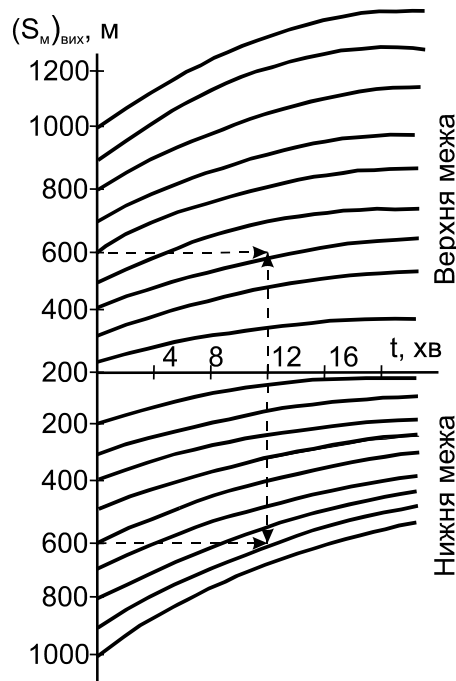


Рис. 7.3 – Графік для визначення можливих меж коливань видимості на протязі інтервалів від 4 до 20 хв із забезпеченістю 80%.

В основу методики *прогнозу видимості в адвективному тумані* покладено припущення про досягнення насичення і перенасичення більш теплого і вологого повітря, що переміщується в пункт прогнозу. Прогноз видимості здійснюється за комплексним графіком (рис. 6.7), в якому верхня частина використовується для прогнозу шаруватих хмар і туману, а нижня – видимості в тумані. На графіку по осі абсцис відкладений горизонтальний градієнт точки роси  $\Delta T_d / \Delta S$ , а по осі ординат – дефіцит точки роси в початковому пункті траєкторії (вверху) і швидкість вітру  $V$  в пункті прогнозу (внизу).

Для прогнозу видимості в адвективному тумані можна також користуватися номограмою (рис. 7.5) і додатковим графіком (рис. 7.6).

Всередині зони, обмеженої кривою 0,5, імовірність туману з видимістю  $< 500$  м складає 68%; крива 1 окреслює зону, де імовірність туману з видимістю  $< 1000$  м дорівнює 52%; за межами зони, окресленої

кривою 2, імовірність відсутності туману ( $S_m < 1000$  м) практично дорівнює 100%, а на полі між кривими 1 і 2 переважають низькі хмари. З метою отримання більш конкретних даних про видимість внизу (рис. 7.5) побудовано графік, на горизонтальній осі якого відкладена швидкість вітру, а на осі ординат – видимість в тумані.

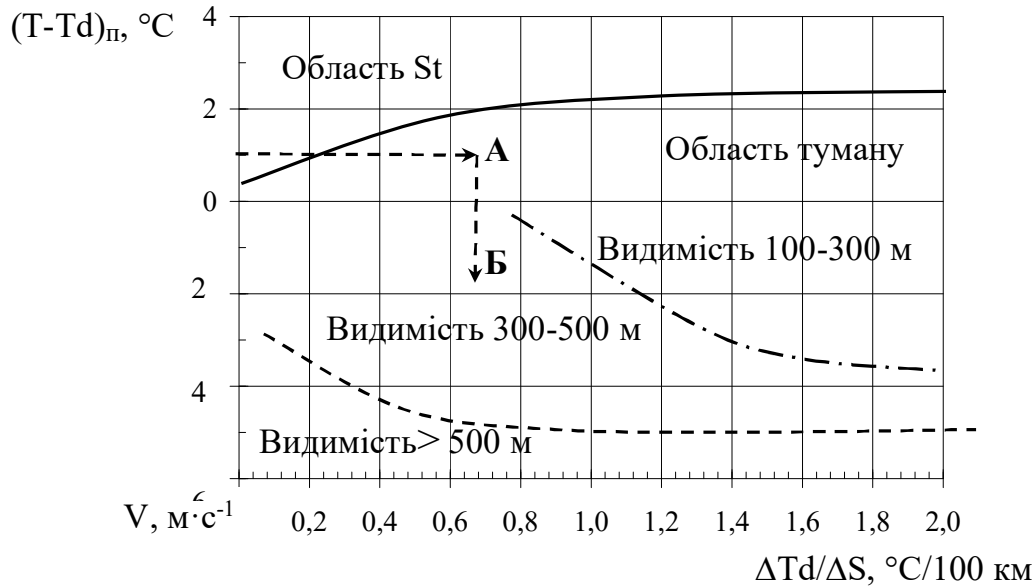


Рис. 7.4 – Комплексний графік для прогнозу адвективного туману та видимості в ньому.

Для врахування залежності туману і видимості в ньому від стратифікації в граничному шарі атмосфери і швидкості вітру використовується додатковий графік (рис. 7.6), на осі ординат якого

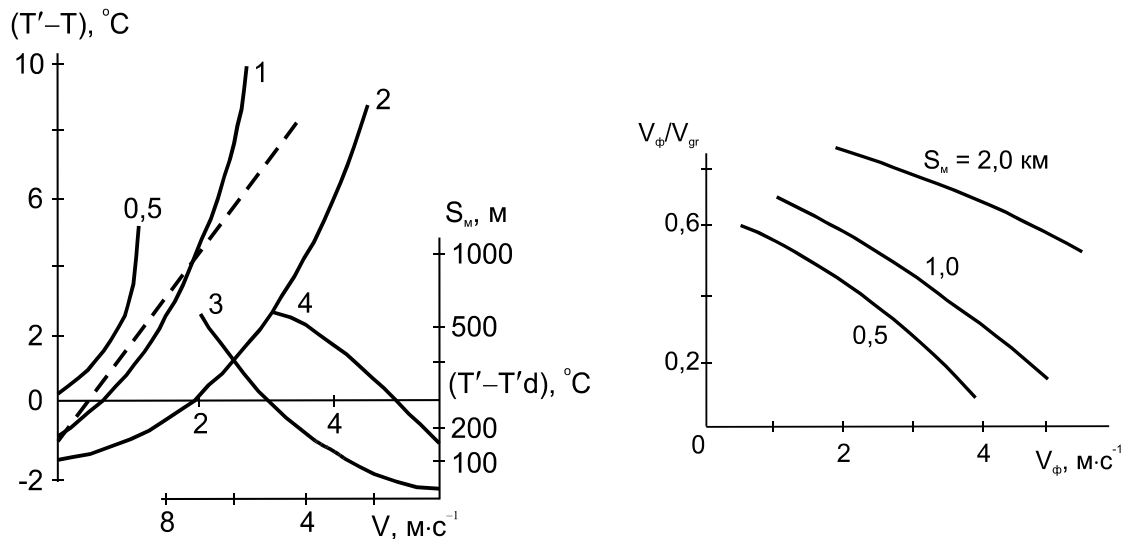


Рис. 7.5 – Номограма для прогнозу туману і низьких хмар (І.В. Кошеленко).

Рис. 7.6 – Допоміжний графік для прогнозу видимості в тумані (І.В. Кошеленко).

відкладено відношення швидкості вітру на рівні флюгера  $V_{\phi}$  до швидкості градієнтного вітру  $V_{gr}$ , а на осі абсцис -  $V_{\phi}$ . Відношення  $V_{\phi}/V_{gr}$  характеризує стратифікацію граничного шару атмосфери: при стійкій стратифікації  $V_{\phi}/V_{gr}$  незначне (менше 0,3...0,4), а при  $\gamma \approx 1$  °C/100 м -  $V_{\phi}/V_{gr} = 0,7...0,8$ .

Для прогнозу туману і видимості в ньому багато методів, наприклад Б.В.Кирюхіна для радіаційного і Л.А.Ключникової для адвективного туману, використовують суміщені графіки.

В реальних умовах видимість в тумані може значно відрізнятись від тієї величини, яку отримуємо із конкретного методу прогнозу. Ці відмінності обумовлені, з однієї сторони, неточністю вимірювання і прогнозу температури повітря і точки роси, а з іншої – незадовільним врахуванням місцевих особливостей і процесів, що реально відбуваються.

Представляє практичний інтерес зміна видимості в тумані з висотою і зв'язок між метеорологічною ( $S_M$ ) і вертикальною ( $S_B$ ) видимістю (рис. 7.7).

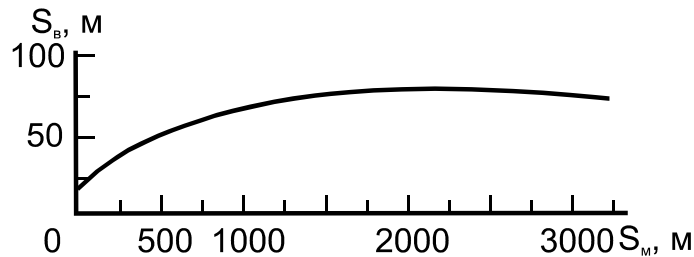


Рис. 7.7 - Графік залежності метеорологічної ( $S_M$ ) і вертикальної видимості ( $S_B$ ) при тумані (серпанку).

В адвективних і фронтальних туманах, як і в шаруватій хмарності, водність з висотою збільшується і досягає максимальних значень поблизу верхньої межі. В радіаційному тумані найгірша видимість спостерігається в нижньому шарі повітря. В туманах охолодження мінімальна видимість повинна відмічатись (теоретично) в момент сходу Сонця (при мінімальній температурі повітря). Однак, мінімум температури по відношенню до моменту сходу Сонця «запізнюється» на 1...2 год, тому і мінімум видимості співпадає з цим часом ( $\pm 2...3$  год від моменту сходу Сонця). Після сходу Сонця по мірі прогрівання повітря і посилення вітру біля поверхні землі, радіаційний туман втрачає стійкість, що тягне за собою коливання видимості з тенденцією до її покращення.

#### 7.4 Видимість в опадах

Прозорість атмосфери і видимість залежать від інтенсивності опадів. Кореляційний зв'язок цих характеристик наведено на рис. 7.8. До прогнозу видимості у дощі можна приступати при наявності чисельного прогнозу кількості опадів за певний проміжок часу.

При наявності даних про інтенсивність дощу метеорологічну дальність видимості можна розрахувати за формулою

$$S_M = 13,6 J_D^{-0,71},$$

де  $J_D$  - інтенсивність дощу, мм·год<sup>-1</sup>.

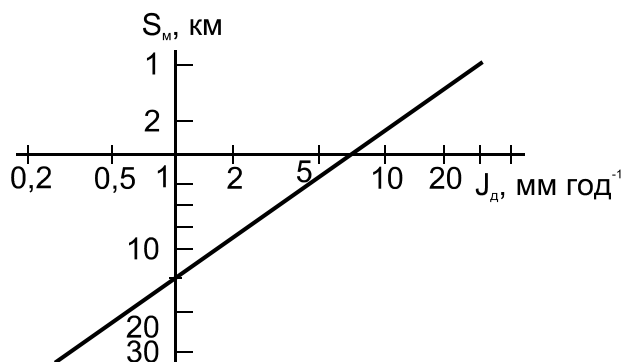


Рис. 7.8 - Залежність метеорологічної видимості  $S_M$  від інтенсивності дощу.

Облогові дощі в середньому погіршують видимість до 4...6 км, а іноді до 1...2 км. Видимість в зливових дощах зазвичай погіршується до 1...2 км, в окремих випадках до декількох сотень або навіть десятків метрів.

При випадінні снігу також погіршується видимість. Це погіршення цілком залежить від інтенсивності снігопаду. Коли складено прогноз інтенсивності снігопаду, для визначення видимості в ньому при слабкому вітрі можна використовувати графік (рис. 7.9). Сильний вітер є додатковим фактором погіршення видимості при снігопаді. Наглядно це демонструє рис. 7.10.

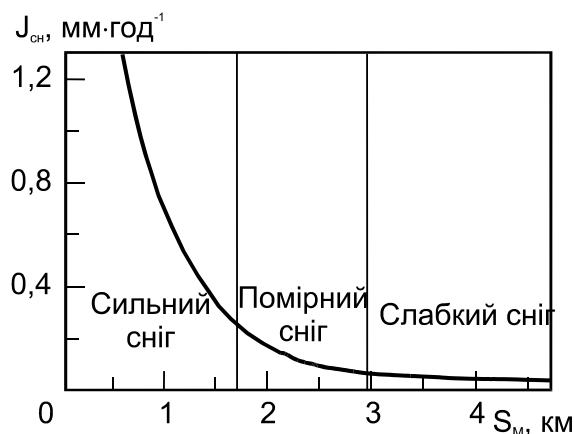


Рис. 7.9 - Залежність метеорологічної видимості від інтенсивності снігопаду при слабкому вітрі.

Видимість залежить від швидкості вітру і змінюється при слабкому снігу від 2 до 4 км, при помірному – від 1 до 3 км і при сильному снігу – від декількох сотень або десятків метрів до 1,5 км.

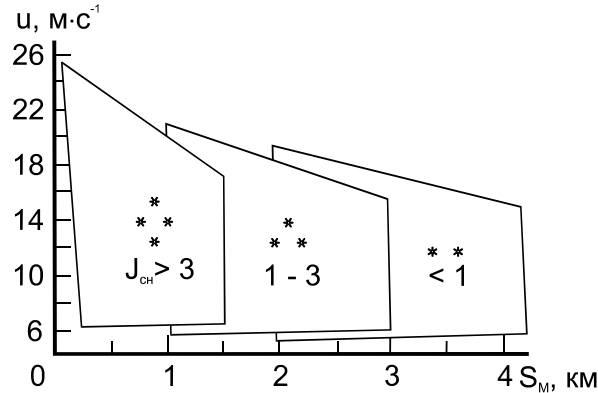


Рис. 7.10 - Залежність метеорологічної видимості від інтенсивності снігопаду  $J_{сн}$  (мм/12 год) при сильному вітрі.

### 7.5 Видимість в хуртовинах

Загальна видимість супроводжується найбільш значним погіршенням видимості внаслідок того, що одночасно відбувається перенос сніжинок, піднятих поривами сильного вітру з поверхні снігового покриву. Однак погіршення видимості при загальних хуртовинах у більшій мірі залежить від інтенсивності снігопаду, ніж від швидкості вітру. Низові хуртовини також погіршують горизонтальну видимість, причому при нещільному сніговому покриві вона пропорційна швидкості вітру. Так повторюваність погіршення видимості до 4 км і менше складає при поземку лише 7%, при низовій хуртовині – 38%, а при загальній хуртовині – 75%. Погіршення видимості до 1 км і менше при поземку не спостерігалось, а при загальній хуртовині відмічалось 25% випадків. При загальній хуртовині майже рівноймовірні різні градації видимості від 0...1 км до видимості, яка перевищує 4 км; це обумовлено переважним впливом снігопаду на зменшення прозорості повітря. Ці дані характерні для Західного Сибіру. Аналогічний розподіл повторюваності градацій видимості при хуртовинах був отриманий також для інших районів, зокрема для України.

При загальній хуртовині видимість погіршується не лише за рахунок снігопаду, але і за рахунок снігу, піднятого вітром з поверхні землі. Розміри зон зі зниженою із-за цього видимістю різні в залежності від напрямку і швидкості переміщення циклону, стадії його розвитку і характеру фронту, що обумовив хуртовину. Перед теплим фронтом середня ширина зони з видимістю менше 4 км при снігопаді коливається від 200 до 270 км. Найбільш широка зона перед теплим фронтом (270 км)



спостерігається у випадках виходу на Україну південних циклонів, найбільш вузька (200 км) – при переміщенні циклонів та улоговин з північного заходу. Зона з видимістю менше 2 км в середньому у півтора-два рази менше зони з видимістю до 4 км. Ці зони в більшості випадків співпадають з областю найбільшого падіння тиску. По мірі поглиблення циклону зона опадів перед теплим фронтом розширюється і досягає найбільших значень у момент його максимального розвитку. Найбільш інтенсивні снігопади у цій стадії розвитку циклону спостерігаються в середньому на відстані 40...70 км від лінії теплового фронту. У подальшому, коли циклон стає високим, відстань між лінією теплового фронту і зоною найбільш інтенсивних снігопадів збільшується і досягає в середньому 70...120 км. Дещо інша картина спостерігається в зоні холодних фронтів. При розвитку циклону розміри зон опадів, а отже, і зон з видимістю менше 4 км суттєво не змінюються. Ширина зони з погіршеною до 4 км видимістю коливається від 200 км при переміщенні улоговин з заходу до 300 км при виході південних циклонів.

Якщо прогноз синоптичного положення вказує на загальну хуртовину, то для визначення очікуваних при ній коливань видимості за допомогою описаних у «Руководстве по краткосрочным прогнозам погоды» залежностей необхідно використовувати прогноз інтенсивності снігопаду, швидкості вітру та температури повітря. Якщо очікується температура близько 0 °С або вище, то хуртовина малоймовірна. За цих умов буде випадати мокрий сніг, котрий навіть при сильному вітрі не переноситься з поверхні снігового покриву. Межа погіршення видимості в таких випадках визначається інтенсивністю снігу, що випадає. Для прогнозу погіршення видимості при очікуваному поземку або низовій хуртовині потрібно мати відомості про стан снігового покриву і прогноз швидкості вітру, так як помутніння нижніх шарів атмосфери у даному випадку викликається переносом снігу, піднятого вітром з поверхні снігового покриву. Очевидно, чим він пухкіший, тим імовірніше погіршення видимості, так як у такому випадку достатньо порівняно невеликої швидкості вітру, щоб утворився поземок або низова хуртовина. Навпаки, у випадку щільного снігового покриву погіршення видимості менш імовірне, так як лише достатня швидкість вітру може сприяти утворенню поземка або низової хуртовини (при швидкості вітру 15...20 м·с<sup>-1</sup> і більше ймовірність виникнення такої хуртовини на Україні перевищує 60%). У той же час при пухкому сніговому покриві ймовірність виникнення низової хуртовини і поземку уже при швидкості вітру 4...6 м·с<sup>-1</sup> складає 80%.

Видимість при низовій хуртовині можна спрогнозувати на основі зв'язку між градаціями видимості і швидкістю вітру (рис. 7.11). Вона вказує, що при середній швидкості вітру 11...14 м·с<sup>-1</sup> видимість під час низової хуртовини вкладається в межі 2...4 км; при швидкості вітру 15...18 м·с<sup>-1</sup> вона зменшується до 2,0...0,5 км і при швидкості вітру 20 м·с<sup>-1</sup>

<sup>1</sup> – до 0,5 км і менше. Таким чином, за очікуваною швидкістю вітру і станом снігового покриву можна вказати межі коливань видимості під час низової хуртовини. Уточнення прогнозу видимості часто досягається шляхом екстраполяції її величини на вихідній карті погоди для наступного відрізка часу від 3 до 6 год.

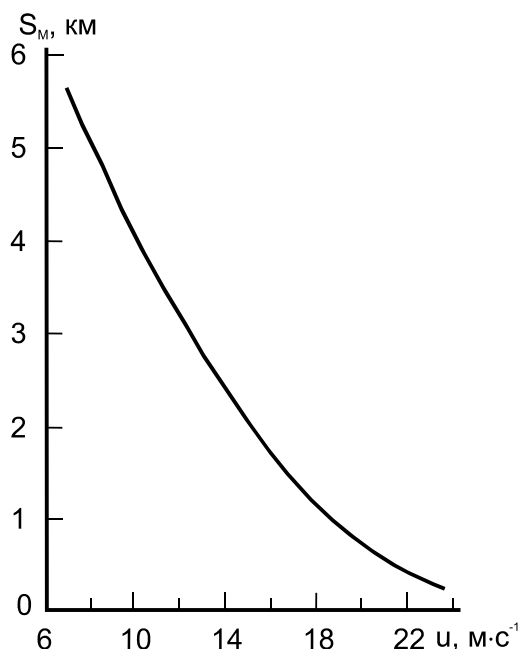


Рис. 7.11 - Залежність метеорологічної видимості від швидкості вітру при низовій хуртовині та поземку для України.

*Снігова або біла імла* – це явище, яке рідко зустрічається і тому воно особливо утруднено для прогнозу. Власне, досить надійних методів прогнозу цього явища поки що немає. Можна також виділити певні умови, при яких снігова імла може утворюватися. По-перше, якщо при наявності снігового покриву спостерігаються шаруваті хмари, а будь-які наземні орієнтири відсутні, то за таких умов зникають контрасти яскравості навіть при порівняно великій прозорості атмосфери. Політ при такій обстановці називають «польотом в кулі від пінг-понга». Пілоти з таким явищем зустрічаються у північних районах Росії та Антарктиді.

По-друге, снігова імла може спостерігатися при порівняно низьких температурах повітря ( $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$  і нижче), сильному вітрі ( $\geq 12\text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ ) і приземній інверсії.

Для прогнозу видимості при сніговій імлі рекомендується використання графіка (рис. 7.12), на якому по осі абсцис відкладена температура повітря, а по осі ординат – швидкість вітру; всередині графіка представлені ізолінії видимості від 500 до 4000 м.

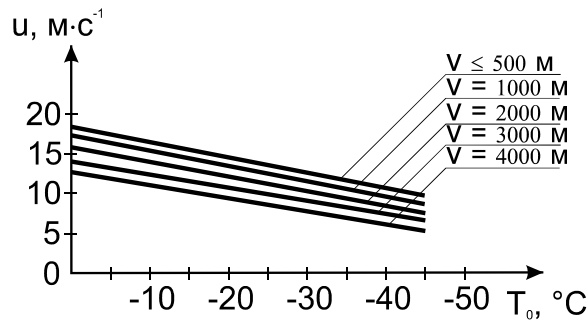


Рис. 7.12 – Залежність видимості від температури повітря і швидкості вітру.

### 7.6 Видимість при пиловій бурі та імлі

Пиловою або піщаною бурею зветься явище переносу сильним вітром великої кількості пилу, піску, частинок сухої землі, внаслідок чого відбувається помутніння атмосфери і значне погіршення видимості.

Горизонтальна протяжність районів, охоплених пиловими бурями, досить різноманітна – від декількох метрів до тисячі кілометрів і більше. Запиленість атмосфери по вертикалі може при цьому коливатись від 1...2 м (пилові або піщані поземки) до 6...7 км.

Причиною бурі прийнято вважати турбулентні вихори, які виникають при посиленні вітру, і сильні вертикальні токи, що утворюються завдяки нагріванню поверхні землі сонячними променями. Сильний денний прогрів призводить до значного збільшення температурних градієнтів до висоти 1,0...1,5 км над степами і до 2,0...2,5 – над пустелями. Виникнення та інтенсивність пилової бурі залежить також, з однієї сторони, від висушування та розпорошеності ґрунту, з іншої – від кількості і характеру опадів, що випадають.

Вітрова ерозія ґрунтів починається при деяких критичних значеннях швидкості вітру, рельєфу місцевості і структури ґрунтів. У багатьох районах пилова буря виникає при швидкості вітру 10...12 м·с<sup>-1</sup>, а на лісових ґрунтах – при 5 м·с<sup>-1</sup> і менше.

Коли причини, що безпосередньо викликають пилову бурю, зникають, піднятий з земної поверхні пил залишається у повітрі на протязі декількох годин або навіть діб. Ці маси пилу переносяться повітряними потоками на сусідні території, утворюючи тут явище адвективної імлі. Для останньої характерні слабкий вітер (або штиль) та погана вертикальна і горизонтальна видимість (до декількох десятків метрів). Пилові бурі і адвективна пилова імла є важливими факторами формування основного аерозольного шару тропосфери, який включає й інші елементи забруднення повітря і простягається у південних районах взимку від поверхні землі на декілька сотень метрів, а влітку в середньому до 3...5 км

(у виняткових випадках до 8...9 км). Максимальна протяжність бур досягається при південних, південно-західних і західних потоках.

Тривалість пилових бур змінюється в широких межах від декількох хвилин до декількох діб. У залежності від характеру, стану і особливостей атмосферної циркуляції повторюваність і тривалість їх розподілу по території нерівномірна. В одних районах вони виникають у 4...5 разів частіше, ніж у інших.

У добовому ході максимальна повторюваність пилових бур приходить переважно на полуденні та післяполуденні години, мінімум – на другу половину ночі та ранок, що відповідає добовому ходу швидкості вітру і ходу ступеню нестійкості стратифікації нижніх шарів тропосфери.

За інтенсивністю розрізняють сильні пилові бурі, якщо видимість знижується до 500 м і менше, помірні (при видимості від 500 до 1000 м) і слабкі (видимість більше 1000 м).

За тривалістю пилової бурі і видимістю під час неї можна виділити наступні основні типи пилових бур. Слід враховувати деяку умовність розподілу бур на різні категорії. Так як пилова буря характеризується двома компонентами – силою вітру і видимістю, то в одних випадках вирішальним буде вітер, в інших – видимість.

1. Короткочасні пилові бурі з відносно невеликим погіршенням видимості.

2. Короткочасні пилові бурі з сильним погіршенням видимості (від декількох сотень метрів до 10...20 км).

3. Тривалі і пульсуючі бурі з переважанням відносно невеликого погіршення видимості (2...4 км).

4. Тривалі і сильні пилові бурі зі зменшенням видимості до декількох десятків метрів.

5. Пиловий або піщаний поземок - перенос пилу або піску в шарі не більше 2 м від поверхні землі.

Одна із основних причин виникнення пилових бур – стан нижньої половини тропосфери і циркуляційні фактори. Пилові бурі на Україні часто виникають у вузькій перехідній зоні між двома баричними утвореннями протилежних знаків. Стаціонавання зони високого тиску над центральними районами Східної Європи і поглиблення депресії над Чорним морем призводить до збільшення горизонтальних баричних градієнтів на периферійних ділянках зон високого і низького тиску. При сильних пилових бурях, що охоплюють обширні райони, у нижній половині тропосфери утворюються струминні течії зі швидкістю вітру  $30 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$ , ширина яких не перевищує 500 м, а вертикальна потужність – 1,5...2 км.

Із врахуванням синоптичних умов розрізняють фронтальні пилові бурі і пилові бурі штормових зон.

*Фронтальні пилові бурі.* Зона (шириною 200...300 км) пилових бур витягнута вздовж фронту на сотні кілометрів. Характерними рисами фронтальних пилових бур є швидке їх переміщення разом з фронтом і значний розвиток по вертикалі (4...5 км і більше). Ці бурі (частіше другий тип), як правило, пов'язані з холодними фронтами другого роду. При проходженні теплих фронтів пилові бурі спостерігаються рідко. Перед фронтом, на відстані 200...300 км, передфронтальне посилення вітру викликає пиловий, або піщаний поземок, який на відстані приблизно 100...150 км від фронту переходить у пилову, або піщану бурю. Максимального розвитку буря досягає в момент проходження фронту. Вертикальна протяжність зафронтальних пилових бур звичайно обмежується фронтальною поверхнею. За фронтом, як правило, пилові бурі слабшають і швидко припиняються. Однак пил, піднятий пиловою бурєю, створює зону пилової імли, яка, як сказано вище, переноситься на значні відстані від осередку пилової бурі, викликаючи адвективну імлу.

Отже, прогноз фронтальних бур зводиться до прогнозу сили вітру у фронтальній зоні, швидкості переміщення фронту, інтенсивності вертикальних рухів у зоні фронту.

У короткостроковому прогнозі пилових бур зручна і надійна оцінка приземних баричних градієнтів, розрахованих за детально проаналізованим полем (з проведенням ізобар на кільцевих картах через 2,5 або навіть 1 гПа). При градієнтах до 0,5 гПа/100 км бурі не виникають у будь-яку пору року. В інтервалі значень від 0,5 до 1,1 гПа/100 км в окремих районах вони можливі у тепле півріччя та практично відсутні у холодне. При градієнтах більше 1,1 гПа/100 км бурі досить імовірні (особливо денні). Для оцінки імовірності погіршення видимості при пилових бурях до 500 м і менше (по району з поперечником 100...200 км) рекомендується користуватися емпіричними номограмами, в яких для зручності користування замість швидкості вітру на осі ординат нанесені значення баричних градієнтів ( $\partial p / \partial n$ , гПа/100 км), на осі абсцис відкладені імовірності (рис. 7.16). Градієнт тиску  $\partial p / \partial n$  рекомендується розраховувати у 2...3 місцях і потім визначати середнє значення.

*Пилові бурі штормових зон.* Пилові бурі часто виникають у тих районах, де біля поверхні землі створюються зони значних горизонтальних баричних градієнтів, обумовлених неоднаковими швидкостями і навіть знаками зміни тиску. Такі зони називаються штормовими. Штормові зони часто спостерігаються в передній частині антициклону, який різко посилюється, і на південній та південно-західній периферії обширного і малорухомого антициклону, коли на південь від нього розміщується малорухомий циклон. Влітку такі антициклони при сильному перегріві повітряних мас створюють ефект суховіїв.

Пилові бурі вночі породжуються, головним чином, холодними фронтами і штормовими зонами в тилу швидкорухомих циклонів. У

теплих секторах циклонів вони відмічаються дуже рідко; на периферії антициклонів (особливо влітку) вночі пилові бурі або зовсім припиняються, або їх інтенсивність різко убуває і вони іноді переходять у піщаний поземок.

*Методи прогнозу пилових бур на території України.* При прогнозі явища на 1...3 доби, крім прогнозу синоптичної ситуації і визначення зон підвищених значень баричних градієнтів, необхідний прогноз опадів і вологозапасів у верхньому 20-сантиметровому шарі ґрунту. Прогноз швидкості вітру і бездошових періодів складається звичайними методами.

Прогноз зміни вологозапасів у верхньому 20-сантиметровому шарі ґрунту визиває деякі труднощі. Враховуючи, що при відсутності опадів вологозапаси убувають не лінійно, а по експоненціальному закону, для їх прогнозу використовується залежність виду

$$W = W_{зм} e^{-\alpha t}, \quad (7.4)$$

де  $W$  – прогностичний вологозапас у верхньому 20-сантиметровому шарі ґрунту;  $W_{зм}$  – заміряний вологозапас;  $e$  – основа натурального логарифму;  $\alpha$  – коефіцієнт, який залежить від швидкості вітру, температури та вологості повітря і характеризує ступінь зміни вологозапасу ґрунту;  $t$  – період часу (дні) від заміру вологозапасу до дати, на яку складається прогноз. Знак «мінус» у покажчику ступеню характеризує факт убування вологозапасів у бездошові періоди. Вологозапаси ґрунту заміряються 1 раз на декаду (7, 17 і 27 або 8, 18, 28 числа кожного місяця). Тому, якщо 22 травня проводиться розрахунок вологозапасу на 25 травня, то  $W_{зм}$  береться по даним за 18 травня, а  $t$  приймається рівним 7.

У розрахунках за формулою (7.4) використовуються середні значення  $\alpha$ , обчислені для дев'яти районів на півдні України.

За розрахованим значенням  $W$  і очікуваній швидкості вітру  $V$  складається прогноз імовірності виникнення пилових бур за допомогою графіків (рис. 7.13).

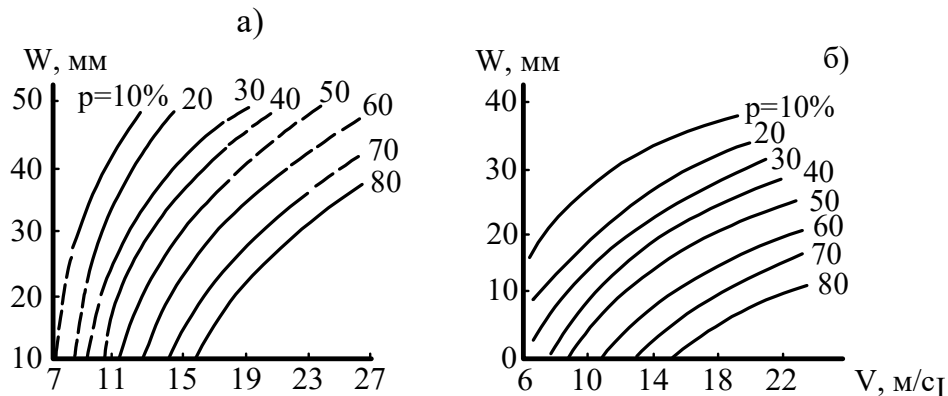


Рис. 7.13 – Графік для прогнозу імовірності виникнення пилових бур у холодне (а) і тепле (б) півріччя.

Якщо імовірність виникнення явища перевищує 50%, у прогнозі слід вказувати: «очікується пилова буря»; якщо імовірність  $\leq 50\%$ , пилова буря в прогнозі не вказується.

Графіками рекомендується користуватися лише для прогнозу пилових бур штормових зон; для завбачення короточасних пилових бур у періоди короточасної грозової діяльності графіки непридатні.

У теплу пору року на Україні для прогнозу пилових бур на найближчі 3 доби, крім описаної вище методики, можна також використовувати дискримінантну функцію виду

$$L = 11,4\bar{V} - 5,85W + 2,3\bar{T} - 4,4\bar{a} + 15,83, \quad (7.5)$$

де  $\bar{V}$ ,  $\bar{T}$  і  $\bar{a}$  - прогностичні середні за 3 дні значення швидкості вітру, температури і абсолютної вологості повітря;  $W$  – вологозапас, знайдений за (7.4).

Пилові бурі очікуються при будь-яких додатних значеннях  $L$ ; при  $L \leq 0$  пилові бурі не очікуються.

Прогноз пилових бур на 12...36 год для ст. Херсон і Запоріжжя при наявності даних про швидкість вітру на висоті флюгера і вологості верхнього 20-сантиметрового шару ґрунту можна здійснити за графіком (рис. 7.14).

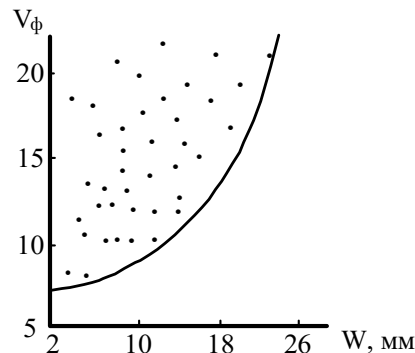


Рис. 7.14 – Графік залежності пилових бур від швидкості вітру ( $V_{\phi}$ ) і вологозапасу ґрунту ( $W$ ) у шарі 0...20 см.

В інших районах у залежності від механічного складу ґрунту і виду рослинності пилові бурі можуть спостерігатись при дещо інших критичних швидкостях вітру.

При прогнозі пилової бурі необхідно уточнити швидкість вітру на висоті флюгера в залежності від стратифікації граничного шару атмосфери, оскільки при одному і тому ж баричному градієнті швидкість вітру на висоті флюгера, а отже, і біля поверхні ґрунту буде різна в

залежності від вертикального градієнта температури. При середніх умовах швидкість вітру на висоті флюгера приблизно у 2 рази менше градієнтної швидкості, а при нестійкій стратифікації вона може бути рівною градієнтній.

На основі теоретичних залежностей про вертикальний профіль швидкості вітру і емпіричних даних про зв'язок швидкості з градієнтом тиску побудована номограма (рис. 7.15 а) для діагнозу швидкості вітру за градієнтом тиску (або градієнтній швидкості) і вертикальному градієнту температури у граничному шарі атмосфери. Вертикальний градієнт температури у шарі 0...500 м розраховується по найближчому пункту зондування з урахуванням денного прогріву і нічного охолодження. При відсутності фактичних даних наближені значення  $\gamma$  можна отримати по характеру адвекції.

Таким чином, спочатку складається прогноз приземного баричного поля, потім за швидкістю градієнтного вітру і градієнтом температури уточнюється швидкість вітру на висоті флюгера. Використовуючи уточнену швидкість і вологозапас ґрунту, за рис. 7.14 прогнозується пилова буря на 12...24 год без урахування зміни вологозапасів ґрунту.

Ерозія ґрунту залежить від швидкості вітру безпосередньо біля земної поверхні, яка в свою чергу залежить від динамічної шорсткості ( $z_0$ ). Тому після складення прогнозу пилової бурі за графіками (рис. 7.14 і 7.15 а) рекомендується розрахувати швидкість вітру на висоті 1 м. Для цього на рис. 7.15 б приведена залежність швидкості вітру  $V_1$  від шорсткості підстильної поверхні ( $z_0$ ), яка витікає із теорії граничного шару.

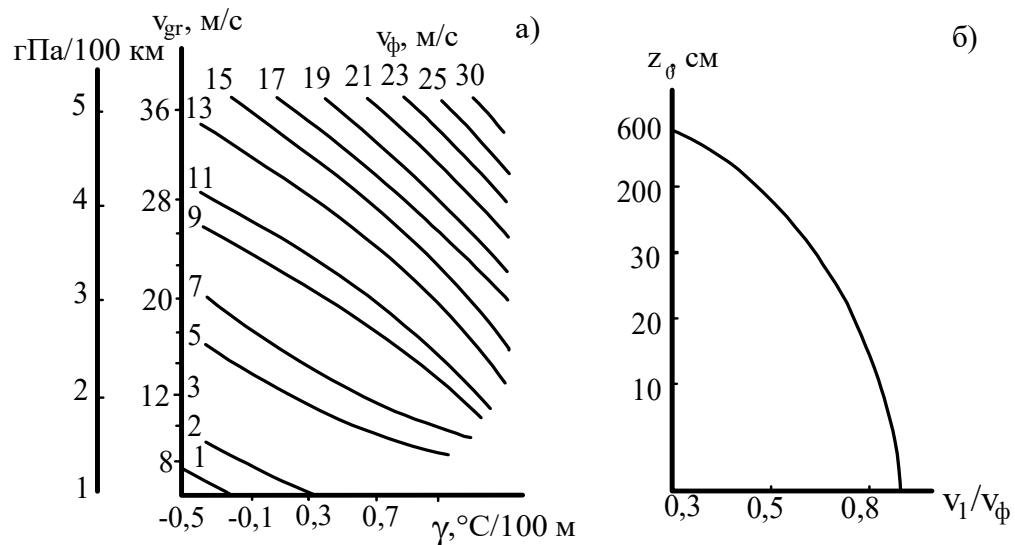


Рис. 7.15 – Номограма для прогнозу швидкості вітру на висоті флюгера (а) і графік залежності швидкості вітру на висоті 1 м від шорсткості підстильної поверхні (б).



Таким чином, при наявності надійного прогнозу баричного поля за графіками і формулами, які запропонував І.В.Кошеленко, становиться можливим суттєво уточнити швидкість вітру на висоті 1 м і розрахувати вологозапас верхнього шару ґрунту з урахуванням стоку і випаровування (для конкретного сезону) і тим самим уточнити прогноз пилової бурі.

Взимку характеристики вологості ґрунту не заміряються, у цих випадках слід використовувати, по можливості, значення осіннього вологозапасу ґрунту. При зимових пилових бурях, які звичайно супроводжуються дуже великими швидкостями вітру, основну увагу рекомендується приділяти прогнозу синоптичної ситуації.

При складенні прогнозу пилової бурі для малих територій (приблизно для однієї області) необхідно, крім перелічених даних, враховувати напрямок вітру і рельєф місцевості.

Крім викладеного вище графічного методу прогнозу пилової бурі, рекомендується використовувати дискримінантну функцію виду

$$L = 0,04V_{gr} + 0,02d_n + 0,08\Delta T - 1,52, \quad (7.6)$$

де  $V_{gr}$  – швидкість градієнтного вітру;  $d_n$  – дефіцит вологи ґрунту (мм) у шарі 20 см;  $\Delta T$  – адвекція за 12 год (додатна при адвекції холоду). При  $L > 0$  слід прогнозувати пилову бурю, при  $L < 0$  вона малоімовірна).

За формулою (7.6) можна складати прогноз як вручну, так і ЕОМ. Використовувати функцію для прогнозу більш ніж на добу недоцільно із-за великих помилок у прогнозі предикторів  $V_{gr}$ ,  $\Delta T$  і  $d_n$ . Потім значення  $L$

підставляють у формулу  $p = \frac{1}{1 + e^{-L}}$  і отримують прогноз пилової бурі в імовірнісній формі. Наприклад, при  $L = 1$  імовірність пилової бурі складе 76%, а при  $L = -1$  імовірність її 27% (або імовірність відсутності пилової бурі 73%).

Розробка розрахункових методів прогнозу пилових бур у теперішній час знаходиться на початковій стадії і зустрічає цілий ряд труднощів. Так, для прогнозу пилових бур над Софійською котловиною на основі застосування дискримінантного аналізу отримана формула, в основу якої покладена залежність явища від енергії нестійкості. Вихідними матеріалами для розрахунку є дані геопотенціальних висот 850, 700 і 500 гПа за 02 і 14 год. Проте завчасність попередження явища складає лише декілька годин.

За даними спостережень за вітром, температурою повітря і відносною вологістю з використанням моделі граничного шару, досліджене питання метеорологічних критеріїв виникнення пилових бур. Встановлена величина критичного діаметру часток і розроблена методика розрахунку

параметрів турбулентного потоку, які визначають умови виникнення пилової бурі.

Великі можливості у питанні вивчення структури пилових бур і розробки методів їх прогнозу закладені у використанні телевізійних (ТВ) зображень зі штучних супутників Землі (ШСЗ) і знімків з космічних кораблів. Пилові бурі добре видно із космосу. Так, зона пилової мутності над Месопотамською низовиною і північною частиною Персидської затоки складається із локальних пило-піщаних бур довжиною до 500...600 км і більше та шириною 20...40 км, які тягнуться вздовж переважаючих вітрів. На космічних знімках виявлені пилові бурі над Близнім Сходом, Іраном, Південною Сахарою, вздовж західного узбережжя Африки, в районі Аральського моря. Таким чином, за допомогою ТВ зображень зі ШСЗ, знімків космічних кораблів сумісно з наземними спостереженнями з'являється можливість комплексного вивчення структури пилових бур, напрямку їх поширення і розробки методу їх прогнозу.

*Прогноз видимості при пилових бурях.* Для прогнозу видимості в пилових бурях можна побудувати емпіричні графіки імовірності, за допомогою яких по значеннях горизонтальних баричних градієнтів визначається імовірність видимості в пиловій бурі до 500 м і менше (рис. 7.16).

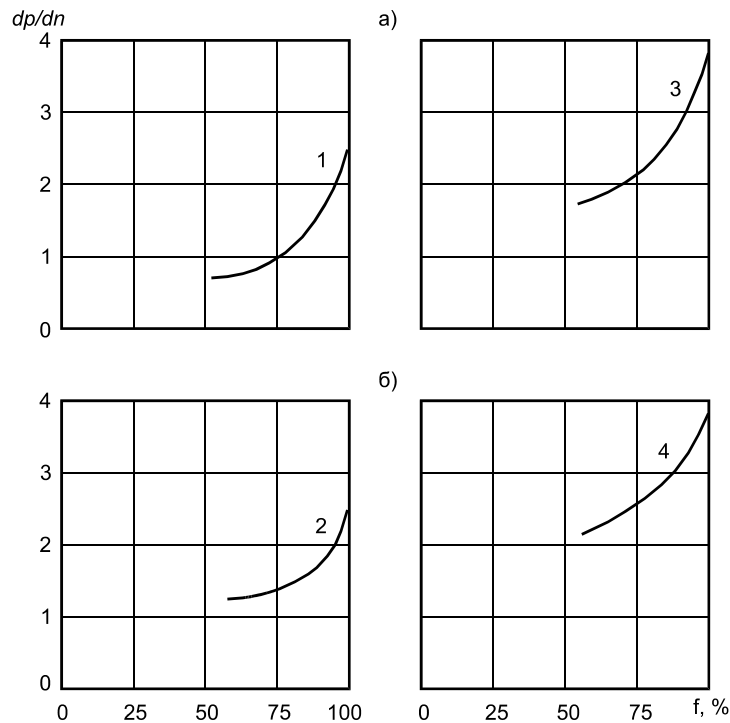


Рис. 7.16 – Емпіричні графіки для оцінки імовірності зменшення видимості до 500 м і менше при пилових бурях:  
 а) – тепле півріччя; б) – холодне півріччя; 1, 2 – південні; 3, 4 – північні райони;  $dp/dn$ - горизонтальний баричний градієнт (гПа/100 км);  $f$ -імовірність, %.

Прогноз пилових бур, по суті, зводиться до прогнозу сильного вітру з урахуванням характеру і стану підстильної поверхні.

Пилові бурі можуть спостерігатися при проходженні холодних фронтів, особливо холодних фронтів другого роду. Також вони можуть виникати і в однорідній повітряній масі, в тих випадках, коли біля поверхні землі створюються великі горизонтальні баричні градієнти, які обумовлюють сильні вітри, що спостерігається частіше за все на периферіях антициклонів.

#### *Контрольні запитання*

1. Що таке метеорологічна дальність видимості?
2. Які причини призводять до погіршення метеорологічної дальності видимості?
3. Які існують методи прогнозу видимості при низькій хмарності, серпанках, туманах?
4. Від чого залежить дальність видимості в серпанках та туманах?
5. Від чого залежить погіршення видимості в опадах?
6. В яких одиницях вимірюється видимість?
7. Від яких факторів залежить видимість у хуртовинах і як вона прогнозується?
8. Якими характеристиками оцінюється інтенсивність пилової бурі?
9. Від чого залежить видимість у пиловій бурі?

## 8 УМОВИ ПОЛЬОТІВ В ЗОНІ ГРОЗОВОЇ ДІЯЛЬНОСТІ

### 8.1 Загальні відомості про грозу

Гроза є комплексним атмосферним явищем з багаторазовими 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 й 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, Подільської височини (в середньому 35...40 днів з грозою за рік, і до 45 днів у високогірних районах), на північному сході України, в Донбасі і на Приазовській височині.

По території СНД найбільше число гроз спостерігається на Кавказі, де на північ від Сухумі, на південний схід від Грозного і на північний захід від Єревану 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 повітря нижче 0 °С.

3. Із-за можливої поразки літака блискавками.

Грозові хмари характеризуються максимальною вертикальною протяжністю 7...9 км, а іноді й 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.

Найбільш небезпечними при попаданні в грозову хмару є 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 менші експлуатаційних, але надзвичайно небезпечні тим, що накладаються на маневрені перевантаження і можуть створити сумарне перевантаження, яке перевищує гранично допустиме, внаслідок чого літак може руйнуватися.

Крім того, слід мати на увазі, що в грозових хмарах можливі дуже високі швидкості вертикальних рухів повітря, наприклад, вони можуть досягати  $60 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

Найбільша небезпека виникає при попаданні літака в зону сильних вертикальних рухів у верхній частині грозової хмари, де різниця між максимальною і мінімальною швидкостями польоту та 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  $34 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , літак кидало на  $1700 \text{ м}$ , а його вимушений крен при бовтанці складав  $60^\circ$ .

Внаслідок великої водності купчасто-дощових хмар і їх змішаної структури при від'ємних температурах повітря імовірність обледеніння висока.

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 різнойменними об'ємними зарядами. Довжина лінійної блискавки зазвичай складає декілька кілометрів, але може досягати  $20 \text{ км}$  і більше. Основний канал блискавки має декілька відгалуджень завдовжки  $2\text{...}3 \text{ км}$ , 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  $200\ 000 \text{ А}$ . Температура плазми в блискавці перевищує  $10\ 000 \text{ }^\circ\text{C}$ .

Імовірність 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, імовірність 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  $P_f$  поразки літаків блискавками в активних у 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 лише один раз.

Розбіжність між  $P_p$  і  $P_f$  обумовлена тим, що сам літак, будучи своєрідним провідником, як би «викликає» на себе блискавку, яка близько проходить. Якщо характерна довжина літака  $\ell_c$ , то блискавка, що проходить від нього на відстані, рівній або меншій  $2\ell_c$ , в 99% випадків ударить в літак. Літак, який знаходиться в електричному полі, поляризується. Коли блискавка проходить від літака на відстані не більше  $2\ell_c$ , 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  $\ell_{cQ}$ , на якій заряджений літак може перехопити блискавку, пов'язана з відстанню  $2\ell_c$ , на якій незаряджений літак захоплює блискавку. Таким чином:

$$\ell_{cQ} = 2\ell_c \sqrt{\frac{K_i E_{a\cdot kp}}{K_i E_{a\cdot kp} \pm p_i Q_c}},$$

де  $E_{a\cdot kp}$  — напруженість поля в атмосфері, при якій виникає стрімер з відповідної точки  $i$  на літаку;  $K_i$  — коефіцієнт, який показує, у скільки разів напруженість поля в  $i$ -й точці більше напруженості поля в атмосфері  $E_a$ ;  $Q_c$  — електричний заряд літака;  $p_i$  - коефіцієнт, який пов'язує напруженість поля від заряду літака в  $i$ -й точці 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 зі 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 1 000 000 В, то може відбутися електричний розряд. Таким чином, за певних умов, 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 підвищують наземні і бортові радіолокатори. За їх допомогою екіпаж може виявити грозові осередки за інтенсивністю засвітки, 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, які не мають радіолокаторів, потужні купчасті і купчасто-дощові хмари, що примикають до грозових осередків, дозволяється обходити тільки візуально на відстані не меншій за 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, які мають бортовий радіолокатор, дозволяється обходити грозові (зливові) осередки, 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) осередків на відстані, менші 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 нульової ізотерми з метою 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 з чіткими контурами складає декілька десятків метрів, з розмитими — декілька сотень метрів. Швидкість вітру в смерчі, за розрахунковими даними, близько  $100 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , але може перевищувати навіть  $330 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . Вимірювання швидкості вітру безпосередньо 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 стикається з іншою більш менш замкнутою порожниною, 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, який часто супроводжується 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.



## 8.2 Прогноз небезпечних для авіації явищ, обумовлених конвекцією

При наявності сприятливих синоптичних умов для прогнозу гроз використовуються кількісні методи. При прогностичному значенні градієнта температури  $\Delta T < 5 \text{ }^\circ\text{C}$  на 600 км біля поверхні землі рекомендується використовувати метод Н.В. Лебедевої, при  $\Delta T > 5^\circ\text{C}$  на 600 км (бароклінність вважається істотною) - метод Г. Д. Решетова.

Прогноз конвективних явищ складається на основі прогностичних даних про тиск біля поверхні землі, висоти стандартних ізобаричних поверхонь (до 100 гПа), температуру повітря та точку роси біля поверхні землі і на вказаних висотах.

Метод Н.В. Лебедевої включає побудову прогностичних кривих стратифікації і стану (з урахуванням виду конвекції - термічна, вільна, вимушена), визначення висоти рівня конвекції  $H_{\text{конв}}$ , температури повітря на цьому рівні  $T_{\text{конв}}$  і товщини нестійко стратифікованого шару повітря  $\Delta H$ . Якщо  $H_{\text{конв}} \geq 8000$  м,  $\Delta H \geq 7500$  м і  $T_{\text{конв}} \leq -22,5 \text{ }^\circ\text{C}$ , то прогноуються грози з градом; якщо  $H_{\text{конв}} \geq 8000$  м,  $7500 > \Delta H \geq 6500$  м і  $T_{\text{конв}} \leq -22,5 \text{ }^\circ\text{C}$ , то в прогнозі вказуються тільки грози; при  $8000 > H_{\text{конв}} > 5000$  м,  $6500 > \Delta H \geq 3500$  м і  $T_{\text{конв}} \leq -10 \text{ }^\circ\text{C}$  прогноуються зливи, при  $\Delta H < 3500$  м – конвективна хмарність.

Критичні значення параметрів конвекції наведені в табл. 8.1. Якщо сумарний дефіцит точки роси на ізобаричних поверхнях 850, 700 і 500 гПа

$\sum_{850}^{500} (T - T_d)$  перевищує  $25 \text{ }^\circ\text{C}$ , то зволоження недостатнє, і подальші

розрахунки не виконуються. Якщо  $\sum_{850}^{500} (T - T_d) \leq 25 \text{ }^\circ\text{C}$ , то розраховується

дефіцит точки роси біля поверхні землі при максимальних значеннях  $T_{\text{max}}$  і  $T_d$ :  $(T_{\text{max}} - T_d)_z$ ; якщо  $(T_{\text{max}} - T_d)_z > 20 \text{ }^\circ\text{C}$ , то рівень конвекції лежить вище 2 км; в цьому випадку подальші розрахунки не виконуються; при  $(T_{\text{max}} - T_d)_z < 16 \text{ }^\circ\text{C}$  відмічаються сприятливі умови для розвитку конвекції і тоді розраховуються інші параметри: товщина конвективно-нестійкого шару  $\Delta H_{\text{кнш}}$ ; середній рівень конденсації  $\bar{N}_{\text{конд}}$  при термічній і вільній конвекції або нижній рівень конденсації  $N_{\text{конд}}$  при вимушеній конвекції; середній рівень конвекції  $\bar{N}_{\text{конв}}$  (при вимушеній конвекції – рівень конвекції  $N_{\text{конв}}$  від нижнього рівня конденсації, а також верхня межа шаруватоподібних хмар  $N_{\text{ш.х}}$ ); температура на середньому рівні конвекції (при вимушеній конвекції – на рівні конвекції)  $T_{\text{конв}}$ ; середня величина відхилення  $\Delta \bar{T}$  кривої стану  $T'$  від кривої стратифікації  $T$ :

$\Delta \bar{T} = \frac{1}{n} \sum_1^n (T' - T)$ , де  $n$  – число цілих шарів товщиною 100 гПа, починаючи з рівня конденсації; середня потужність конвективних хмар  $\Delta \bar{H}_{\text{кх}}$  – різниця

Таблиця 8.1 - Граничні значення параметрів конвекції (метод частки), при яких найбільш імовірний розвиток конвективних явищ

$\sum_{850}^{500} (T-T_d),$ °C	$(T_{\max}-T_d)_3,$ °C	$\Delta H_{\text{кнш}},$ гПа	$\bar{H}_{\text{конд}}$ або $H_{\text{нмкх}},$ км	$\bar{H}^*_{\text{конв}}$ або $H^{**}_{\text{конв}},$ км	$T_{\text{конв}},$ °C	$\Delta \bar{T} =$ $\frac{1}{n} \sum_1^n (T' - T),$ °C	$\Delta \bar{H}_{\text{кх}}$ або $\Delta \bar{H}_{\text{шх}},$ км	Конвективні явища
>25	>20	-	-	-	-	-	-	Розвиток конвекції не очікується
≤25	≤16	>10	~1,5	≥6	<-22,5	>4	~4,5	Слабкий зливовий дощ, можлива гроза або суха гроза
≤20	≤14 (≤10)	>20	~1,5	>5	від -22,5 до -10	≥3 (>1)	>3,5	Зливовий дощ без грози
≤20	≤14	>30	~1,5	≥8	<-22,5	≥3	>6,5	Злива, місцями грози
≤16	~10	>60...100	1,5>H>1,0	>8	<-22,5	≥3	≥7,5	Сильна злива та гроза
~16	~10	-	1,5>H>1,0	>8	<-22,5	3, $\Delta T_{\max}>4$	≥7,5	Зливи, грозові та градові явища

\* Розраховується тільки при вільній конвекції

\*\* Розраховується тільки при вимушеній конвекції

між  $\bar{N}_{\text{конв}}$  і  $\bar{N}_{\text{конд}}$  (при вимушеній конвекції визначається потужність конвективних  $\Delta\bar{N}_{\text{кх}}$  і шаруватоподібних хмар  $\Delta\bar{N}_{\text{шх}}$ ).

*Метод прогнозу гроз і граду*, запропонований Г.Д. Решетовим, базується на припущенні, що ефект утягнення при розвитку потужних купчасто-дощових хмар несуттєвий, і частка при підйомі від рівня конденсації буде досягати висоти, на якій додатна енергія нестійкості буде урівноважена від'ємною енергією нестійкості; тобто частка буде підійматися вище рівня конвекції, що визначений як перетин кривих стану і стратифікації. Рівень, нижче якого додатна і від'ємна енергії нестійкості дорівнюють одна одній, приймається за верхню межу хмари  $H_B$ . Далі визначається висота рівня нульової ізотерми в хмарі, товщина шару від'ємних температур в хмарі  $\Delta h_0^B = H_B - h_0$  і температура на верхній межі хмари  $T_B$ . Розраховуються дискримінанти функції

$$L_1 = 0,12\Delta h_0^B - 0,22T_B - 0,562, \quad (8.1)$$

$$L_2 = 0,36H_B - 0,0753T_B + 0,53\Delta h_0^B - 3,36. \quad (8.2)$$

При  $L_1 < 0$  інтенсивна конвекція не прогнозується, при  $L_1 \geq 0$  і  $L_2 < 0$  в прогнозі вказується гроза, при  $L_1 \geq 0$  і  $L_2 \geq 0$  прогнозується гроза з градом.

Для прогнозу розподілу в хмарі граду різних розмірів Г. Д. Решетов запропонував визначати максимальну швидкість висхідного потоку в хмарі  $w_k$ , м·с<sup>-1</sup> по значенню суми відхилень  $\sum \Delta T$  кривої стану від кривої стратифікації на рівнях 850, 700, 600, 500 і 400 гПа за формулою  $w_{\text{max}} = 0,9 \sum \Delta T$  або за номограмою на рис. 8.1 (права частина) і по  $w_{\text{max}}$  оцінити висоту верхньої межі граду різних розмірів ( $H_B$ ).

Для цього слід з'єднати точку М на вертикальній вісі, що відповідає значенню  $w_{\text{max}}$ , з точкою К на горизонтальній вісі зліва. Точка К відповідає перевищенню  $\Delta h$  висоти вершини хмари  $H_B$  над рівнем максимальної швидкості конвективного потоку в хмарі  $H_{w_{\text{max}}}$ :

$$\Delta h = H_B - H_{w_{\text{max}}}. \quad (8.3)$$

Висота  $H_{w_{\text{max}}}$  може бути наближено прирівняна до висоти, на якій відмічається максимум відхилення кривої стану від кривої стратифікації.

При польоті з підвітряного боку хмари можлива зустріч літака з градом різного розміру, який виноситься з хмари під впливом горизонтального потоку повітря. Цей потік у верхній тропосфері має більшу швидкість, ніж швидкість руху хмари. Градини невеликого розміру при падінні з великих висот в ненасиченому малохмарному повітрі не досягають поверхні землі, але зустріч з градом поза хмарою на ешелоні польоту може бути небезпечною для літака.

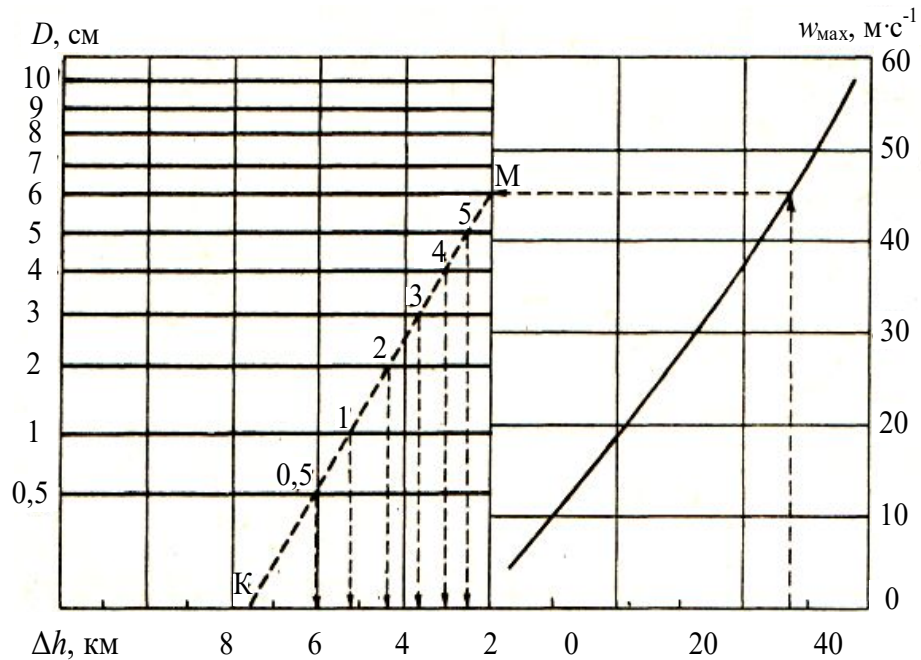


Рис. 8.1 - Графік для прогнозу максимальної швидкості висхідного потоку  $w_{\max}$  в грозівій (градівій) хмарі, висоти верхньої межі  $H_B$  граду і діаметру градин  $D$  на ешелоні польоту (метод Г.Д. Решетова).

Номограма (рис. 8.2) дозволяє визначити відстань від хмари  $S$ , на яку можуть бути винесені градини діаметром  $D$ , в залежності від перевищення верхньої межі граду  $\Delta H$  над рівнем 700 гПа і від вертикального зсуву вітру  $\Delta u$  в шарі від верхньої межі граду до рівня 700 гПа. Використання цієї номограми дозволяє оцінити можливість зустрічі літака з градом поза хмарою.

Для прогнозу можливості шквалу і максимальної швидкості вітру при шквалі оцінюються такі параметри:

- температура повітря біля поверхні землі безпосередньо перед грозовим дощем і шквалом -  $T_{\max z}$ ;
- температура повітря на рівні 500 гПа за той же строк -  $T_{500}$ ;

- різниця температур у шарі земля - рівень 500 гПа:  $T_3^{500} = T_{\max z} - T_{500}$ ;

- сума відхилень кривої стану від кривої стратифікації на рівнях 850, 700, 600, 500 гПа -  $\sum_{850}^{500} \Delta T$ ;

- нульова температура змоченого термометру, яку вологоадіабатично приведено до тиску біля поверхні землі -  $T_3^{03.T.}$ ;

- різниця температур:  $\Delta T_3^{03.T.} = T_{\max z} - T_3^{03.T.}$ ;

- очікувана середня швидкість вітру:  $\bar{u} = \frac{u_3 + u_{850} + u_{700} + u_{500}}{4}$ .

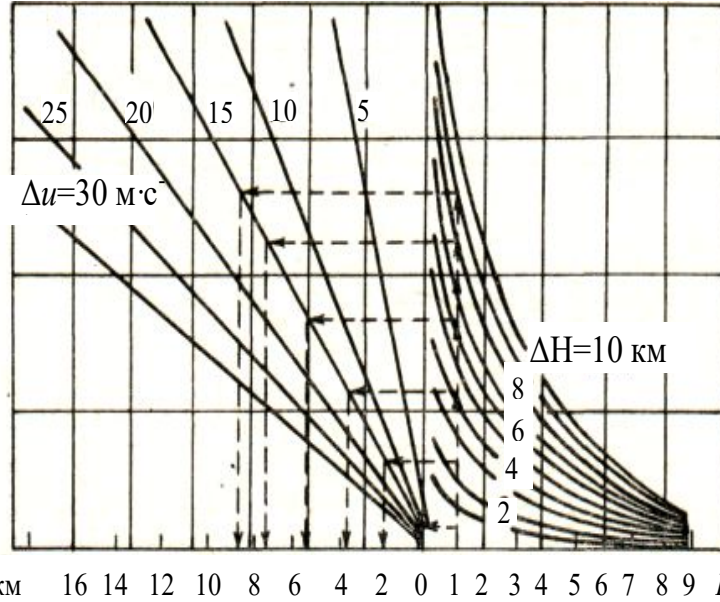


Рис. 8.2 - Номограма для прогнозу відстані граду різного діаметру від грозової (градової) хмари по значенню діаметру  $D$ , перевищенню  $\Delta H$  верхньої межі граду над рівнем 700 гПа і по модулю різниці швидкості вітру  $\Delta u$  в шарі 700 гПа - верхня межа граду (метод Г.Д. Решетова).

Для прогнозу шквалу за сприятливих синоптичних умов використовується графік (рис. 8.3) або дискримінантна функція

$$L_3 = 0,116 \sum_{850}^{500} \Delta T + 0,029 \Delta T_3^{500} - 1,597. \quad (8.4)$$

При значеннях  $L_3 \geq 0$  в прогнозі слід указувати шквал, при  $L_3 < 0$  - його відсутність.

Максимально можливу швидкість вітру при шквалі можна оцінити за графіком на рис. 8.4.

В оперативній практиці для прогнозу грозової діяльності використовуються методи, які запропоновані Уайтінгом і Фаустом.

Відповідно до методу Уайтінга, для ряду пунктів розраховується коефіцієнт

$$K = 2T_{850} - T_{500} - D_{850} - D_{700}, \quad (8.5)$$

де  $T_{850}$  і  $T_{500}$  - значення температури повітря на рівнях 850 і 500 гПа;

$D_{850}$  і  $D_{700}$  - значення дефіциту точки роси на рівнях 850 і 700 гПа.

При  $K < 20$  грози очікувати не слід, при  $20 \leq K < 25$  очікуються окремі грози, при  $25 \leq K < 30$  слід прогнозувати численні грози, при  $K \geq 30$  - прогноуються грози повсюдно.

Коефіцієнти  $K$ , що розраховані за формулою 8.5, наносяться на бланк карти і проводяться ізолінії значень  $K$ , кратних 5, починаючи з  $K = 20$ . Отримана область значень  $K \geq 20$  буде зоною можливої грозової діяльності.

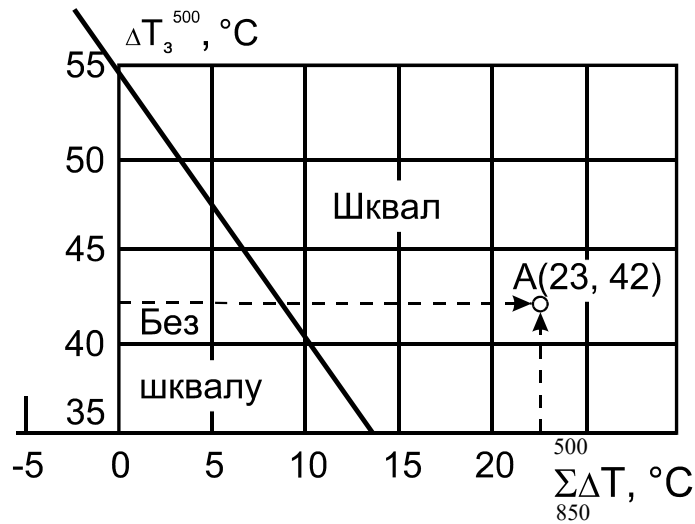


Рис. 8.3 – Графік для прогнозу імовірності утворення шквалу (метод Г.Д. Решетова).

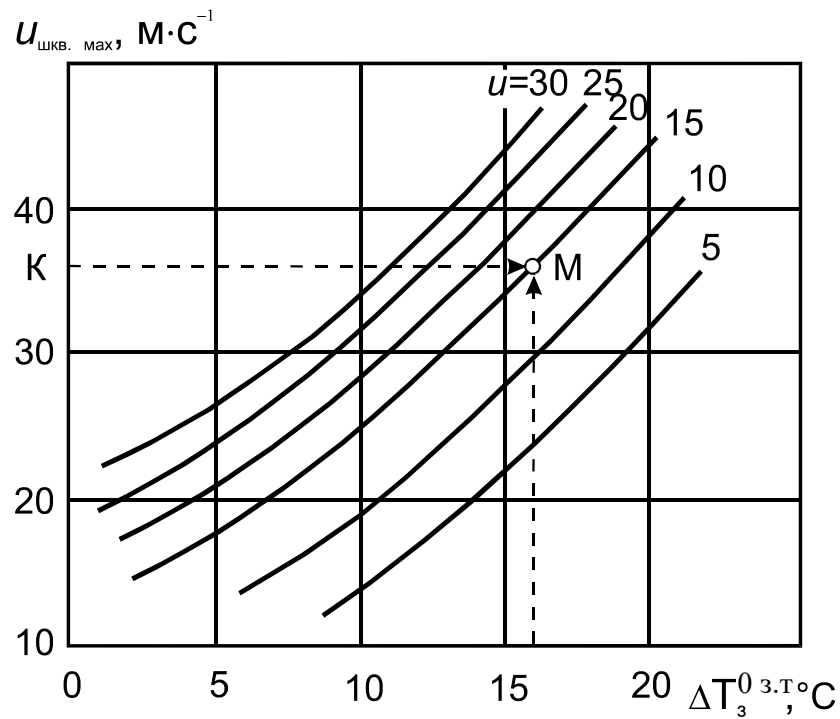


Рис. 8.4 – Графік для прогнозу максимальної швидкості вітру при шквалі (метод Г.Д. Решетова).

Відповідно до методу Фауста, визначається критерій нестійкості

$$\Delta T_H = T_v - T_{500} + \Delta T_R, \quad (8.6)$$

де  $T_v$  - температура нульового випаровування. Визначається за графіком (рис. 8.5) з урахуванням температури повітря на рівні 850 гПа і середнього значення дефіцитів точки роси на рівнях 850, 700, 500 гПа

$$\bar{D}_{850}^{500} = \frac{1}{3}(D_{850} + D_{700} + D_{500}). \quad (8.7)$$

Якщо  $\bar{D}_{850}^{500} \geq 14 \text{ }^\circ\text{C}$ , то грози не очікуються;

$\Delta T_R$  - поправка на кривину ізобар, визначається за даними табл. 8.2.

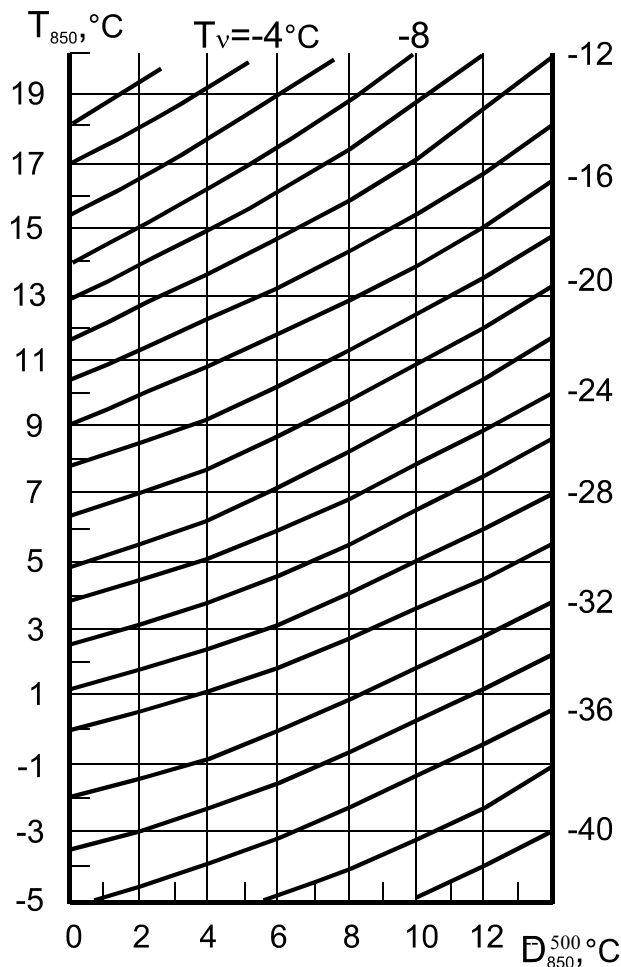


Рис. 8.5 – Номограма для визначення температури нульового випаровування  $T_v$  (метод Фауста).



Таблиця 8.2 - Поправка на кривину ізобар  $\Delta T_R$

Тип кривизни	Радіус кривини R, км			
	< 250	250...500	500...1000	>1000
Циклонічна	2,0	1,4	1,0	0,0
Антициклонічна	-2,0	-1,4	-1,0	0,0

Значення  $\Delta T_H$  наносяться на карту та проводяться ізолінії  $\Delta T_0 = 0$ . При  $\Delta T_H > 0$  слід очікувати грози.

*Контрольні запитання*

1. Які небезпечні явища погоди пов'язані з конвективними хмарами?
2. Які причини призводять до виникнення грози?
3. Які синоптичні умови сприятливі для виникнення гроз, граду, шквалу?
4. Які основні параметри в методах прогнозу конвективних явищ?
5. В чому суть методів прогнозу гроз, запропонованих Н.В. Лебедевою та Г.Д. Решетовим?
6. Які критерії нестійкості використовуються в методах Уайтінга та Фауста?

## 9. ЕЛЕКТРИЗАЦІЯ ТА ЇЇ ВПЛИВ НА УМОВИ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ПОВІТРЯНОГО СУДНА

### 9.1 Загальні відомості про електризацію літаків

Атмосфера має електричні властивості. Оскільки частинки повітря, краплі сконденсованої вологи, частинки опадів, кристали льоду мають електричний заряд, то літаки в польоті електризуються. Ця електризація виявляється в основному під час польотів в хмарах і опадах.

Електричний заряд, якого набуває літак при польоті в хмарах і опадах, залежить від ряду факторів:

- 1) властивості середовища, в якому здійснюється політ (форма, розміри і число частинок хмар, електричні заряди на них, фазовий стан тощо);
- 2) характеристики літака (конструкція, тип двигуна, параметри статичних стічників);
- 3) режиму польоту літака (висота і швидкість).

Набутий літаком електричний заряд залежить від струму, який заряджає літак, і струму, який розряджає.

Струми, які заряджають літак, обумовлюються головним чином характером взаємодії частинок хмар і опадів з поверхні обшивки літака, а також взаємодією частинок неспаленого палива з матерією викидної системи літака. При хорошому згоранні палива струми, що виникають, малі у порівнянні зі струмами, які створюються частинками густих хмар, тому їми можна знехтувати.

Токи, які розряджають літак, виникають за рахунок провідності атмосфери, провідності струменю гарячих викидних газів, зриву частинок хмар з літака, коронного розряду.

Токи, які заряджають і розряджають літак, збільшуються зі зростанням швидкості польоту. Струми розряду пропорційні швидкості польоту, а струми заряду, наприклад при польоті в умовах випадіння снігу, збільшуються пропорційно третій стадії швидкості літака.

Суть зарядження літака в хмарах полягає в тому, що при зіткненні нейтральної частинки хмари з поверхнею незарядженого літака і при відштовхуванні від неї відлітаюча частинка відносить заряд одного знаку, а літак отримує заряд, рівний за величиною, але протилежний за знаком.

Згідно дослідженням І.М. Імянітова небезпека ураження літаків розрядами статичної електрики вище небезпеки ураження звичайними грозовими розрядами. Аналіз льотних катастроф у США показав, що в 50% випадків попадання блискавок у літаки ураження відбувалося у хмарах, де до появи літака блискавок не було.

При сильному зарядженні літаків виникає небезпека вибуху при заправці їх паливом у польоті (може виникнути електричний контакт між літаками, спалахне електрична іскра і відбудеться вибух). Необхідно заправку проводити поза хмарами, попередньо з'єднавши літаки металевим тросом, регулювати швидкість переливу пального. У різних частинах хмари імовірність утворення великих зарядів літака та значних електричних полів різна.

З метою уникнення ураження літака блискавками внаслідок великої електризації, необхідно приймати необхідні заходи безпеки, які вказані у керівництві з льотної експлуатації.

## 9.2 Метеорологічні та синоптичні умови електризації літаків

Електризація літака - це складний і неоднорідний процес, оскільки при польоті літак набуває заряду і позбувається його. Особливо сильно заряджаються неметалічні частини літака. На електризацію літака впливає мікроструктура хмар:

- в кристалічних хмарах інтенсивність зарядження літака вища, ніж в хмарах, які складаються з крапель;

- чим більша водність хмари, тим інтенсивність зарядження літака вище.

Особливо небезпечні купчасті, купчасто-дошові, щільні шарувато-дошові хмари; шари цих хмар між ізотермами від 0 до -15 °С.

З іншого боку, на електризацію літака істотно впливають конструктивні особливості, розмір, аеродинамічні властивості літака. Велика роль також швидкості літака - реактивні швидкісні літаки більше електризуються, ніж літаки з поршневіми двигунами.

У тропосфері під впливом природної радіоактивності Землі, заповненості, наявності різних аерозолів завжди є позитивно і негативно заряджені частинки у вигляді легких і важких іонів. У разі ясної, малохмарної погоди кількість заряджених частинок, потенціал і напруженість електричного поля в нижній тропосфері, як показали дослідження, невеликі і убувають від поверхні землі з висотою по експоненціальному закону. Тому в умовах ясної погоди літаки, що виконують польоти, заряджаються дуже слабо, оскільки зустрічаються з порівняно невеликою кількістю заряджених частинок. Крім того, заряджені частинки одного знаку в значній мірі нейтралізують на поверхні ПС заряди протилежного знаку. Тому статична електризація літака при польоті в умовах ясної погоди невелика.

За наявності хмар картина різко міняється. Дослідження, проведені І.М. Імянітовим та іншими, показали, що при утворенні хмарності різних форм і опадів виникає велика кількість як позитивно, так і негативно заряджених частинок. Згідно даних цих досліджень, кількість заряджених

частинок і знаки їх зарядів залежать від мікроструктури хмарності (кількості, розміру і форми частинок), їх фазового стану (рідкий, твердий або змішаний), температури повітря, турбулентності, стратифікації атмосфери, водності хмар та від багатьох інших умов і чинників. Так, при конденсації і сублімації водяної пари в атмосфері виникає багато нових елементарних електричних зарядів, кількість і знак яких залежать від температури повітря і фазового стану хмар та опадів. Крижані кристали і сніжинки заряджені переважно негативно, а крапельки хмар і дощу - частіше позитивно. Турбулентність в хмарах виконує двояку роль: зіткнення хмарних елементів і їх дроблення звичайно призводять до збільшення числа елементарних електричних зарядів; якщо ж частинки хмари, що вдаряються, мають протилежні знаки, відбувається їх нейтралізація.

У шарувато-подібних хмарах типу St (без опадів) елементарні електричні заряди розташовуються, як правило, хаотично по всьому об'єму хмарності. Сумарний електричний заряд в шарувато-подібній хмарності типу St звичайно невеликий, причому буває як позитивним, так і негативним. Невеликі також потенціал і напруженість електричного поля: вимірювання показали, що вони складають частіш за все десятки, рідко сотні одиниць. Літаки в цих хмарах в більшості випадків заряджаються слабо (як за рахунок придбання заряду цих хмар, так і за рахунок електризації при зіткненні з рідкими і твердими елементами хмарності). Оскільки заряд, потенціал і напруженість електричного поля невеликі, то й уражень ПС в шарувато-подібній хмарності типу St не відмічалось.

Абсолютно інше положення створюється в хмарах Ns-As, коли з них починають випадати опади. Розміри крапель і сніжинок на декілька порядків більші, ніж хмарних елементів (діаметри крапель і сніжинок складають звичайно декілька міліметрів, тоді як діаметри хмарних елементів - тисячні частки міліметра).

Великі частинки опадів несуть в більшості випадків заряд одного знаку (звичайно позитивний), а дрібні частинки (елементи хмарності) - протилежного знаку. Тому разом з великими частинками опадів вниз йдуть заряди одного знаку, а у верхній частині хмарного шару залишаються заряди протилежного знаку. Чим інтенсивніші і триваліші опади, тим більш інтенсивний і тривалий процес розділення зарядів і утворення об'ємних зарядів різних знаків у верхній і нижній частинах хмарного шару (а іноді і в середній частині шару хмар), тим більші потенціали і напруженість електричного поля виникають між ними.

У ряді досліджень показано, що в хмарах Ns-As і опадах електричні характеристики складають звичайно сотні, іноді — тисячі одиниць, а в окремих випадках можуть досягати десятків і навіть сотень тисяч одиниць.

Розглянемо механізм електризації і ураження ПС в хмарах Ns-As і опадах. При зниженні і заході на посадку в шарувато-дощовій хмарності з опадами на висоті 3...4 км ПС зразу ж одержує електричний заряд, подібний тому, який має місце у верхній частині хмарного масиву Ns-As. У середній частині шару хмар літак потрапляє в зону опадів, спочатку у вигляді снігу, а потім снігу з дощем і переохолодженого дощу при невеликих мінусових температурах.

При зіткненні навіть нейтральних (незаряджених) крапельок або сніжинок і частинок хмарності з лобовою (передньою) частиною ПС на літаку виникає велика кількість нових елементарних електричних зарядів. Літак заряджується тим сильніше, чим більше частинок з ним стикається, чим більші швидкість польоту і сила удару крапельок і сніжинок об поверхню ПС і чим більший поперечний перетин повітряного судна.

При подрібненні крапельок виникає у декілька разів більше елементарних електричних зарядів, ніж спочатку несла кожна крапля дощу. При подрібненні сніжинок об передню частину корпусу літака, його крил і хвостового оперення виникає ще більше нових елементарних електричних зарядів, значна частина яких має знак, протилежний заряду сніжинки. Більша частина цих нових елементарних електричних зарядів осідає на лобовій поверхні ПС, в основному на пластмасовому обтічнику антени бортового радіолокатора (РЛС) і на пластмасовому обтічнику бортової радіостанції (РС), встановленої на вершині кіля. Оскільки пластмаса є діелектриком і не проводить електрику, одержуваний заряд не розтікається по металевому корпусу всього літака, а залишається на обтічниках РЛС і РС. З цієї причини заряд, потенціал і напруженість електричного поля особливо швидко та інтенсивно зростають саме на пластмасових обтічниках антен бортових РЛС і РС, а також на кінцях крил і загострених деталях. Тому саме в ці деталі і частини ПС найчастіше відбувається іскровий електричний розряд в шарувато-подібній хмарності та опадах.

Значний внесок в електризацію літака вносять також обледеніння і бовтанка (турбулентність). В результаті дії вказаних вище чинників окремі деталі та частини конструкції літака і літак в цілому швидко накопичують великий електричний заряд. При подальшому зниженні, коли літак потрапить в нижню половину хмарного шару Ns-As (де внаслідок випадіння опадів розташовується об'ємний електричний заряд протилежного знаку до заряду літака), відбувається різке збільшення потенціалу і напруженості електричного поля. Напряга електричного поля в цих випадках може досягти критичного значення, між літаком і частиною шарувато-дощової хмарності, зарядженої протилежно, виникає іскровий електричний розряд.

Аналогічне положення маємо при наборі висоти літаком в хмарах Ns-As і опадах. Так, зразу ж після зльоту, при наборі висоти під

хмарами в зоні опадів, літак одержує великий заряд, внаслідок дії вказаних вище чинників. Незабаром після входу в шарувато-дощові хмари літак зустрічає електричну зону, що має протилежний заряд. При вході в зону різко зростає напруженість електричного поля між ПС і зарядом протилежного знаку в хмарах. Якщо напруженість електричного поля досягне критичних значень, то між літаком і хмарністю виникає електричний заряд.

Підвищене ураження ПС спостерігається в хмарах Ns-As і опадах поблизу грозових хмар. Викликане воно, як правило, двома причинами:

1. Грозові хмари наводять на ПС, що пролітає поблизу, індуктивний заряд. Цей заряд, підсумовуючись із зарядом статистичної електрики, придбаної літаком при польоті в шарувато-подібній хмарності і опадах, підвищує заряд і потенціал ПС, а також збільшує напруженість електричного поля навколо нього до такого критичного значення, коли між літаком, з однієї сторони, і електричною неоднорідністю протилежного знаку в шарувато-дощовій хмарності - з іншої, може відбутися електричний розряд.

2. Встановлено, що в грозовій хмарі середніх розмірів за 5 хв відбувається до 200 розрядів блискавок, а за 1 год – до 800 розрядів. У момент розряду виникає потужний електромагнітний імпульс. Коли літак перетинає силові лінії електромагнітного імпульсу, на ньому, як в обмотці ротора динамомашини, виникає електричний струм. Цей струм створює на літаку додатковий електричний заряд, підвищується потенціал і напруженість електричного поля навколо ПС. В результаті, як і в першому випадку, між літаком і електричною зоною протилежного знаку в хмарах Ns-As відбувається невеликий електричний розряд. Ураження літака тим більше, чим ближче і потужніше грозова хмара.

Для ураження літака електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах найбільш сприятливі такі метеорологічні та синоптичні умови:

- 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 них;

- малорухомі циклони, в яких тиск зростає, баричні улоговини з розмитими фронтами, з хмарами Ns-As у кількості 7...10 балів з опадами або без них;

- малоградієнтні області зниженого тиску з розмитими фронтами, з хмарами Ns-As у кількості 7...10 балів з опадами або без них;

- 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;

- обледеніння та бовтанка в хмарах;

- 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.

Несприятливі умови для ураження літаків електричними розрядами такі:

- антициклони і баричні гребені;
- тиллові частини баричних улоговин на картах АТ-850, АТ-700, АТ-500 гПа і улоговин холоду на карті ВТ-500/1000;
- хмарність будь-яких форм менше 5 балів (за винятком грозових хмар, які слід обходити на безпечній відстані).

### 9.3 Прогноз зон можливого ураження 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

$$L_1 = 5,75 \gamma_{850}^{700} - 0,11 T_{500} - 2,83 ,$$

де  $\gamma_{850}^{700}$  - вертикальний градієнт температури повітря в шарі від 850 до 700 гПа в  $^{\circ}\text{C}/100 \text{ м}$ ;  $T_{500}$  - значення температури повітря на рівні 500 гПа в  $^{\circ}\text{C}$ . При значенні  $L_1 \geq 0$  і за сприятливих синоптичних умов слід прогнозувати ураження літаків електричними зарядами в шаруватих хмарах і опадах. При значеннях  $L_1 < 0$  - ураження не прогнозується. Для простоти розрахунків за дискримінантною функцією  $L_1$  використовується графік (рис 9.1).

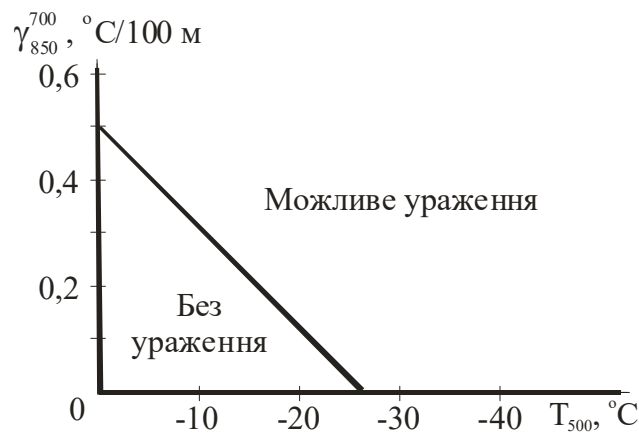


Рис. 9.1 – Графік для прогнозу зон можливого ураження літаків електричними розрядами в шарувато-подібних хмарах і опадах при стійкій стратифікації атмосфери.

Для виявлення зон можливого ураження літаків електричними розрядами при нестійкій стратифікації атмосфери використовується функція

$$L_2 = 12,4 \gamma_{850}^{500} - 0,046\theta_{700} + 12,52 ,$$

де  $\gamma_{850}^{500}$  - вертикальний градієнт температури в шарі від 850 до 500 гПа в  $^{\circ}\text{C}/100 \text{ м}$ ;  $\theta_{700}$  - значення псевдопотенціальної 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. За допомогою функції  $L_2$  побудований графік (рис. 9.2).

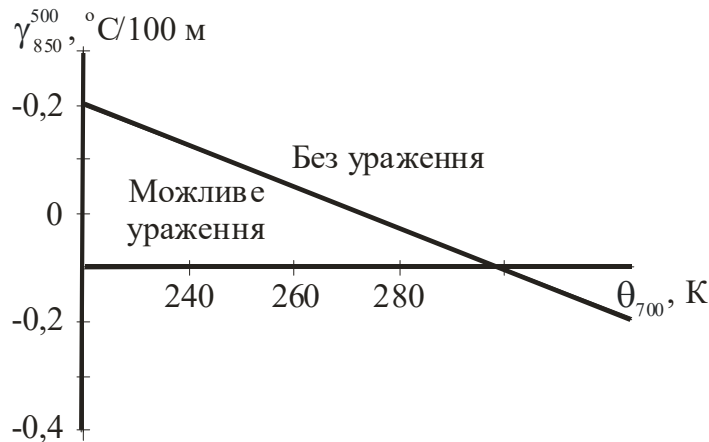


Рис.9.2 – Графік для прогнозу небезпечних електричних зон в шарувато-подібних хмарах та опадах при нестійкій стратифікації атмосфери.

Дискримінантна функція для ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дощових хмарах і опадах при байдужій стратифікації атмосфери має вид

$$L_3 = 0,38\theta_{700} + 1,5H_{-5} - 104,19 ,$$

де  $\theta_{700}$  - значення псевдопотенціальної 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. За дискримінантною функцією  $L_3$  побудований графік (рис. 9.3).





Рис.9.3 – Графік для прогнозу небезпечних електричних зон в шарувато-подібних хмарах та опадах при байдужій стратифікації атмосфери.

Розрахунки за дискримінантними функціями можуть виконуватися на період від 6 до 36 год. Для цього проводиться аналіз поточної і прогноз очікуваної синоптичної і метеорологічної ситуації та погоди по району аеропорту вильоту (посадки), а також в зоні набору висоти (або зниження). В разі відсутності сприятливих для ураження ПС умов подальші розрахунки не проводяться. Якщо ж очікуються сприятливі для ураження ПС синоптичні та метеорологічні умови, то переходять до розрахунків величин, що входять в дискримінантні функції.

Для цього розраховуються прогностичні значення температури  $T$  і точки роси  $T_d$  біля поверхні землі та на ізобаричних поверхнях 850, 700, і 500 гПа в районі вильоту або посадки.

Для прогнозу на найближчі 3...6 год при ситуації, що мало змінюється, в якості вихідних значень температури і точки роси на рівнях 850, 700, 500 гПа можна брати дані радіозондування в пункті прогнозу давністю не більше 3 год. Для прогнозу небезпечних електричних зон в шарувато подібній хмарності та опадах на строк більше 6 год або ж при очікуваній зміні синоптичної і метеорологічної ситуації (при проходженні циклонів, баричних улоговин і пов'язаних з ними фронтів) слід розраховувати прогностичні значення  $T$  і  $T_d$  біля поверхні землі та на рівнях 850, 700, 500 гПа.

За значеннями прогностичних  $T$  і  $T_d$  біля поверхні землі знаходять рівень конденсації, від нього проводять криву стану і визначають стратифікацію атмосфери. В залежності від виду стратифікації обирають відповідну дискримінантну функцію, знаходять значення параметрів і виконують розрахунки можливості ураження літаків електричними розрядами.

### *Контрольні запитання*

1. В чому полягає механізм ураження літаків електричними розрядами?
2. Охарактеризуйте метеорологічні умови ураження літаків електричними розрядами в шарувато-подібній хмарності та опадах.
3. Чим обумовлене підвищене ураження ПС в хмарах Ns-As і опадах поблизу грозових хмар?
4. Які синоптичні умови найбільш сприятливі для ураження ПС електричними розрядами в хмарності шаруватих форм та опадах?
5. Які умови несприятливі для ураження літаків електричними розрядами?
6. Як враховується вплив типу стратифікації атмосфери на можливість ураження ПС електричними розрядами в шарувато-дощовій хмарності та опадах?

## 10 СКЛАДЕННЯ ПРОГНОСТИЧНИХ КАРТ ОСОБЛИВИХ ЯВИЩ НА НИЖНІХ ТА ВЕРХНІХ РІВНЯХ ДЛЯ АВІАЦІЇ

### 10.1 Прогностичні карти особливих явищ на нижніх рівнях

Прогностичні карти особливих явищ на нижніх рівнях для авіації складаються у великих прогностичних центрах для окремих регіонів. Цим вони відрізняються від аналогічних карт для верхніх і середніх рівнів, які можуть складатися для півкулі. Причиною такої відмінності є різноманіття так званих особливих явищ, що розвиваються у нижньому трьохкілометровому шарі атмосфери, їх незначного просторового масштабу і великої залежності від місцевих умов (топографії і характеру підстильної поверхні, наявності водоймищ тощо).

*Вимоги ВМО/ІКАО до складання прогностичної карти особливих явищ на нижніх рівнях для авіації.* Вимоги до змісту, точності і завчасності карт особливих явищ на нижніх рівнях (significant weather chart for low-level – SWL) викладені в Технічному Регламенті ВМО [1]. Вони повинні містити короткостроковий (до 30 год) прогноз і розраховуватись на основі вихідних даних чисельних регіональних моделей з високим розділенням. Сучасні чисельні моделі, які оперативно використовуються у провідних прогностичних центрах світу, засвоюють великий об'єм інформації, включаючи радары, профілеміри, супутники. На картах, згідно [1] повинні бути відображені наступні атмосферні явища та об'єкти:

1. Положення баричних центрів, напрямок і швидкість їх переміщення.
2. Атмосферні фронти з їх зонами хмарності.
3. Низька хмарність: межі шарів і характеристика.
4. Конвективна хмарність: нижня межа і характеристика (isolated, embedded тощо); грози та інші прояви активної конвекції.
5. Обледеніння: межі шарів.
6. Турбулентність: межі шарів і градації інтенсивності.
7. Висота нульової ізотерми.
8. Переохолоджені опади.
9. Явища, які понижують видимість нижче 10 км (туман, опади тощо).

Таким чином, карта SWL відрізняється високим інформаційним наповненням. Вимоги до точності прогнозу SWL наступні: загальна справджуваність прогнозу наявності / відсутності (низької і конвективної хмарності, зон обледеніння, турбулентності, опадів, туману) – не нижче 80%, локалізація – з точністю не нижче 100 км, вертикальна протяжність шарів обледеніння і турбулентності – з точністю не гірше 600 м, нижня межа хмар – з точністю не гірше 30 до 120 м і 30% від 120 до 3000 м.

*Методи і алгоритми постпроцесінга, які використовуються для прогнозу особливих явищ на нижніх рівнях.* Викладемо загальні принципи прогнозування особливих явищ на основі вихідних даних чисельних моделей. Останні дозволяють обчислювати наперед у точках певної регулярної сітки на різних рівнях значення геопотенціалу (тиску), температури, вологості, складових швидкості вітру та інших модельних величин. На основі цієї інформації ставиться задача визначити положення і характеристики струминних течій, тропопаузи, зон турбулентності тощо. Фактично задача полягає в реалізації певної фізичної концепції, яка відображає сутність природи кожного із «особливих явищ», що сильно різняться між собою. Для вирішення цієї задачі потрібні спеціалісти, які глибоко розуміють фізику явищ і зв'язок кожного явища з метеорологічними полями, що прогноуються моделлю, а також способи вилучення із цих полів потрібної інформації. Весь комплекс програм постпроцесінга, необхідний для розрахунку карти SWL, є основою технології її складення.

Розглянемо методи постпроцесінга для прогнозу особливих явищ на нижніх рівнях, що використовуються в теперішній час у провідних світових прогностичних центрах.

*Низька хмарність.* Низька хмарність (шарувата, шарувато-купчаста, шарувато-дощова) у сучасних регіональних чисельних моделях з високим розділенням, з хорошим описом процесів у граничному шарі атмосфери і тепло- та вологообміну між підстильною поверхнею та атмосферою, прогноується безпосередньо в рамках чисельної моделі і постпроцесінг у цих умовах не потребується.

До появи надійних чисельних прогнозів низької хмарності такі програми існували і використовувались на практиці; вони розроблялись, як правило, на основі статистичної корекції модельних прогнозів (метод MOS); приклади можна знайти у [2, 3]. Пізніше, коли модельні короткострокові прогнози стали достатньо надійними [4], подібні методи стали використовуватись для понадкороткострокового аеродромного прогнозування [5, 6]. Відмітимо широке застосування для цієї цілі імовірнісних прогнозів.

*Конвективна хмарність.* Стосовно до карти SWL представляють інтерес наступні параметри конвективної хмарності: нижня межа, характеристика (ізолювані, рідкі, часті, потоплені в шаруватій хмарності), а також грози і град.

Найновіші сучасні регіональні негідростатичні моделі з надвисоким (близько кілометра) розділенням в принципі здатні в явному вигляді відтворювати мезомасштабні конвективні комплекси. Проте такого досвіду, тим більш оперативного, поки що не існує. У практиці сьогодення використовуються схеми постпроцесінга модельних полів температури і вологості. Для отримання перерахованих вище

параметрів конвекції необхідно розрахувати за даними про температуру і вологість у вузлах сітки на рівнях від 2 м до великих висот (практично до нижньої стратосфери) наступні величини: рівень конденсації і рівень нульової плавучості, що інтерпретуються відповідно як нижня і верхня межа конвективних хмар, і рівень зародження низхідного потоку як характеристику наявності граду. Всі ці величини дуже залежать від точності прогнозу температури і вологості біля землі та у граничному шарі атмосфери. Враховуючи невелику (декілька годин) тривалість життя конвективних осередків і дуже виражений добовий хід, представляється природним і реалістичним такий розподіл функцій надкороткострокового прогнозу, при якому короткостроковий (до 36 год) прогноз грає роль орієнтовного. Системи наукастинга, асимілюючі радарні та супутникові дані, здійснюють оперативне забезпечення екіпажів і наземних служб інформацією про стан і найближчу еволюцію конкретних конвективних осередків, а у ряді випадків і про їх виникнення [7, 8, 9, 10].

Такий стан прогнозування конвективних явищ для авіації у світовій практиці.

*Зони обледеніння повітряних суден.* На картах SWL повинні бути вказані зони імовірного обледеніння повітряних суден і висоти меж відповідних шарів. Як правило, для обледеніння ПС при польоті у хмарах, необхідною умовою є наявність в них переохолоджених крапель у великій кількості. Ця умова не є достатньою; чутливість різних типів літаків і гелікоптерів до обледеніння неоднакова, вона залежить від швидкості польоту та аеродинамічних характеристик ПС.

Тому прогнозується лише «імовірне» обледеніння в шарах, де виконується його необхідна умова. Такий прогноз складається із прогнозу наявності хмар, температури у хмарних шарах і таких мікрофізичних характеристик, як розміри крапель і водність хмар. Пряме чисельне прогнозування мікрофізичних характеристик стало доступним лише недавно, на достатньо високому рівні розвитку чисельних моделей, що використовуються в кращих світових прогностичних центрах.

Відмітимо, що, як і активна конвекція, зони обледеніння є переважно об'єктом надкороткострокового прогнозу, тоді як короткостроковий прогноз виконує роль орієнтовного. Класичний зразок схеми надкороткострокового прогнозу на базі модельного короткострокового прогнозу дано в [11], де описаний процес засвоєння радарних даних і рапортів пілотів.

*Переохолоджені опади.* Переохолоджені (замерзаючі) опади, що утворюють ожеледь, мають важливе значення для зльоту і посадки ПС, а також їх стану на стоянках. Вивчення і прогноз замерзаючих опадів тісно пов'язані з розглянутими аналогічними проблемами для зон обледеніння.

Існуючі підходи до прогнозу замерзаючих опадів, починаючи з простих синоптико-статистичних методів [12] і закінчуючи сучасними

розробками на базі чисельних моделей [13,14,15,16], орієнтуються на класичний механізм з теплим шаром танення. Отримані в цитованих статтях результати можуть використовуватися для розробки методів прогнозу замерзаючих опадів у наших умовах, проте сподіватись на високий результат не доводиться, оскільки численні випадки випадіння таких опадів із холодних хмар не будуть передбачені.

В цілому слід відмітити, що проблема короткострокового прогнозу замерзаючих опадів є однією із найбільш складних і в той же час досить актуальних. Досить рідке і небезпечне явище замерзаючого дощу краще прогнозується на строки 1...6 год, на основі спостережень за допомогою поляриметричних радарів [17, 18]. Цей порівняно новий для метеорології вид радарної техніки дозволяє визначити фазовий стан і отримати інформацію про розподіл хмарних часток за розмірами. У нашій державі таких радарів на озброєнні авіаційних метеорологів поки що не існує.

*Висота нульової ізотерми.* Ця величина тісно пов'язана з прогнозом зон обледеніння і переохолоджених опадів [19, 20]. Висота нульової ізотерми дає синоптику перші вказівки (хоча і недостатні) на можливість наявності переохолоджених крапель у хмарах і на можливість реалізації механізму утворення замерзаючих опадів.

Висота нульової ізотерми прогнозується на 24...36 год на основі чисельного прогнозу поля температури. При наявності в прогностичній моделі хорошого опису граничного шару розрахунок висоти нульової ізотерми (звичайно за допомогою сплайн-апроксимації профілю температури) не становить принципових труднощів. Як у випадку падіння температури з висотою, так і у випадку наявності інверсій та підінверсійних хмар вказаний стандартний підхід дає добрі результати. Проте хороший опис граничного шару атмосфери вимагає детального задання рельєфу та характеру підстильної поверхні і високої точності моделі повітря-грунт.

*Турбулентність в ясному небі.* Турбулентність у безхмарній нижній тропосфері, як відомо [21], розподіляється на наступні види відповідно до механізмів її генерації:

- власне ТЯН, яка виникає в результаті гідродинамічної нестійкості у шарах з великими зсувами вітру;
- механічна турбулентність, яка виникає внаслідок приземного тертя, що формує профіль вітру з великими вертикальними градієнтами швидкості;
- орографічна турбулентність, яка розвивається над районами зі складною орографією в зонах гірських хвиль великої амплітуди і виникаючих при їх руйнуванні роторів;
- термічна турбулентність у зонах конвективного перемішування.

Сучасні технології прогнозу турбулентності, як і інших особливих явищ, базуються на вихідних даних чисельних моделей з високим

розділенням і достатньо детальним описом процесів граничного шару, в тому числі над складною орографією. У рамках схем постпроцесінга розраховуються характеристики турбулентності, що генерується у заданому потоці.

Так, власне ТЯН у нижньому шарі, як і на верхніх рівнях, оцінюється за допомогою «індексів ТЯН», які визначаються стратифікацією вітру [22, 23]. Методика прогнозу цього виду турбулентності не відрізняється від тієї, що використовується при прогнозі особливих явищ на верхніх рівнях. Відмітимо лише, що результат залежить від точності прогнозу профілю вітру у нижньому шарі, включаючи струминні течії нижніх рівнів, посилення вітру під інверсіями та інші деталі [24].

*Механічна турбулентність* по суті є різновидністю ТЯН, з тією різницею, що профіль вітру, на фоні якого виникають турбулентні зони, формується під впливом шорсткості підстильної поверхні. Цей вид турбулентності характерний для найнижчого шару (до 500 м над поверхнею землі).

Прогнозування механічної турбулентності – відносно просте завдання, за умови хорошого прогнозу вітру біля землі: у найбільш простому варіанті можна дотримуватися рекомендацій [21], а за наявності надійного прогнозу вітру на рівнях всередині граничного шару – отримувати прогноз механічної турбулентності у рамках схеми прогнозу ТЯН.

*Орографічна турбулентність* виникає в результаті деформації повітряного потоку над горами, які, крім того, є джерелом збурень, що приймають вигляд гірських хвиль. Локалізація гірських хвиль і турбулентних зон визначається профілем нормальної до гірської перешкоди складової вітру. Сучасні методи прогнозу орографічної турбулентності базуються на детальному моделюванні обтікання перешкод збуреним потоком [25]. Прогноз положення турбулентних шарів та інтенсивності турбулентності формується на основі модельного поля вертикальних швидкостей вітру над горами і розрахунку швидкості дисипації енергії турбулентності, тобто прогноз орографічної турбулентності – задача складна і вимагає додаткового дослідження.

*Термічна турбулентність* виникає при нестійкій стратифікації у нижньому шарі при слабкому вітрі, переважно у внутрішньомасових умовах. Її прогноз базується на чисельному прогнозі температури і вологості біля землі та в нижній тропосфері і тісно пов'язаний з прогнозом конвекції. При нестійкості в неглибоких шарах купчасто-дощова хмарність може не розвиватися, але термічна турбулентність буде мати місце. Якщо ж нестійкість спостерігається до великих висот і відбувається розвиток конвективних хмар, термічна турбулентність у граничному шарі також буде спостерігатися. Із сказаного слідує, що прогноз термічної турбулентності може бути успішним при достатній точності прогнозу полів температури і вологості у нижній тропосфері і біля землі.

*Явища, що погіршують видимість.* До явищ, що погіршують видимість нижче 10 км, відносяться головним чином тумани і опади. Представляється, що не всі тумани будуть успішно прогнозуватися за допомогою моделей, які оперативно використовуються у теперішній або можуть з'явитися в найближчий час: справа не лише у можливостях моделювання, але і в можливостях мережі спостережень. Частина туманів, переважно адвективних і адвективно-радіаційних, можна прогнозувати за допомогою чисельних моделей, інша частина буде, як і раніше, прогнозуватися синоптичними і синоптико-статистичними методами на місцях. Краще йде справа з опадами, хоча їх прогноз до цих пір є слабким місцем навіть найбільш сучасних чисельних моделей.

Явища, що погіршують видимість, передбачається прогнозувати за допомогою чисельних моделей, але шляхом постпроцесінга їх вихідних даних, із статистичним врахуванням локальних особливостей.

## **10.2 Прогностичні карти особливих явищ на верхніх рівнях**

Прогностичні карти особливих явищ на верхніх рівнях (SHLW), що складаються для забезпечення польотів за маршрутом, повинні, згідно Регламенту ВМО-ІКАО [1], містити наступну інформацію:

1. Положення баричних центрів біля землі, напрямок і швидкість їх переміщення.
2. Атмосферні фронти з їх зонами хмарності.
3. Струминні течії (СТ) у верхній тропосфері (ізотахи  $30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  і вище, зони максимального вітру і висота осей СТ в декаметрах).
4. Висоту тропопаузи, положення її екстремумів, і температуру тропопаузи.
5. Зони активної конвекції.
6. Зони турбулентності в ясному небі (ТЯН).

У провідних світових метеорологічних центрах дана інформація отримується або безпосередньо в рамках чисельних прогностичних моделей, або на основі модельних даних шляхом їх спеціального постпроцесінга, і лише атмосферні фронти та їх зони хмарності наносяться на карту на основі аналізу прогностичних полів тиску, температури, хмарності і опадів, що проводяться синоптиком. Горизонтальне розділення прогностичних полів, що використовуються для побудови карти SHLW, у провідних світових центрах складає десятки кілометрів; зона розрахунку, як правило, - півкуля, а шар атмосфери, для якого складається карта – згідно [1], від 400 до 70 гПа.

Нижче приводяться сучасні методики розрахунку вказаних вище елементів прогностичних карт особливих явищ на верхніх рівнях, розроблені у ВАМ ГМЦ Росії.



*Струминні течії і максимальний вітер.* Розрахунок рівня, на якому відмічається максимальний вітер, проводиться за даними про складові швидкості вітру (зональну і меридіональну) на всіх рівнях (а не лише на «верхніх») прогностичної моделі. Струминні течії у вільній атмосфері спостерігаються у верхній тропосфері, поблизу тропопаузи, а також у стратосфері – на висотах до 60 км. Стратосферні СТ лежать вище того шару, в якому проводяться польоти ЦА, тоді як тропосферні СТ лежать в шарах масових польотів, і їх прогноз досить важливий для штурманських розрахунків.

Максимальний вітер розраховується (як у ЛЗП, так і у всіх світових центрах авіаційних прогнозів) шляхом побудови у кожному вузлі сітки безперервного вертикального профілю вітру таким чином, щоб він проходив через точки, що відповідають прогностичній швидкості вітру на конкретних рівнях. Це досягається шляхом апроксимації залежностей складових швидкості вітру від висоти (тиску) кубічними поліномами (сплайн-функціями) [26]. На рис. 10.1 показані фрагменти розрахованих полів швидкості максимального вітру (МВ) для частини території півкулі. Для зручності співставлення показані значення швидкості ( $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ ) у вузлах сіток. Видно, що при розрахунку за даними з більш високим розділенням краще обрисовуються зони максимального вітру, поле виглядає менш згладженим. Слід мати на увазі, що на рис. 10.1 приведені тільки ті швидкості, які відповідають СТ, інакше кажучи, що перевищують  $30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , і тим самим показано положення ізотахи  $30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , дещо відмінне на двох частинах рисунку. При розрахунку за більш дрібною сіткою, таким чином, досягається певна деталізація структури поля МВ і СТ.

*Верхня межа конвективних хмар.* Верхня межа конвективних хмар у ЛЗП розраховується шляхом побудови в кожному вузлі сітки кривої стану частинки, що підіймається, і порівняння її з кривою стратифікації, як це робить синоптик вручну за допомогою аерологічної діаграми. Побудова автоматизована шляхом табулювання залежностей від тиску всіх характеристик повітря, представлених на аерологічній діаграмі (в тому числі сухих і вологих адіабат). За верхню межу хмар приймається рівень пересічення кривої підйому з кривою стратифікації [27], що зветься рівнем конвекції або рівнем нульової плавучості (*level of neutral buoyancy, LNB*). Викладений алгоритм не відрізняється від тих, що використовуються у провідних світових прогностичних центрах.

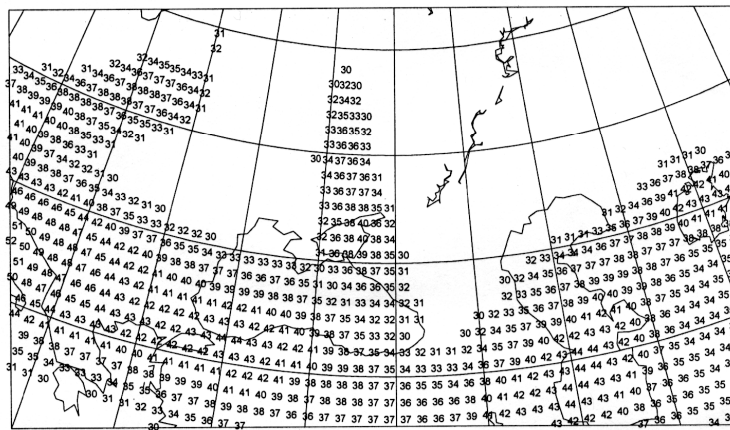
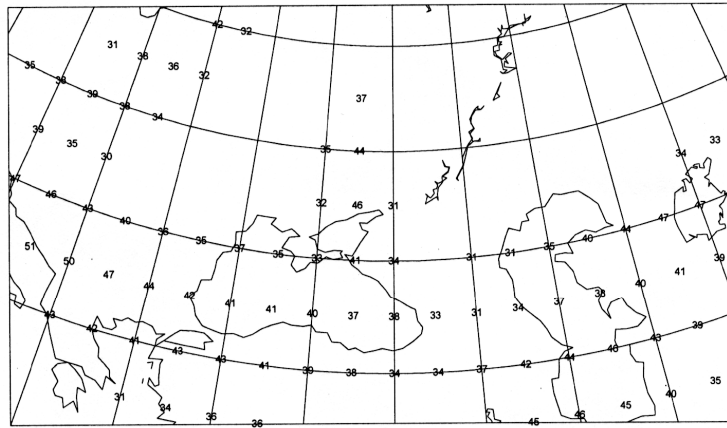


Рис. 10.1 – Значення швидкості максимального вітру в  $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ , розраховані за даними сітки  $2,5\times 2,5^\circ$  (оперативний аналіз Гідрометцентру Росії, вверху) і  $0,9\times 0,72^\circ$  (система засвоєння даних глобальної полулагранжевої моделі, внизу) за 10.07.04 00 МСЧ.

Результати розрахунку являють собою числа, які змінюються від нуля (що означає відсутність конвекції, обумовлену стійкою стратифікацією атмосфери у вузлі сітки) до 8, 9, 10, (що позначають висоти верхньої межі хмар в кілометрах над підстильною поверхнею). В якості вихідних даних використовуються поля температури, тиску (геопотенціалу) і вологості на всіх рівнях моделі. Слід відмітити, що розрахунки досить чутливі до точності даних про температуру і вологість біля землі. На рис. 10.2 представлені результати розрахунків полів конвективної хмарності, яка розвивається в умовах статичної нестійкості сіткового масштабу. Так як цей масштаб змінюється зі зміною кроку сітки, то уточнення, що досягаються, досить значні. Таким чином, інформативність карти при переході до більш дрібної сітки підвищується.

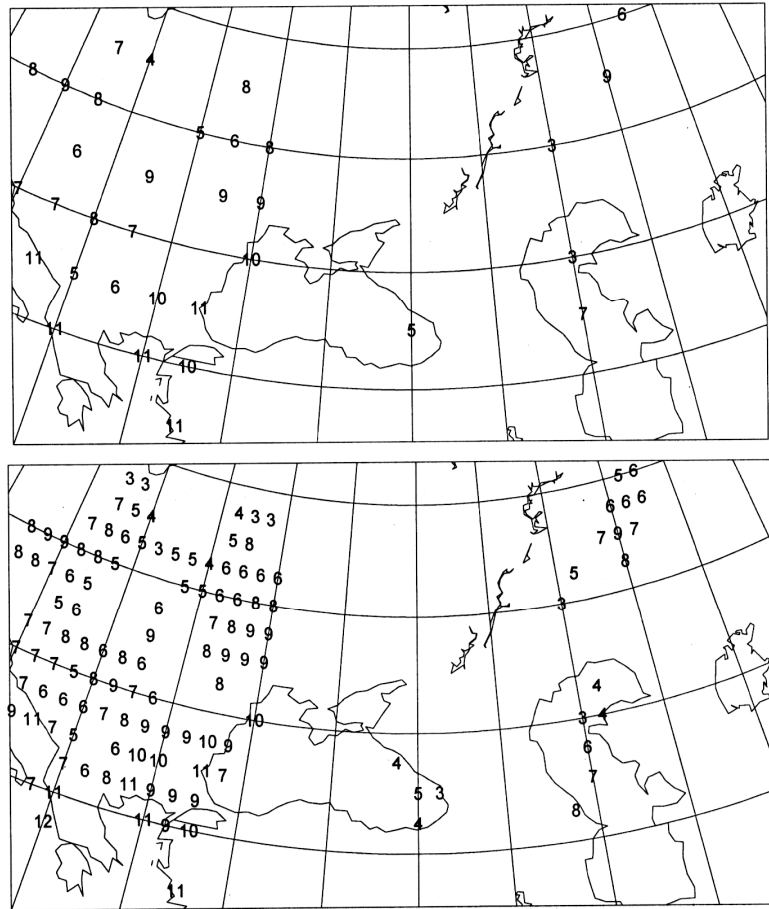


Рис. 10.2 – Значення висоти верхньої межі конвективних хмар, розраховані за даними сітки  $2,5 \times 2,5^\circ$  (вверху) і  $1,25 \times 1,25^\circ$  (внизу) оперативного аналізу Гідрометцентру Росії за 05.05.05 12 МСЧ.

*Висота і температура тропопаузи.* Висота тропопаузи, згідно прийнятої у ЛЗП оперативної технології, розраховується як ізоповхня потенціального вихору Ертеля [28]

$$PV = -g \left( \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y} + f \right) \frac{\partial \theta}{\partial p}, \quad (10.1)$$

де  $g$  – прискорення сили тяжіння;  $x, y$  – горизонтальні координати;  $p$  – тиск;  $u, v$  – складові швидкості вітру по осях  $x$  і  $y$  відповідно;  $f = 2\omega \sin \varphi$  – параметр Коріоліса ( $\omega$  – кутова швидкість обертання Землі,  $\varphi$  – широта),  $\theta$  – потенціальна температура.

Потенціальний вихор вимірюється в умовних одиницях, що називаються  $pvu$  (PV units):

$$1\rho_{\text{vui}} = 10^{-6} \text{ м}^2 \text{ К кг}^{-1} \text{ с}^{-1}. \quad (10.2)$$

Характерні значення  $PV$  для тропосфери і стратосфери складають відповідно 5 і 0,3...0,6  $\rho_{\text{vui}}$ , відрізняючись, таким чином, на порядок. Висота так званої динамічної тропопаузи (тобто тропопаузи, яка визначається не через температурний профіль, а через динамічну характеристику атмосфери – потенціальний вихор) визначається як висота поверхні постійного порогового значення  $PV$ , що межує між стратосферними і тропосферними значеннями [29]. Раніше було показано, що поверхні 4 і 3,5  $\rho_{\text{vui}}$  найбільш близько відповідають «термічній» (що визначається за профілем температури) тропопаузі в середніх широтах [30, 31, 32]. В теперішній час оперативно використовується порогове значення 4  $\rho_{\text{vui}}$ .

В інших прогностичних центрах світу використовується концепція термічної тропопаузи, яка розраховується за профілем температури згідно критерію ВМО [33].

В оперативній практиці динамічна тропопауза розраховується за даними про тиск (геопотенціал), температуру і вітер на тропосферних і стратосферних рівнях. У формулу (10.1) для  $PV$  входять похідні складових швидкості вітру по горизонтальних координатах. У кожному вузлі сітки на всіх рівнях розраховується  $PV$ , а потім її вертикальний профіль апроксимується за допомогою кубічної сплайн-функції і визначається висота, на якій  $PV$  приймає значення 4  $\rho_{\text{vui}}$ . Задана точність визначення цієї висоти (висоти динамічної тропопаузи) складає 1 гПа.

Відмітимо, що розрахована за більш дрібною сіткою карта тропопаузи проявляє більше подібності із супутниковими знімками в смузі пропускання водяної пари, а ці зображення, як відомо, відображають топографію реальної межі між тропосферним і стратосферним повітрям.

Температура тропопаузи визначається шляхом побудови безперервного профілю температури у кожному вузлі сітки і потім за відповідним кубічним поліномом розраховується значення температури на висоті тропопаузи.

*Зона атмосферних фронтів.* Об'єктивне виділення зон атмосферних фронтів, що являють собою зони суцільної хмарності та опадів, проводиться за допомогою оригінальної методики, описаної в [34-36]. Кількісною оцінкою належності даного вузла сітки до зони фронту, є так званий фронтальний параметр, який розраховується в два етапи:

1. Об'єктивна класифікація топографії баричного поля (баричної ситуації) у даному квадраті сітки і безпосередньо поблизу його виконується шляхом розрахунку коефіцієнта кореляції між значеннями тиску біля землі (геопотенціала 1000 гПа) у 16 вузлах сітки і значеннями у вузлах сітки еталонних полів, що характеризують наступні стандартні ситуації:

0 – малоградієнтне поле	12 – пд. сектор антициклону
1 – сідловина	13 – пн. сектор антициклону
2 – центр антициклону	14 – пд.- зах. сектор циклону
3 – центр циклону	15 – пн.-сх. сектор циклону
4 – гребінь	16 – пн.-зах. сектор циклону
5 – улоговина	17 – пд.-сх. сектор циклону
6 – пн.-сх. сектор антициклону	18 – зах. сектор циклону
7 – пд.-зах. сектор антициклону	19 – сх. сектор циклону
8 – пн.-зах. сектор антициклону	20 – пн. сектор циклону
9 – пд.-сх. сектор антициклону	21 – пд. сектор циклону
10 – сх. сектор антициклону	22 – прямолінійні ізобари
11 – зах. сектор антициклону	23 – неідентифіковані поля.

Після розрахунку коефіцієнтів кореляції зі всіма еталонними полями для 23 класів для певного квадрату сітки, барична ситуація в цьому квадраті відноситься до того класу, якому відповідає максимальний коефіцієнт кореляції (перевершений рівень значущості, в даному випадку рівний 0,7). Якщо такого не знайдено, ситуація відноситься до класу 23 (неідентифіковані поля). На практиці це трапляється дуже рідко.

2. Для кожного класу розраховується фронтальний параметр  $F$  як сума дискримінантної функції  $P$ , що залежить від двох предикторів (різних для різних класів) і «бароклиного фронтального параметра  $\Psi$ », який визначається градієнтом функції  $ZTE$ , що характеризує відносну топографію шару 850...500 гПа:

$$ZTE_{Pl}^{Pu} = -\sum_{Pl} \frac{P_u}{g} \bar{T}_e \ln \frac{p_u}{p_l}. \quad (10.3)$$

Тут  $T_e = T + Lg/c_p$  - еквівалентна температура ( $q$  - масова доля водяної пари),  $\bar{T}_e$  - наступна функція від  $T_e$ :

$$\bar{T}_e = (T_{e,u} - T_{e,l}) / (T_{e,u} / T_{e,l}), \quad (10.4)$$

а індекси  $u$  та  $l$  позначають верхню і нижню ізобаричні поверхні, які обмежують шар, що розглядається (у даному випадку 500 і 850 гПа). «Бароклинний фронтальний параметр»  $\Psi$  має вигляд [37].

$$\Psi = \left| \nabla ZTE_{850}^{500} \right| \bar{n}_{ZTE}, \quad (10.5)$$

де  $\nabla = \vec{i} \frac{\partial}{\partial x} + \vec{j} \frac{\partial}{\partial y}$  – двовимірний оператор градієнта,  $\vec{n}$  – одиничний вектор нормалі до ізолінії ZTE. В якості аргументів дискримінантних функцій використовуються наступні величини:

$$|\nabla ZTE_{850}^{500}|, |\nabla T_3|, |\nabla ZTE_{925}^{700}|, AT_{850}, \Psi_{850}^{500}, \nabla^2 H_{925}, \Psi_{925}^{700}, |\nabla T_{925}|, |\nabla T_{850}|, \nabla^2 T_{850}, (10.6)$$

де  $|\nabla ZTE_{850}^{500}|, |\nabla ZTE_{925}^{700}|$  - модулі або абсолютні значення горизонтальних градієнтів еквівалентних товщин шарів між ізобаричними поверхнями 850-500 і 925-700 гПа відповідно;

$|\nabla T_{925}|, |\nabla T_{850}|$  - модулі горизонтальних градієнтів температури на ізобаричних поверхнях 925 і 850 гПа;

$\nabla^2 T_{850}$  - двовимірний лапласіан температури на поверхні 850 гПа.

В (10.6) предиктори перераховані в порядку убутання їх інформативності, оцінюваної через число дискримінантних функцій, в які вони входять (від 20, 12, 7, 6 для перших чотирьох предикторів до 1 для двох останніх). Використані наступні позначення:  $\nabla^2$  - двовимірний оператор Лапласа,  $AT_{850}$  - адвекція температури на поверхні 850 гПа, що дорівнює  $u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y}$ ;  $T_3$  - температура повітря біля землі,  $H$  – висота відповідної поверхні.

На рис. 10.3 наведений приклад розрахованих полів фронтального параметра і супутниковий знімок у видимому діапазоні спектру за відповідний строк. Видно, що виділені зони великих  $F$  дійсно добре відповідають фронтальним смугам хмар на знімку.

### 10.3 Розвиток розрахункової схеми прогнозу турбулентності в яснуому небі

Повітряні потоки вільної атмосфери поза зонами конвективної діяльності є, як правило, слабкозбуреними (квазіламінарними). Сильна турбулентність в них зустрічається у вигляді окремих шарів або краплених у спокійне середовище плям, або лінз, з дуже високим рівнем збуреності. Цей вид турбулентності («турбулентність в яснуому небі» - ТЯН) вивчається у зв'язку з його впливом на літальні апарати.

В цілому, ТЯН – рідкісне явище. Повторюваність помірної і сильної ТЯН, за матеріалами збору зведень від пілотів рейсових літаків [38], над СРСР складала в середньому за рік 2,5%, з максимумом у вересні і мінімумом у грудні. Над США річний хід ТЯН в цілому аналогічний, а повторюваність значно вище. Також відмічена менша горизонтальна

протяжність зон ТЯН над США. Обидві ці особливості можуть пояснюватись переважанням нестійкості гравітаційних хвиль, що генеруються меридіонально орієнтованими хребтами. У колишньому СРСР також була відмічена підвищена повторюваність ТЯН і менші розміри турбулентних зон над гірськими масивами Кавказу та Середньої Азії.

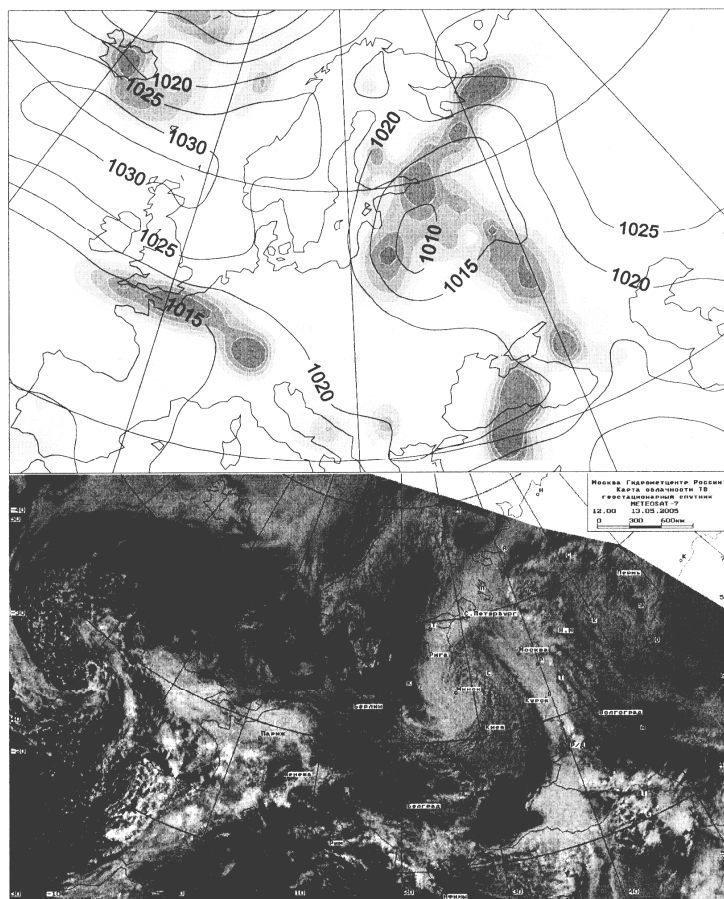


Рис. 10.3 – Зони фронтального параметру (вверху), розраховані для території Європи за 13.05.05 12 МСЧ і відповідне зображення хмарності з МЕТЕОСАТ-7 у видимому діапазоні спектру.

Прогноз ТЯН зводиться до визначення в прогностичних полях побічних прикмет, що вказують на підвищену (у порівнянні з оточенням) імовірність існування турбулентних зон. Широко поширені в минулому синоптичні методи засновані на виділенні тих ділянок термобаричного поля, в яких ТЯН найбільш імовірна. В теперішній час у провідних прогностичних центрах світу прогноз ТЯН дається за допомогою фізико-

статистичних залежностей, шляхом розрахунку за вихідними даними прогностичних моделей певних предикторів («індексів ТЯН»), зв'язок котрих з повторюваністю бовтанки літаків доказана статистично. Хоча, з точки зору теорії, найважливішим предиктором ТЯН є число Річардсона /  $Ri$ , проте на практиці його ефективність обмежена із-за низької точності розрахунку за даними з недостатнім для цієї мети вертикальним розділенням. Поряд з числом  $Ri$  використовуються інші параметри, огляд яких приведено в [39].

Фізико-статистична схема прогнозу ТЯН над територією Росії на поверхнях 400 і 300 гПа, розроблена в [39, 40], основана на обробці великої кількості рапортів пілотів ЦА про бовтанку літаків. Великий об'єм вибірки дозволяв реалізувати її розбиття за типами топографії баричного поля і за регіонами. Об'єктивна класифікація типів баричного поля була першою спробою такого роду в СРСР. Для кожного типу, в об'ємі відповідної підвибірки, визначались статистично найбільш значимі комбінації трьох предикторів. Останні являлись аргументами дискримінантних функцій, що використовуються для розрахунку імовірності ТЯН.

Важливим елементом схеми було врахування кліматичної повторюваності ТЯН за регіонами. Це дозволяло врахувати орографічні та інші локальні ефекти, що реально впливають на повторюваність ТЯН, а також сезонний хід останньої. Схема всебічно опрацьована в науковому відношенні та апробована, вона докладалась на міжнародних конференціях і отримала у свій час високу оцінку. Недоліком схеми є її географічна обмеженість: при поширенні схеми на інші регіони блок врахування кліматичної повторюваності повинен бути виключений.

Наведемо коротко порядок розрахунку.

Топографія поверхонь 400 і 300 гПа, шляхом розрахунку коефіцієнтів кореляції між спостережними (у квадраті 4×4 вузли сітки) та еталонними полями, відноситься до одного із наступних класів, саме до того, для якого значущий коефіцієнт кореляції максимальний:

- |                                |                            |
|--------------------------------|----------------------------|
| 1. Вісь гребеня                | 6. Сідловина               |
| 2. Вісь улоговини              | 7. Невпізнана конфігурація |
| 3. Тилова частина улоговини    | 8. Тилова частина гребеня  |
| 4. Передня частина улоговини   | 9. Передня частина гребеня |
| 5. Поле прямолінійних ізогіпс. |                            |

Для перерахованих класів існують дискримінантні функції (номери в нижніх індексах відповідають номерам класів у вищенаведеному переліку):



$$\Delta L_1 = 0,138\Omega_{xy} - 0,193 \frac{\partial V}{\partial s} + 2,025 \frac{\partial H}{\partial n} - 2,881, \quad (10.7)$$

$$\Delta L_2 = 0,155def + 0,22 \frac{\partial T}{\partial n} + 53,3K_s + 1,345, \quad (10.8)$$

$$\Delta L_3 = 0,005Ri + 0,262def - 1,983 \left( \frac{\partial T}{\partial t} \right)_{adv} - 1,808, \quad (10.9)$$

$$\Delta L_4 = 0,064v + 0,146\Omega_{xy} - 252,3K_s - 0,715, \quad (10.10)$$

$$\Delta L_5 = 0,486 \frac{\partial H}{\partial n} - 0,27 \frac{\partial V}{\partial s} + 2012K_s - 1,562, \quad (10.11)$$

$$\Delta L_6 = 2,805(\gamma_a - \gamma) + 0,25\Omega_{xy} - 122K_s - 1,134, \quad (10.12)$$

$$\Delta L_7 = 1,346 \frac{\partial V}{\partial z} + 0,098\Omega_{xy} + 0,387div - 0,72, \quad (10.13)$$

$$\Delta L_8 = 1,425 \frac{\partial V}{\partial z} - 0,032u + 0,694 \frac{\partial T}{\partial n} - 0,702, \quad (10.14)$$

$$\Delta L_9 = 2,30 \frac{\partial V}{\partial z} + 0,054div + 0,662 \frac{\partial H}{\partial n} - 2,568. \quad (10.15)$$

Тут:  $u, v$  - складові швидкості вітру вздовж осей  $x, y$  прямокутної сітки;  $n, s$  - натуральні координати по нормалі і по дотичній до лінії току, відповідно;  $\gamma = \frac{\partial T}{\partial z}$  - вертикальний градієнт температури в шарі  $\Delta z$ , де  $\Delta z$

виражається в сотнях метрів;  $Ri = \frac{g}{T} \frac{\gamma_a - \gamma}{(\partial V / \partial z)^2}$  - число Річардсона (де  $T$  -

середня температура шару);  $V = \sqrt{u^2 + v^2}$  - модуль швидкості вітру в м·с<sup>-1</sup>;

$\Omega_p = \frac{\partial v}{\partial x} - \frac{\partial u}{\partial y}$  - вертикальна складова відносного вихору

швидкості ( $10^{-5}c^{-1}$ );  $div = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y}$  - плоска дивергенція швидкості

вітру ( $10^{-5}c^{-1}$ );  $def = \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 \right]^{1/2}$  - деформація швидкості

вітру;  $\frac{\partial V}{\partial s}$  - горизонтальний градієнт швидкості вітру за потоком ( $10^{-5}c^{-1}$ ):

$$\frac{\partial V}{\partial s} = \frac{1}{u^2 + v^2} \left[ u^2 \frac{\partial u}{\partial x} + v^2 \frac{\partial v}{\partial y} + uv \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right];$$

$\frac{\partial H}{\partial n}$  - горизонтальний градієнт геопотенціалу Н (дам/100 км);

$\frac{\partial T}{\partial n}$  - горизонтальний градієнт температури (°С/100 км);

$\left(\frac{\partial T}{\partial t}\right)_{adv} = -\left(u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y}\right)$  - адвекція температури на ізобаричній поверхні (°С/год);

$K_s$  – кривизна ізогіпс:

$$K_s = -\frac{\frac{\partial^2 H}{\partial x^2} \left(\frac{\partial H}{\partial y}\right)^2 - 2 \frac{\partial^2 H}{\partial x \partial y} \frac{\partial H}{\partial x} \frac{\partial H}{\partial y} + \frac{\partial^2 H}{\partial y^2} \left(\frac{\partial H}{\partial x}\right)^2}{\left[\left(\frac{\partial H}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial H}{\partial y}\right)^2\right]^{3/2}}. \quad (10.16)$$

У скінченнорізницевому виразі  $\partial x$  і  $\partial y$  замінюються кроками сітки  $\Delta x = \Delta y = 300$  км.

В (10.7) – (10.15)  $\Delta L$  є значеннями дискримінантних функцій, які використовуються для розрахунку  $P$  – імовірності ТЯН, так що  $\Delta L = 0$  відповідає вибірковій повторюваності  $k$  явища:

$$P = \frac{1}{1 + e^{\alpha \Delta L \beta}}, \quad (10.17)$$

де  $\beta = (1 - k)/k$ ,  $\alpha$  - коефіцієнт, що залежить від класу синоптичної ситуації (табл. 10.1).

Таблиця 10.1 – Значення коефіцієнта  $\alpha$  в залежності від класу топографії поверхонь 400 і 300 гПа

Номер класу	$\alpha$	Номер класу	$\alpha$	Номер класу	$\alpha$
1	-0,553	4	-0,090	7	-0,190
2	-0,214	5	-0,392	8	-0,601
3	-0,015	6	-0,393	9	-0,085

Таким чином, найбільш висока повторюваність ТЯН відповідає класу 8 (тилова частина гребеня), найнижча – класу 3 (тилова частина улоговини).

Величина  $P$  (10.17) не є реальна імовірність ТЯН, а «віртуальна» її імовірність у виборці з рівним числом випадків наявності і відсутності

явища. Можна перейти від  $P$  до реальної імовірності  $k_r$  за допомогою співвідношень

$$P = \frac{f}{f+1}, \quad f = \frac{k_r}{k_{cp}}. \quad (10.18)$$

Так, якщо  $P = 0,5$ , що відповідає  $\Delta L = 0$ , то  $k_r = k_{cp}$ , а коли, наприклад,  $P = 0,2$ , то  $k_r = 0,25k_{cp}$  ( $k_{cp}$  – середня вибіркова повторюваність).

Для того щоб оцінити вплив класу баричної топографії на розподіл імовірностей ТЯН за інших рівних умов, припустимо  $\Delta L = 0$  і розраховуємо  $P$ , а потім  $f$  і  $k_r$  (табл. 10.2).

Таблиця 10.2 – Розподіл імовірності ТЯН за класами баричної топографії при  $\Delta L = 1$ ,  $k_{cp} = 0,02$

Клас	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$e^{\alpha}$	0,577	0,810	0,980	0,909	0,676	0,676	0,826	0,543	0,917
$P$	0,630	0,550	0,500	0,520	0,600	0,600	0,550	0,650	0,520
$F$	1,700	1,220	1,040	1,090	1,490	1,490	1,220	1,850	1,090
$k_r$	0,034	0,024	0,021	0,022	0,030	0,030	0,024	0,037	0,022

*Індекси ТЯН, що використовуються у світовій практиці.* Основуючись на припущенні, що зони ТЯН утворюються в результаті нестійкості Кельвіна-Гельмгольца, рядом авторів у різний час були запропоновані прості індекси, що розраховуються за прогностичними полями вітру і температури. Не зупиняючись на історії питання, розглянемо ті індекси, які на теперішній час оперативно використовуються для прогнозу ТЯН у провідних світових прогностичних центрах.

Так, у Всесвітньому центрі зональних прогнозів (Лондон) використовується індекс Даттона (Dutton) [41], отриманий автором як рівняння регресії у вигляді

$$E = 1,25S_H + 0,25S_V^2 + 10,5, \quad (10.19)$$

де горизонтальний зсув вітру ( $\text{м} \cdot \text{с}^{-1}$  на 100 км):

$$S_H = \frac{1}{V^2} \left( uv \frac{\partial u}{\partial x} - u^2 \frac{\partial u}{\partial y} + v^2 \frac{\partial u}{\partial x} - uv \frac{\partial u}{\partial y} \right), \quad (10.20)$$

вертикальний зсув вітру ( $\text{м} \cdot \text{с}^{-1}$  на 1км):

$$S_V = \frac{\partial V}{\partial p} \frac{\partial p}{\partial z}, \quad (10.21)$$

$u, v$  - компоненти вектора швидкості вітру по осях  $x, y$  Декартової системи координат,  $V$  – модуль швидкості вітру.

У рівнянні (10.21) обидва аргументи є значимими предикторами ТЯН, у тому розумінні, що з їх ростом зростає і повторюваність повідомлень про ТЯН до значень, рівних двократній і трикратній вибірковій повторюваності (що дорівнює у навчальній виборці Даттона 1,68%). При цьому значення  $E$ , що відповідають таким повторюваностям ТЯН, отримані в 50 і 30% від всієї навчальної вибірки, відповідно.

Для рівняння (10.19) показники трохи кращі, але все ж значення  $E$ , котрим відповідає  $k_T > k_{ср}$ , становлять більше 30% всієї вибірки. Максимальні значення відношення повторюваності, що спостерігається, до середньої вибіркової не перевищують 3,5 у 3% від вибірки, а мінімальні, менші 0,5, виявляються більш ніж у 20% вибірки. Це підкреслюється як достойність індексу: він здатний виділяти як малі зони дуже підвищеної імовірності ТЯН, так і зони її низької повторюваності. У проміжках (на більшій частині карти) імовірність ТЯН близька до середньої. Така успішність прогнозів ТЯН (у даному випадку в рамках концепції РР), і у нас не має підстав сподіватися на отримання більш високих показників. До оцінки прогнозів ТЯН не застосовуються звичайні критерії типу Пірсі індексу, оскільки справджуваність прогнозів наявності явища і його попередження дуже низькі, а число помилкових тривог велике. Причиною є вкрай низька повторюваність явища, його слабка залежність від параметрів атмосферних рухів масштабу сітки і значна роль випадкових факторів (джерел і властивостей внутрішніх гравітаційних хвиль).

Розраховуючи  $E$  на нашому матеріалі, слід очікувати, що результати будуть відрізнятись від авторських у гіршу сторону з наступних причин: (а) модель, що використовується Даттоном, і тим більше модель, що використовується у теперішній час в УКМО, мають значно більш високе розділення, ніж наш об'єктивний аналіз і прогноз по СМ ГМЦ; (б) якщо (10.20) застосувати до географічної, а не Декартової системи координат, то  $u$  набуває змісту зональної швидкості, що звичайно перевищує меридіональну, і повторюваність від'ємних  $S_H$  різко зростає.

У США і Канаді використовується індекс DVSI (deformation vertical shear index) [42]

$$DVSI = (DEF) \cdot (VS) \cdot \frac{V}{45}, \quad (10.22)$$

де деформація швидкості вітру:

$$DEF = \sqrt{\left(\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y}\right)^2}, \quad (10.23)$$

вертикальний зсув вітру:

$$VS = \sqrt{\left(\frac{\partial u}{\partial z}\right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial z}\right)^2}, \quad (10.24)$$

$V$  – модуль його швидкості ( $\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$ ),  $u$  і  $v$  - зональна і меридіональна складові швидкості вітру (вісь  $x$  направлена на захід,  $y$  – на південь). Те, що в нашому об'єктивному аналізі і прогнозі напрям осей зворотній, не спричиняє ніяких наслідків, оскільки знаки всіх похідних по  $x$  та  $y$  від цього не змінюються, а в (10.24) похідні підносяться в квадрат.

Розглянуті в даному розділі методи розрахунку елементів карт особливих явищ для авіації показали, що на сьогоднішній день прогнозування останніх базується на концепції постпроцесінга, тобто на використанні вихідної інформації чисельних прогностичних моделей. Тому розробка нових та удосконалення існуючих методів прогнозу небезпечних для авіації явищ у більшій мірі визначається прогресом в області чисельного прогнозу полів метеорологічних величин. Крім того, покращення авіаційного прогнозу повинно ґрунтуватися на глибокому вивченні тих атмосферних процесів, які формують метеорологічні умови діяльності авіації.

#### *Контрольні запитання*

1. В яких підрозділах і для яких регіонів складаються прогностичні карти особливих явищ для нижніх і верхніх рівнів атмосфери?
2. Які атмосферні явища та об'єкти повинні бути зображені на картах особливих явищ нижніх рівнів?
3. Яка інформація повинна бути присутня на картах особливих явищ для верхніх рівнів, згідно Регламенту ВМО-ІКАО?
4. Для чого застосовується потенціальний вихор Ертеля?
5. Яка інформація необхідна для розрахунку висоти і температури динамічної тропопаузи?
6. Яким чином визначається висота термічної тропопаузи?
7. За якою методикою проводиться об'єктивне виділення зон атмосферних фронтів?
8. Які потенціальні предиктори використовуються при розрахунку фронтального параметра?
9. Як здійснюється прогноз ТЯН?
10. Охарактеризуйте індекси ТЯН, які застосовуються у світовій практиці?

## Література

1. Технический регламент. Т.2. Метеорологическое обслуживание международной авионавигации. - ВМО, Женева, 2004. - № 49.
2. Vislocky R.L., Fritsch J.M. Generalized additive models versus linear regression in generating probabilistic MOS forecasts of aviation weather parameters. - *Wea. Forecast.*, 1995. - Vol. 10. - № 4. - P. 669-680.
3. Perrone T.J., Miller R.G. Generalized exponential Markov and model output statistics: a comparative verification. - *Mon. Wea. Rev.*, 1985. - Vol. 113. - № 9. - P. 1524-1541.
4. Stoelinga M.T., Warner T.T. Nonhydrostatic, mesobeta scale model simulations of cloud ceiling and visibility for an East Coast winter precipitation event. - *J. Appl. Meteorol.*, 1999. - Vol. 38. - № 4. - P. 385-404.
5. Hilliker J.L., Fritsch J.M. An observation-based statistical system for warm season hourly probabilistic forecasts of low ceiling at the San-Francisco international airport.- *J. Appl. Meteorol.*, 1999.- Vol. 38. - №12. - P. 1692-1705.
6. Leyton S.M., Fritsch J.M. Short-term probabilistic forecasts of ceiling and visibility utilizing high-density surface weather observations. - *Wea. Forecast.*, 2003. - Vol. 18. - № 5. - P. 891-902.
7. Csekits C, Zwatz-Meise V., Jann A. Automatic direction of convective cells – a nowcast module at the Austrian meteorological service. *Proc.2000 EUMETSAT Meteorological Satellite Users Conference.* – 2000. - P. 715-721.
8. Mueller C, Saxen T., Roberts R., Wilson J., Betancourt T., Dettling S., Oien N., Yee J. NCAR auto-nowcast system. - *Wea. Forecast.*, 2003. - Vol. 18.- № 4. - P. 545-561.
9. Evans J., Robinson M., Crowe B., Klinge-Wilson D., Allan S. Reducing severe-weather delays in congested airspace with weather-decision support for tactical air traffic management. - *Air Traffic Control Quart.*, 2003.- Vol. 11(4). - P. 311-330.
10. Zhao Q., Cook J., Xu Q., Harasti P. Improving very-short-term storm predictions by assimilating radar and satellite data into a mesoscale NWP model. *World Weather Research Program Symposium on Nowcasting and Very Short Range Forecasting.* - Toulouse, France, 5-9 September 2005, Abstracts, No. 3.23.
11. Tafferer A., Hauf T., Leifeld C, Hafner N., Leykauf H., Voigt U. ADWICE: Advanced Diagnosis and warning system for aircraft icing environments. - *Wea. Forecast.*, 2003. - Vol. 18. - № 2. - P. 184-203.
12. Руководство по краткосрочным прогнозам погоды. - Л.: Гидрометеиздат, 1986. - 702 с.
13. Lackman G.M., Keeter K., Lee L.G., Ek M.B. Model representation of freezing and melting precipitation: implications for winter weather forecasting. - *Wea. Forecast.*, 2002. -Vol. 17.- № 5. - P. 1016-1033.

14. Bourgooin P. A method to determine precipitation type. - *Wea. Forecast.*, 2000. - Vol. 15. - № 5. - P. 583-592.
15. Cheng C.S., Auld H., Li G., Klaassen J., Tugwood B., Li Q. An automatic synoptic typing procedure to predict freezing rain: an application to Ottawa, Ontario, Canada. - *Wea. Forecast.*, 2004. - Vol. 19. - №8. - P. 751-767.
16. Czys R.R., Scott R.W., Tang K.C., Przybylinsky R.W., Sabones M.E. A physically based, nondimensional parameter for discriminating between locations of freezing rain and ice pellets. - *Wea. Forecast.*, 1996. - Vol. 11. - №4. - P. 591-598.
17. Brandes E.A., Ikeda K. Freezing-level estimation with polarimetric radar: model and application. - *J. Appl. Meteorol.*, 2004. - Vol. 43. - № 11. - P. 1541-1553.
18. Brandes E.A., Zhang G., Vivekanandan J. Drop size distribution retrieval with polarimetric radar: model and application. - *J. Appl. Meteorol.*, 2004. - Vol. 43. - №3. - P. 461-475.
19. Guttman N.B. Aircraft icing environment in low ceiling conditions near Washington, D.C. *Wea. Forecast.*, 1987. - Vol. 2. - № 2. - P. 114-126.
20. Mittermaier M.M., Illingworth A.J. Comparison of model-derived and radar-observed freezing-level heights: implications for vertical reflectivity profile-correction scheme. *Quart. Journ. Roy. Meteorol. Soc.*, 2003. - Vol. 129. - № 587. - P. 83-96.
21. Руководство по прогнозированию метеорологических условий для авиации /Под ред. Абрамович К.Г., Васильева А.А. - Л.: Гидрометеиздат, 1985. - 301с.
22. Dutton M.J.O. Probability forecasting of clear-air turbulence based on numerical model output. - *Meteorol. Mag.*, 1980. - Vol. 109. - P. 293-310.
23. Ellrod G.P., Knapp D.I. An objective clear-air turbulence forecasting technique: verification and operational use. - *Wea. Forecast.*, 1992. - Vol. 7. - № 1. - P. 150-165.
24. Шакина Н.П. Динамика атмосферных фронтов и циклонов. - Л.: Гидрометеиздат, 1985. - 260 с.
25. Sharman R., Hall W., Frehlich R., Keller T. The operational prediction of mountain wave turbulence using a multi-nested nonhydrostatic mesoscale model. *World Weather Research Program Symposium on Nowcasting and Very Short Range Forecasting. Toulouse, France, 5-9 September 2005, Abstracts, No. 5.28.*
26. Иванова А.Р. Методика расчета карты максимального ветра // *Метеорология и гидрология*, 1989. - № 4. - С.59-64.
27. Скриптунова Е.Н., Шакина Н.П. Автоматизированный метод прогноза зон активной конвекции // *Метеорология и гидрология*, 1991. - № 5. - С. 15-19.
28. Hoinka K. P. Statistics of the global tropopause pressure. *Mon. Weather Rev.*, 1998. 126, 3303-3325.

29. WMO: Atmospheric ozone 1985. - Rept. 16, WMO, Case Postale No. 5, Geneva, Switzerland, 1986.
30. Chakina N. P., Ivanova A. R., Kuznetsova I. N. Cold air outbreaks and their signature in the ozonometric data at the mountain station near Kislovodsk, Russia. - *Atmospheric Chem. Phys. Discuss.*, 2004. 4, 267-297.
31. Шакина Н.П., Иванова А.Р., Кузнецова И.Н. Волны холода и их проявление в озонметрических данных кисловодской высокогорной научной станции // Известия РАН. Физика атмосферы и океана. Том 40, 2004. - №4. - С. 485-500.
32. Chakina N. P., Skriptunova E. N., Ivanova A. R. The Mediterranean cyclones in southern Russia and the Ukraine: diagnostic study of vertical motion dynamic forcing and the tropopause folding. Proc. 5<sup>th</sup> Plinius Conf. Mediterranean Storms, Ajaccio, France, 1-3 Oct. 2003. - P. 101-105.
33. WMO: Definition of the tropopause. - 1957. WMO Bull., 6, P.136.
34. Шакина Н.П., Калугина Г.Ю., Скриптунова Е.Н., Иванова А.Р. Субъективный и объективный анализы атмосферных фронтов. I. Объективные характеристики фронтов, проведенных синоптиками // Метеорология и гидрология, 1998. - № 7. - С 19-30.
35. Шакина Н.П., Скриптунова Е.Н., Иванова А.Р., Калугина Г.Ю. Субъективный и объективный анализы атмосферных фронтов. II. Объективное выделение зон фронтов // Метеорология и гидрология, 1998. - № 8. - С. 5-15.
36. Шакина Н.П., Скриптунова Е.Н., Иванова А.Р. Объективный анализ атмосферных фронтов и оценка его эффективности // Метеорология и гидрология, 2000. - №7. - С. 5-16.
37. Huber-Pock F., Kress Ch.. An operative model of objective frontal analysis based on ECMWF products. Meteorol. Atmos. Phys., 1989. - Vol. 40. № 2. - P. 170-180.
38. Пинус Н.З. Физическая модель турбулентности ясного неба // Метеорология и гидрология, 1971. - №6. - С. 57-66.
39. Васильев А.А., Лешкевич Т.В., Шакина Н.П. Турбулентность ясного неба и ее прогноз // Обзорная информация. Метеорология. ВНИИГМИ-МЦД. - 1983. - 42 с.
40. Лешкевич Т.В. Автоматизированный способ прогноза вероятности турбулентности в ясном небе // Метеорология и гидрология, 1988. - № 10. - С. 44-54.
41. Dutton M.J.O. Probability forecasting of clear air turbulence based on numerical model output. - Meteorol. Mag., 1980. - Vol.109. - P. 293-310.
42. Ellrod G.P., Knapp D.I. An objective clear-air turbulence forecasting technique: verification and operational use. - Weather and Forecasting, 1992. - Vol. 7. - P. 150-165.



## 11 ОКРЕМІ ПИТАННЯ АВІАЦІЙНОЇ КЛІМАТОЛОГІЇ

*Аерокліматологія* – вчення про кліматичні умови у вільній атмосфері, тобто в шарах атмосфери, що розміщені на різних рівнях над землею поверхнею, практично у тропосфері та нижній стратосфері (до висоти 20...25 км). Порівняно рідко аерокліматичні дослідження відносяться до більш високих шарів, до мезосфери включно. Аерокліматологія входить у склад кліматології, а разом з нею в число метеорологічних дисциплін. Аерокліматологія виникла в середині 20 століття, коли розвиток аерологічних спостережень дав достатній матеріал для статистичних узагальнень, які відносяться до стану високих шарів атмосфери. Сучасні висновки можна робити за матеріалами спостережень, які охоплюють тричотири десятиліття для значних територій земного шару. Для таких регіонів, як Антарктида, задовільняються більш короткими рядами спостережень. Основним матеріалом для аерокліматичних розробок є результати підйомів (зондування) на великій радіозондовій і ще більшій шаропілотній мережі станцій. Певну роль відіграє літакове зондування (із спеціальною метою). Для освітлення кліматичного режиму найбільш високих шарів використовуються також результати ракетного зондування.

Задачі аерокліматології полягають в емпіричному виявленні та теоретичному поясненні трьохмірного розподілу і річного ходу основних метеорологічних елементів. Вивчаються: багаторічна середня топографія ізобаричних поверхонь, яка представляє трьохмірне баричне поле атмосфери і розподіл у ній осередків тепла та холоду; статистичні характеристики вітрового режиму на ізобаричних поверхнях або на стандартних рівнях; багаторічний середній розподіл температури повітря на ізобаричних поверхнях або на стандартних рівнях та інші статистичні характеристики багаторічного режиму температури (як локальні задачі – режим температурних інверсій і характеристик тропопаузи); аналогічний багаторічний режим питомої та відносної вологості повітря (як локальна задача – режим обледеніння літаків); режим хмарності (повторюваність хмарних форм і висот, середні висоти хмар). Статистичні висновки аерокліматології представляються у формі числових таблиць, карт, вертикальних розрізів атмосфери. При цьому більша частина аерокліматичних розробок проводиться в масштабі всього земного шару, або Північної півкулі, або материків, або таких територій, як Росія, США та інші великі країни. Складаються аерокліматичні характеристики і для окремих пунктів. Дані аерокліматології дозволяють встановити трьохмірну картину загальної циркуляції атмосфери і пов'язаних з нею режимів температури і вологовмісту над земним шаром. Аерокліматичні висновки мають і безпосереднє практичне значення для забезпечення дій повітряного транспорту.

У Росії питаннями аерокліматології займаються Науково-дослідний Інститут аерокліматології Гідрометеослужби в Москві (НДІАК) та ряд інших інститутів. У НДІАК проведені масштабні розробки матеріалів аерологічних спостережень у планетарному масштабі на базі машинної техніки. Вони підсумовані в атласах і монографіях. Аналогічні розробки ведуться у деяких інститутах зарубіжних метеорологічних служб, особливо у США, ФРН, Великобританії.

*Авіаційна кліматологія* – область кліматології, яка вивчає клімат стосовно до запитів авіації. Основною задачею авіаційної кліматології є оцінка клімату з метою: уточнення напряму основних і запасних авіатрас, часу і маршрутів спеціальних перельотів; вибору місця і проектування аеродромів; дослідження місцевих умов виникнення несприятливих для авіації явищ погоди для покращення методів прогнозу цих явищ. Вихідним матеріалом для досліджень з авіакліматології є дані звичайних метеорологічних і аерологічних спостережень, а також спеціальних спостережень (радіолокаційних, виміру висоти хмар тощо).

### **11.1 Умови польотів 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 серпанку 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 менше, 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 тощо. Найбільш

чітко фізичні властивості змінюються по вертикалі, внаслідок чого на першому місці стоїть вертикальна неоднорідність атмосфери.

У теперішній час існує декілька ознак, з урахуванням яких атмосферу ділять на шари у вертикальному напрямку:

- враховується 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. 11.1 наведено середні висоти межі цих шарів і назву перехідних шарів між ними.

Таблиця 11.1 - 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% у помірних та високих широтах і до 90% - у 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*. Межі стратосфери в середньому розташовуються на висотах 11 і 50 км; перехідний шар від тропосфери до стратосфери (товщиною 1...2 км) має назву тропопауза.

*Тропопауза* - це потужній затримуючий шар атмосфери, який перешкоджає розповсюдженню вгору аерозолі 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 вектора вітру, різка зміна вологості.

Вище тропопаузи (в стратосфері) температура частіше за все або не змінюється з висотою ( $\gamma = 0$  °C/100 м), або повільно зростає ( $\gamma < 0$  °C/100 м). Ізотермічна стратифікація характерна для низьких (екваторіальних і тропічних) широт. У високих широтах тропопауза в середньому знаходиться на висоті 8...10 км, в помірних - на висоті 10...12 км, а поблизу екватора - 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, о 12 СГЧ – 10,6 км, влітку відповідно 11, 14 і 11,25 км.

Середні стандартні значення температури в шарі тропопаузи становлять -56,5 °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 °C, а в окремих випадках нижче -90 °C. У помірних широтах температура в шарі тропопаузи і нижній стратосфері значно вища (-55 °C), вона має незначний річний хід: в середньому від -48 °C влітку до -57 °C взимку.

## **11.2 Вертикальний розподіл температури повітря до висоти 30 км та сезонні особливості циркуляції в стратосфері**

Систематичні дослідження областей циркуляції в стратосфері у різних країнах світу найбільш широко стали проводитися з 1957 р. у зв'язку з виконанням програми МГГ.

Проведені дослідження показали, що атмосферна циркуляція в стратосфері зазнає суттєвих змін, хоча і менш значних, ніж у тропосфері. Ці зміни відбуваються як у залежності від зміни сезонів року, так і всередині кожного сезону, особливо в холодне півріччя.

Сезонні особливості циркуляції визначаються головним чином теплим режимом стратосфери, який залежить від:

- сонячного освітлення півкулі у різні сезони року;
- поглинаючої особливості озону;
- теплового впливу підстильної поверхні (океани та материки).

Як відомо, на північному полюсі Землі Сонце сходить один раз на рік – 21 березня (день весняного рівнодення) і не заходить на протязі півроку за горизонт, описує щоденно полярний круг, одночасно піднімаючись на все більшу висоту до 22 липня (день літнього сонцестояння). Після 22 липня Сонце, описуючи кола, опускається до горизонту і 23 вересня (день осіннього рівнодення) заходить за горизонт на півроку.

Таким чином, полярна область на протязі 186 діб теплого півріччя, тобто з 21 березня по 23 вересня, освітлена Сонцем, і стратосфера у це півріччя значно прогривається.

У холодне півріччя на протязі 179 діб на полюсі ніч і стратосфера у цей час над даним районом охолоджується.

Так як теплій повітряній масі відповідає підвищене значення геопотенціалу, а холодній – знижене, то в теплий період року у стратосфері панує антициклонічна циркуляція, а в холодний – циклонічна.

При вивченні процесів у стратосфері звичайно використовуються карти баричної топографії поверхонь 200, 100, 50, 30, 20 і 10 гПа. Поля геопотенціалу та температури на рівні 200 гПа відображають переважно тропосферні процеси. Поля температури і геопотенціалу на рівні 100 гПа (15...16 км) уже помітно перебудовуються: горизонтальні градієнти цих елементів зменшуються і вітри слабнуть.

Найбільш помітна перебудова полів геопотенціалу та температури відбувається на рівні 50 гПа і вище.

Розгляд температурного режиму в стратосфері на протязі року в широтному напрямку показує, що найбільш низькі температури на рівні 50 і 30 гПа спостерігаються у січні при цьому в напрямі з заходу на схід температура дещо підвищується, особливо на ділянці Іркутськ – Хабаровськ. Найбільш високі температури спостерігаються у липні при цьому на крайньому заході Європи (Лондон) і на Далекому Сході (Хабаровськ) температура на рівні 50 і 30 гПа помітно нижча, ніж у проміжних континентальних районах.

У перехідні сезони року (тобто у квітні та жовтні) розподіл температури в широтному напрямку порівняно однорідний і коливається біля  $-55^{\circ}\text{C}$ .

Розглянемо зміни температури в меридіональному напрямку. В період з жовтня по січень спостерігається загальне підвищення температури від полюсу в напрямку півдня, приблизно до  $40^{\circ}$  пн.ш., так як над полюсом у цей час полярна ніч.

В період з квітня по липень навпаки відбувається загальне зниження температури від полюсу в напрямку півдня, за рахунок значного прогріву атмосфери над полюсом.

Найбільш інтенсивне підвищення температури відмічається над полюсом з січня до квітня і складає  $\approx 30^{\circ}\text{C}$  на рівні 30 гПа і  $25^{\circ}\text{C}$  на рівні 50 гПа. По мірі переміщення на південь інтенсивність підвищення

температури зменшується і на широті  $\approx 40^\circ$  температура практично не змінюється.

Найбільша інтенсивність зниження температури над полюсом спостерігається від липня до жовтня, хоча за абсолютним значенням вона слабша, ніж інтенсивність підвищення температури від зими до весни.

На початку квітня баричні та термічні поля в стратосфері характеризуються порівняно незначними горизонтальними градієнтами тиску і температури.

Полярні райони і зона помірних широт знаходяться під впливом зимової циклонічної циркуляції, але вже значно ослабленої.

Південніше, на  $40...20^\circ$  пн.ш., існує антициклонічна циркуляція (субтропічний антициклон), яка характеризується декількома окремими антициклонами.

Таким чином, над більшою частиною північної півкулі, тобто до  $40...20^\circ$  на початку квітня ще панують вітри західних напрямків зі швидкостями на рівні АТ-30 порядку  $10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ .

З середини квітня до середини травня над полярними районами відбувається формування антициклону як самостійного баричного утворення. Наприкінці травня полярна область і північні райони півкулі, приблизно до  $60^\circ$  пн.ш., знаходяться під впливом антициклонічної циркуляції зі східними вітрами.

У зв'язку з розширенням полярного антициклону за площею зона циклонічної циркуляції відтісняється на південь, на деякий час вона утримується між широтами  $60...40^\circ$ .

У цій порівняно вузькій зоні спостерігаються західні вітри. Ще південніше, приблизно між  $40...25^\circ$  пн.ш., розміщується друга антициклонічна область зі східними вітрами.

На південь від  $25^\circ$  широти відмічається перехід в екваторіальну зону зниженого тиску.

По мірі посилення полярного антициклону його вплив поширюється на помірні та південні широти, а раніш існуюча тут циклонічна циркуляція досить швидко затухає. До середини червня полярний антициклон як би об'єднується з субтропічною зоною високого тиску, яка розміщувалась на широті  $40...25^\circ$ . Екваторіальна депресія при цьому зберігається.

Таким чином у другій половині червня над всією півкулею встановлюється однорідне антициклонічне поле, циркуляція з загальним рухом атмосфери зі сходу на захід. У деякі дні баричне поле на цих висотах приймає характер неглибоких улоговин і відрогів, які переміщуються, тому в деяких районах вітри південно-східні, а в інших північно-східні.

На протязі більшої частини липня стратосферний антициклон продовжує посилюватись, досягаючи свого максимального розвитку в третій декаді цього місяця.

Швидкість східних вітрів у північних широтах менше  $10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , у помірних –  $10\text{...}12 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ , у тропічних – близько  $20 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ . Найбільш сильні східні вітри зосереджені в широтах  $30\text{...}15^\circ$  пн.ш. за рахунок наявності екваторіальної депресії. Починаючи з третьої декади липня антициклон поступово починає слабнути. Проте ще до початку третьої декади серпня антициклон утримується як самостійне баричне утворення з центром поблизу полюса і лише на протязі третьої декади серпня відбувається суттєва перебудова поля АТ-30 гПа.

У третій декаді серпня над полярним районом вже з'являються циклонічні утворення і температура тут починає знижуватись. Антициклонічна ж область займає лише помірні широти.

*Зимовий стратосферний циклон.* На протязі серпня і першої половини вересня, тобто майже до дня осіннього рівнодення, циклонічна циркуляція над полярними районами носить слабковиражений характер. Горизонтальні градієнти температури і геопотенціалу в цей час ще незначні, отже, в стратосфері панують дуже слабкі вітри нестійких напрямків.

Після дня осіннього рівнодення, тобто 23 вересня, коли Сонце заходить за горизонт, радіаційне охолодження атмосфери посилюється, що призводить до подальшого зниження температури та геопотенціалу. Формується циклон з центром поблизу полюса, який охоплює значну частину Північної півкулі.

До дня зимового сонцестояння, тобто до 22 грудня, радіаційне охолодження атмосфери досягає найбільших значень і тому циклонічна циркуляція в стратосфері на цей час отримує свій максимальний розвиток. На середньомісячних картах АТ-30 гПа за січень найбільша густина ізогіпс спостерігається на 60-ій паралелі, де відмічаються найсильніші вітри ( $50\text{...}60 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ ). Атмосферна циркуляція в стратосфері в холодний період буває досить різноманітною.

Зустрічаються випадки, коли стратосферна циркуляція проявляється у формі одного циклону з центром в арктичному районі з однією або декількома улоговинами, направленими в південні широти. У цьому випадку в області стратосферного циклону в одних районах панують північно-західні вітри, а в інших – південно-західні чи південні. Тривалість вказаних форм циркуляції найбільша, в середньому вона дорівнює 12,2 доби.

Другою формою зимової стратосферної циркуляції є циклонічна система, яка включає в себе два самостійних центри (роздвоєний циклон), розділених відрогом, а іноді й окремим антициклоном. Тривалість цієї форми циркуляції в середньому дорівнює 12 діб.

Третя форма зимової стратосферної циркуляції проявляється у вигляді циклону, окресленого декількома круговими ізогіпсами, які майже співпадають з паралелями (без улоговин). Тривалість цієї форми

циркуляції найменша, дорівнює в середньому 6,5 доби. Отже, в холодний період року в стратосфері переважають західні вітри.

### 11.3 Особливості вертикального розподілу вітру в стратосфері

Як вже зазначалось, з середини квітня до середини травня над полярними районами відбувається інтенсивне формування стратосферного антициклону, який утримується до вересня. Тому вище 20 км майже над всією півкулею з квітня-травня до вересня панують східні вітри.

Таким чином, у квітні-травні відбувається зміна західної течії на східну, тобто спостерігається обертання вітру.

Теоретично швидкість вітру на рівні обертання повинна дорівнювати нулю. Практично поблизу рівня обертання відмічаються слабкі нестійкі вітри. Перехідний шар між західними і східними потоками зі слабкими вітрами або штилем в стратосфері називається вітропаузою або велопаузою. Товщина перехідного шару може бути від 1 до 5...7 км, в середньому вона становить 2...3 км.

У помірних широтах рівень обертання вітру звичайно знаходиться між ізобаричними поверхнями 70 і 20 гПа, тобто на висоті приблизно від 18 до 26 км.

За рахунок інтенсивного розвитку стратосферного антициклону рівень обертання опускається від квітня-травня до червня-липня і піднімається від липня до вересня. Таким чином, червень і липень є місяцями найбільш низького положення нижньої межі східного потоку в стратосфері. Мінімальна висота рівня обертання вітру у червні та липні в середній і південній полосі Східної Європи складає 20...21 км.

Перехід від західного до східного вітру в стратосфері, викликаний її прогрівом весною в полярній зоні та помірних широтах, виникає на висотах приблизно 45 км. Потім східний потік поширюється вниз зі швидкістю 1...5 км/добу. Осінню зворотній перехід зі сходу на захід починається на висоті 50...60 км внаслідок охолодження мезосфери і стратосфери від полюсу в напрямку помірних широт. Західний потік опускається вниз зі швидкістю приблизно 1...4 км/добу. Близько 15 вересня відбувається повна заміна східного потоку на західний у всій товщі стратосфери. Оскільки пасажирські надзвукові літаки мають висоту польоту 18...20 км, у нашій країні передбачено отримання поточної інформації про рівень обертання вітру в стратосфері із заходу на схід. Така інформація додана до додаткової групи кодів для передачі температурно-вітрового зондування атмосфери. У цій групі вказані:

1. Тиск і висота на нижній межі шару стійкого вітру східної чверті (40...140°).
2. Напрямок і швидкість вітру на нижній межі цього шару.



Нанесення даних про рівень обертання вітру на АТ-50 дозволить метеорологу визначити на яких ділянках повітряної траси цей рівень знаходиться вище або нижче ізобаричної поверхні 50 гПа за даний строк.

При аналізі коливання рівня обертання за даними радіозондування слід мати на увазі значну похибку визначення напрямку вітру при його швидкості  $5...6 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$  і менше.

Крім того, вище 16 км (100 гПа) вимірюється осереднений вітер в шарах товщиною 1,5...2 км. Відповідно і висота рівня обертання буде встановлена з похибкою.

#### **11.4 Вплив атмосферного озону і космічної радіації на польоти повітряних суден**

Озон – це хімічна сполука  $\text{O}_3$ , в молекулі якої поєднані три атоми кисню. В атмосфері Землі озон міститься у вигляді дуже малої домішки – його концентрація ніде не перевищує тисячної долі відсотка від загальної кількості атмосферного газу. Озон спостерігається в атмосфері на всіх висотах від поверхні землі до приблизно 100 км. Його розподіл по висоті нерівномірний: найбільша концентрація молекул  $\text{O}_3$  відмічається в стратосфері на висотах 15...25 км. Величина максимальної концентрації змінюється в залежності від різних обставин: пори року, широти місця тощо.

Якщо зібрати весь озон, який знаходиться у стовпі атмосфери від його верхньої межі до поверхні землі, і опустити ці зібрані молекули  $\text{O}_3$  на поверхню, то при нормальних тиску і температурі отримаємо шар товщиною близько 3 мм. Товщину такого шару, що дорівнює одній сотій долі міліметра, називають одиницею Добсона (о.Д.) і використовують для опису загальної кількості озону в атмосфері над даним місцем та позначають  $N(\text{O}_3)$ . Таким чином, у середньому по Землі  $N(\text{O}_3) \approx 300$  о.Д.

Загальна кількість озону дуже змінюється в просторі та в часі. Вона максимальна весною у високих ( $70...80^\circ$ ) широтах і мінімальна в екваторіальній зоні. Бувають окремі дні, неділі і навіть місяці, коли в будь-якому місці на Землі спостерігаються дуже високі / низькі значення  $N(\text{O}_3)$ , які у два рази та більше відрізняються від середніх значень.

Озон утворюється при з'єднанні молекули і атому кисню; останні, в свою чергу, утворюються із молекул  $\text{O}_2$  під дією сонячного ультрафіолетового випромінювання. Схематично висотний розподіл  $\text{O}_3$  в атмосфері можна представити наступним чином. Збільшення концентрації  $\text{O}_3$  при підйомі від поверхні землі до максимуму шару пояснюється інтенсивним руйнуванням (диссоціацією)  $\text{O}_2$ , появою великої кількості атомів  $\text{O}$  і, відповідно, молекул  $\text{O}_3$ . Проте, починаючи з деякої висоти (тут саме буде максимальна концентрація озону) швидкість руйнування (диссоціації)  $\text{O}_3$  зростає з висотою швидше, ніж швидкість його утворення

при сполученні  $O$  і  $O_2$ . Концентрація  $O_3$  при цьому починає з висотою зменшуватися. Реально на розподіл  $O_3$  по висоті здійснюють вплив фотохімічні реакції озону з іншими газами повітря та динамічні процеси в атмосфері, в першу чергу вертикальне перенесення повітря.

Наприклад, направлені вниз (низхідні) потоки повинні призводити до загального зниження шару і збільшення концентрації  $O_3$  в його максимумі (що і спостерігається в атмосфері високих широт). Навпаки, висхідні потоки повітря піднімають шар озону, роблять його тонким (що характерно для екваторіальної атмосфери).

Причиною вертикальних рухів повітря є загальна атмосферна циркуляція. У приекваторіальній зоні повітря в тропосфері нагрівається і рухається вгору у тропосферу, а потім горизонтально вздовж меридіану. Дійшовши до високих широт, воно охолоджується, опускається в тропосферу і повертається назад до екватора.

Динамічні процеси вносять суттєвий внесок і в сезонні зміни  $N(O_3)$ . Так, максимум кількості озону у високих широтах весною пов'язаний з його інтенсивним переносом зимою із низьких широт, тобто динамічні процеси лише перерозподіляють молекули  $O_3$ . Таким чином, загальна кількість озону в атмосфері строго контролюється процесами його утворення і загибелі у фотохімічних реакціях.

Проблема озонової небезпеки в авіації виникла у кінці 40-х років – на зорі проектування перших варіантів дозвукових транспортних реактивних літаків (ДТРЛ), які повинні були виконати регулярні рейси на висотах 8...12 км, або в області озонопаузи, яка характеризується різким зростанням з висотою високотоксичного атмосферного озону.

«Озонова небезпека» в авіації полягає в наступному. Озон попадає в герметичну кабіну реактивного літака як складова частина атмосферного повітря, що забирається газотурбінним двигуном. Відібране від компресорів двигунів атмосферне повітря, яке містить високотоксичний  $O_3$ , поступає для термічної обробки в бортову систему кондиціонування повітря (СКП). Відносно низькі температури повітря в компресорах авіадвигунів при польоті на крейсерських ешелонах і нетривалий час перебування суміші повітря з озоном у СКП літака, не створюють сприятливих умов для суттєвого термічного розкладу  $O_3$ . Тому при виконанні польотів у стратосфері, а за деяких аеросиноптичних умов і у верхній тропосфері повітря в кабіні літака буде мати підвищений вміст  $O_3$ .

Згідно В.В. Осечкіну вивчення проблеми озонової небезпеки в авіації можна умовно розділити на декілька етапів.

I етап (1950...1959 рр.) пов'язаний з розробкою та впровадженням на повітряних трасах світу першого покоління ТРЛ (ТУ-104, Боїнг-707, «Комета»). Багаторазові випробування впливу підвищених концентрацій  $O_3$  на тваринах, а також попередня оцінка ступеню термічного і каталітичного розкладу озону при температурі 400...420 К, близьких до

температурних умов у трубопроводах СКП літака, показали, що  $O_3$  повністю не розкладався і більша частина його по сталюму трубопроводу попадала в експериментальну кабіну.

II етап (1960...1969 рр.) пов'язаний з розробкою і першими випробувальними польотами НТЛ – ТУ-144 і «Конкорд». Безпосереднім поштовхом до проведення експериментальних польотів послужили спостереження за пасажирськими гумовими кисневими масками, які застосовувалися при польотах над Атлантикою. Виявилось, що при тривалих польотах на великих висотах (планувалась крейсерська висота НТЛ 17...20 км) гумові маски та пневматичні шини шасі вкривалися тріщинами і практично виходили із ладу. Крім того, ці спостереження підтвердили повідомлення пасажирів про відчуття різкого запаху  $O_3$  у салонах літаків при певних умовах на висотах 8...12 км.

Дослідницькі польоти в Канаді Янга (1960 р.) показали, що тривале використання гуми в умовах підвищеної концентрації  $O_3$  призводить до її кумулятивного руйнування, тому гумові стрічки можна розглядати в якості інтегральних індикаторів рівня озону. В деяких ситуаціях у кабінах ТРЛ на висотах 8...11 км концентрація озону складала  $0,4...0,5 \text{ мг}\cdot\text{м}^{-3}$ , тобто перевищувала гранично допустиме значення у 4...5 разів.

Крім того, II етап характеризується «нагнітанням» в авіаційно-медичній літературі озонної небезпеки у зв'язку з розробкою НТЛ.

III етап (1970...1974 рр.). Вперше робиться спроба співставлення даних про озон, отриманих при електрохімічному аналізі повітря на вході в кабіну ТРС, з результатами одночасних вертикальних зондувань озону в пунктах, розміщених уздовж маршрутів польотів, що з'єднують Західну Європу з Південною Африкою. Головним результатом досліджень озонної небезпеки для екіпажу і пасажирів ДТРЛ на III етапі були експериментальні докази і теоретичне підтвердження явища термічної стабільності  $O_3$  у компресорах авіадвигунів під час польоту.

IV етап (1974...1977 рр.) характеризується отриманням чисельних оцінок і перших експериментальних даних про варіації концентрації  $O_3$  у кабінах НТЛ при різних режимах польоту. На цьому етапі остаточно вирішено, що проблеми озону у надзвуковій авіації не існують. У кабінах літаків слід передбачити встановлення індикаторів рівня  $O_3$ , а в трубопроводах бортових СКП – протиозонових фільтрів.

V етап (з 1977 р.). З'явилися багаточисельні дані про підвищену концентрацію  $O_3$  у кабінах і салонах ДТРЛ у рейсових польотах, а саме, про хронічну інтоксикацію  $O_3$  стюардес, які постійно обслуговують пасажирів на трансатлантичних авіалініях. Федеральне авіаційне управління (ФАУ) США розробило попередні стандарти по озону для ТРЛ, що виконують регулярні рейси на висотах 10...12 км: концентрація  $O_3$  у кабінах літаків на протязі всього польоту не повинна перевищувати

$0,3 \cdot 10^{-6}$  об. од. ( $0,45 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ ) і  $0,1 \cdot 10^{-6}$  об. од. ( $0,15 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ ) на будь-якій ділянці тривалістю більше 3 год.

Як запобіжний засіб проти проникнення токсичних концентрацій  $\text{O}_3$  у кабіну і салони реактивних літаків рекомендується при конструюванні ПС встановлення протиозонових фільтрів у трубопроводах СКП ДТРЛ, що дозволить планувати регулярні рейси у нижній стратосфері без порушення комфорту польотів екіпажу і пасажирів.

Зупинимося на результатах В.В. Осечкіна по виявленню аномально високих концентрацій  $\text{O}_3$  у верхній тропосфері та нижній стратосфері на повітряних трасах СНД.

Пілотні дослідження показали, що верхня тропосфера в цілому характеризується низьким вмістом озону ( $\approx 0,04 \dots 0,06 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ ), а в нижній стратосфері середніх широт безпосередньо над тропопаузою концентрація озону, як правило, не перевищує  $0,10 \dots 0,15 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ . Проте, за певних аеросиноптичних умов концентрація  $\text{O}_3$  може досягати: в середній і верхній тропосфері значень  $0,2 \dots 0,3 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ , у нижній стратосфері –  $0,3 \dots 0,6 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ .

Аномально високі концентрації  $\text{O}_3$  у верхній тропосфері та нижній стратосфері, по суті, мають одну природу: великомасштабне осідання стратосферного повітря. Але механізми осідання у верхній і нижній стратосферах можуть бути суттєво різними.

Аномально високі концентрації  $\text{O}_3$  при польотах у нижній стратосфері звичайно спостерігаються при наступних аеросиноптичних ситуаціях.

1. У глибоких високих циклонах, добре виражених на картах АТ-300 і АТ-200, у яких відмічається значне опускання тропопаузи до висот  $6 \dots 7$  км. Швидкість низхідних рухів складає  $5 \dots 10 \text{ см} \cdot \text{с}^{-1}$ . Якщо при цьому перевищення польоту (або висота вимірювань) над висотою тропопаузи складає  $3 \dots 4$  км, то концентрації озону на висотах  $9 \dots 11$  км можуть досягати найбільших значень  $0,5 \dots 0,6 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ .

2. На циклонічних периферіях СТ на відстані  $200 \dots 300$  км від їх осей. Концентрації  $\text{O}_3$  у цих ситуаціях дещо нижчі, але досить високі –  $0,3 \dots 0,5 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ .

3. У висотних баричних полях з циклонічною кривизною поля вітру спостерігається найбільша мінливість  $\text{O}_3$  по горизонталі і концентрації  $0,2 \dots 0,3 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ .

4. У висотних улоговинах.

Аномально високі концентрації  $\text{O}_3$  можуть спостерігатися над будь-якими географічними районами, де мають місце глибокі висотні циклони і струминні течії.

У верхній тропосфері високі концентрації  $\text{O}_3$  ( $\geq 0,1 \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3}$ ) реєструються при наявності над трасою польоту добре вираженої СТ і в тилкових частинах улоговин, а також поблизу осі СТ в результаті переносів із стратосфери. Механізми переносу можуть бути різними, але тут вони не

розглядаються. Таким чином, дослідження  $O_3$  на літаках дозволяють звернути увагу на багато аспектів проблеми загальної циркуляції атмосфери.

«Озонова діра» - це явище зменшення загальної кількості озону над Антарктидою у весняні (вересень - листопад) місяці.

За наземними і супутниковими вимірюваннями помічено систематичне зменшення  $N(O_3)$  весною приблизно з 300 о.Д. у минулому до 150...200 о.Д. в останні роки (весною 1987 р. – до 100 о.Д.), при збільшенні із року в рік області поширення цього явища.

При польоті через область «діри» спеціальних літаків-лабораторій виявили, що там спостерігаються дуже високі концентрації окису хлору  $ClO$  і сполук бромю. Чим вища концентрація  $ClO$ , тим менша загальна кількість озону і навпаки.

За сьогоднішніми уявленнями причина утворення «озонової діри» пов'язана перш за все з систематичним збільшенням у стратосфері кількості хлору та інших галогенів завдяки викиду в атмосферу сполук, що містять галоген (в першу чергу фреонів). Але до таких драматичних (у декілька разів) змін  $N(O_3)$  при сьогоднішньому рівні забруднення повітря призводить специфіка метеорологічної обстановки в антарктичній стратосфері взимку і навесні.

Зимом у полярній стратосфері південної півкулі існує стійкий циклон – так званий циркумполярний вихор. Повітря всередині цього вихору рухається в основному по замкнутих траєкторіях, не виходячи за його межі. При цьому в Антарктиці зимою практично не відбувається обміну повітрям між полярною і середньоширотною атмосферою. На кінець зими повітря всередині вихору дуже охолоджується (до  $-70...-80$  °C), а в стратосфері з'являються полярні хмари, які складаються із кристаликів льоду і крапель переохолодженої рідини.

Частинки полярних хмар з'єднують азотні сполуки (перш за все  $NO_2$ ) і дають простір дії хлорного циклу руйнування озону. По мірі прогрівання антарктичної стратосфери циркумполярний вихор руйнується, при цьому відновлюється обмін повітрям з багатими озоном середніми широтами, стратосферні хмари зникають, а звільнені молекули  $NO_2$  пов'язують молекули окису хлору; руйнівна дія хлорного циклу на  $O_3$  слабне і кількість останнього відновлюється до незбурених значень.

Помічений зв'язок зменшення кількості озону над Антарктикою із затримкою руйнування циркумполярного вихору. Так, весною 1987 р., коли падіння  $N(O_3)$  було максимальним, руйнування вихору відбулося лише на початку грудня, а не у жовтні, як це буває звичайно. Весною 1988 р. ефект зменшення кількості озону над Антарктикою був виражений слабше у порівнянні з попереднім роком: зниження  $N(O_3)$  тільки до 200 о.Д., та і область, де відбувалося це зниження, була значно меншою, ніж весною 1987 р. Весною 1989 р. «діра» була майже такої інтенсивності,

як і в 1987 р. Такі коливання ефекту «озонової діри» пов'язують з виявленими за іншими спостереженнями квазідворічними коливаннями кількості озону і вітрового режиму середньої атмосфери.

Весною (лютий-березень) 1988 і 1989 рр. проводились пошуки явища, аналогічного «озоновій дірі», в Арктиці. Метеорологічна обстановка в арктичній стратосфері відрізняється від такої в Антарктиці. Менш виражений зимовий циркумполярний вихор не дає арктичній стратосфері сильно охолодитися, а тому відсутні умови для утворення стратосферних хмар. Крім того, не припиняється обмін повітрям з багатими озоном середніми широтами. Отже, не слід чекати і явища «озонової діри» в такому ж вигляді, як і в південній півкулі.

Спостереження 1988 і 1989 рр. показали, що, дійсно, загального явища зниження  $N(O_3)$ , порівнянного з антарктичною «дірою» в Арктиці немає. Проте в окремих місцях виявлені відносно невеликі області зі зменшеними  $N(O_3)$ , тобто «мікродіри», які можуть бути пов'язані з локальними вихорами, що утворюються при руйнуванні основного циркумполярного вихору. Наприклад, одна із таких «мікродір» виявлена весною 1989 р. під час літакових вимірювань над північною частиною Норвегії.

Таким чином, «озонова діра» є результатом забруднення атмосфери сполуками, які містять хлор. Сильний ефект зменшення  $N(O_3)$  саме весною в полярній області південної півкулі пов'язаний зі специфікою синоптичної і метеорологічної обстановки в зимовій антарктичній стратосфері.

Цей розділ не був би повним, якби ми не зупинились коротко на питанні: якого роду діяльність може призвести до помітного росту окисів азоту  $NO_x$  у стратосфері і, тим самим, сприяти руйнуванню озону.

При польоті реактивного літака у стратосферне повітря викидається велика кількість відпрацьованих газів із двигунів, суттєву частину яких складають окиси азоту і пари води.

У 1972...1975 рр. у США була розроблена спеціальна програма досліджень, присвячена кліматичним ефектам впливу польотів стратосферної авіації. Розрахунки та експерименти показали, що навіть при очікуваному тоді великому числі польотів стратосферної авіації (як відомо, буму з розвитком стратосферних польотів не відбулося) зменшення озону в стратосфері повинне бути дуже незначним, а при польотах на висотах тропопаузи та нижче концентрації  $O_3$  можуть навіть дещо зростати.

Зате по мірі вивчення проблеми небезпечних для озону антропогенних забруднень вияснилося, що викиди стратосферних літаків не є єдиним штучним джерелом надходження азотних окисів в атмосферу. Дуже потужним джерелом  $NO_x$  є азотні добрива.

Вимірювання показують, що кількість окисів азоту в атмосфері росте зі швидкістю приблизно 0,2% за рік. Але можна сподіватись, що ця

величина не буде суттєво зростати у найближчі десятиліття завдяки тенденції переходу на екологічно чисту енергетику.

### ***Вплив радіації***

Доза радіації, яка створюється космічними променями Галактики і нормальними променями Сонця, є незначною на висоті 20 км і не становить небезпеки для екіпажу та пасажирів надзвукових літаків.

Проте в період максимальної активності Сонця один із великих спалахів на Сонці спроможний виділити потужний потік протонів, які володіють енергією від декількох десятків до декількох тисяч електрон-вольт. Цей потік, досягнувши верхніх шарів атмосфери, при зіткненні з атомами і молекулами в змозі викликати вторинний протонний потік з високою енергією, яка може проникнути у нижні шари атмосфери і навіть досягнути поверхні землі. На висоті 18...21 км ці вторинні протони можуть спостерігатися в кількості, яка перевищує допустиму межу для людини, головним чином, у полярних районах.

В напрямку екватора інтенсивність радіації слабне. Політ на висоті 12 км безпечний навіть в період найбільших спалахів Сонця. Для пасажирів імовірність небезпечного обпромінення за 2...3 год мала, а для екіпажу більша. В період спалахів слід знижувати крейсерський рівень. Виникає необхідність у швидкій передачі на борт надзвукового літака інформації про початок сонячних спалахів, про інтенсивність радіації на рівні польоту. Цим займається спеціальна служба Сонця, яка знаходиться у підпорядкуванні Академії наук. Підвищена інтенсивність космічної радіації може зберігатись після початку спалаху на протязі декількох годин і навіть днів. У цей час звичайно відмічаються сильні перешкоди радіозв'язку і навіть повне непроходження радіосигналів на освічену Сонцем півсферу Землі. Це порушення радіозв'язку може перешкоджати своєчасній передачі інформації на борт. Передбачається встановити на літаках спеціальний прилад для реєстрації протонного випромінювання.

## **12 ВПЛИВ ГІДРОМЕТЕОРОЛОГІЧНИХ УМОВ НА СТАН І ЕКСПЛУАТАЦІЮ АЕРОДРОМІВ**

### **12.1 Врахування кліматичних даних при дослідженні, будівництві та обладнанні аеродромів**

Дослідження, будівництво та обладнання аеродромів проводиться з урахуванням всіх факторів, які будуть впливати на аеродром. Аеродром будується на тривалий час, на довгий період експлуатації. На дослідницькі роботи, будівництво, обладнання та експлуатацію аеродрому затрачуються значні кошти. Тому при вирішенні питання про те, де і як будувати аеродром, обов'язково враховується можливість його використання у різних народно-господарських проектах і проектах оборонного значення. Ось чому перед початком будівництва аеродрому попереднє врахування факторів, які впливають на нього, виявляється абсолютно логічним і необхідним.

При дослідженні, будівництві та обладнанні аеродромів поряд з іншими впливовими факторами розглядаються і метеорологічні (кліматичні) умови.

Береться до уваги і враховується багаторічний режим таких найбільш важливих метеорологічних величин та атмосферних явищ, як температура повітря, атмосферний тиск, вітер, хмарність, опади, видимість, ожеледь тощо. Необхідність врахування перелічених явищ обумовлена тим, що періодичні та неперіодичні коливання цих величин можуть призводити до зміни стану льотного поля та під'їзних шляхів до аеродрому. Це, в свою чергу, може значно ускладнити умови експлуатації аеродрому. Вплив погодних умов на аеродром особливо відчутно проявляється на польових аеродромах, в тому числі снігових, льодових і на гідроаеродромах. Метеорологічні умови – вирішальний фактор тривалості експлуатаційного періоду цих аеродромів.

При розробці генерального плану аеродрому як правило виходять із найбільш несприятливих метеорологічних умов зльоту та посадки літаків і максимальної повторюваності «погоди», яка ускладнює роботу авіації на місці розташування аеродрому. В першу чергу враховуються багаторічні (кліматичні) сезонні зміни метеорологічних величин. Урахування здійснюється шляхом використання спеціально розроблених для цього методик і технологій. Необхідні дані, які характеризують найбільш суттєві зміни метеорологічних величин, отримують із відповідних кліматичних довідників. Детальне уявлення про метеорологічний режим у районі аеродрому дає авіаційно-кліматичний опис (довідка). Поточні зміни погоди враховуються в процесі експлуатації аеродрому на основі фактичного та очікуваного стану погоди. Ці відомості надходять із метеорологічних підрозділів, які забезпечують роботу даного аеропорту.



## 12.2 Авіаційно-кліматичні описи та їх використання для метеорологічного забезпечення авіації

Як відмічалось вище, для вирішення багатьох практичних задач необхідне попереднє врахування авіаційно-кліматичних особливостей аеродрому (району аеродрому). Авіаційно-кліматичний режим необхідно знати і спеціалістам-метеорологам, так як кліматичні характеристики є фоною інформацією для прогнозування метеорологічних величин та явищ погоди в будь-який період року. Наявність авіаційно-кліматичного опису або довідки для аеродрому – обов'язкова вимога до метеорологічної служби, розміщеної на аеродромі, і яка приймає безпосередню участь у метеорологічному забезпеченні польотів з цього аеродрому.

Авіаційно-кліматичний опис включає в себе передмову, фізико-географічну характеристику аеродрому (району аеродрому), авіаційно-кліматичну характеристику аеродрому та оцінку льотно-метеорологічних умов для роботи авіації на даному аеродромі. Кожен із перелічених розділів авіаційно-кліматичного опису освітлює наступні питання.

*Передмова* містить відомості про матеріали спостережень або про кліматичні джерела, дані котрих використовувались для складення опису. Вказується місцезнаходження метеорологічної станції, освітленість району з метеорологічної точки зору, надійність авіаційно-кліматичної інформації, дається перелік метеорологічних величин та явищ погоди, що будуть включені в опис, і які величини із даного переліку потребують додаткових уточнень.

Згідно «Правил метеорологічного забезпечення авіації», 2005 р. на кожній авіаційній метеорологічній станції (АМСЦ), поряд з іншими видами робіт по забезпеченню авіації, проводяться дослідження, пов'язані з вивченням авіаційно-кліматичних умов і розробкою відповідних описів.

Для авіаційно-кліматичного опису (довідки) використовуються результати 5-річних спостережень, які проводилися в даному аеропорту, на місцевих повітряних лініях (МПЛ) і в районі польотів. Якщо період спостережень менше п'яти років, то в цьому випадку складається тимчасовий опис.

*Фізико-географічна характеристика району аеродрому* – важлива частина опису, яка містить оцінку впливу орографічних особливостей місцевості на формування умов погоди та клімату на даному аеродромі (в районі аеродрому). В ній наводяться відомості про географічне розташування пункту, висоту аеродрому над рівнем моря і величину магнітного схилення. Крім того, вказуються основні особливості оточуючої місцевості (висота і протяжність гірських масивів, наявність боліт, лісів тощо), час наступання весняного і осіннього бездоріжжя (там, де воно буває), дати початку морозів, дати встановлення і сходу снігового та льодового покриву. У цій же частині опису оцінюється вплив

орографічних особливостей на метеорологічний режим. При цьому особлива увага приділяється тим характеристикам, які здійснюють найбільший вплив на діяльність авіації. Це, перш за все, видимість, висота нижньої межі хмар, небезпечні явища погоди, місцеве посилення вітру тощо.

*Авіаційно-кліматична характеристика аеродрому* – основна (центральна) частина опису. В ній містяться відомості про основні метеорологічні величини та явища. Освітлюється хмарність, опади, атмосферні явища – видимість, вітер, температура, вологість повітря, сніговий покрив, умови погоди різного ступеню складності тощо.

Слід відмітити, що для авіаційно-кліматичних описів дуже важливою є інформація про повторюваність умов погоди різного ступеню складності. Ця інформація включає в себе дані про імовірність поєднання декількох метеорологічних величин. Так, наприклад, для характеристики складних умов польотів необхідні дані одночасних спостережень висоти нижньої межі хмар 200 м і нижче та видимості 2000 м і менше, а також випадків, коли вони спостерігаються окремо. Така комплексна характеристика дозволяє оцінити імовірність польотів різних ПС при встановлених для них мінімумах погоди. Комплексні імовірнісні характеристики розраховуються в середньому або для календарного сезону, або місяця, або будь-якого періоду доби.

Для наочності деякі авіаційно-кліматичні характеристики представляються у вигляді графіків, таблиць або плакатів.

*Синоптико-кліматична характеристика* містить опис синоптичних процесів (в кліматичному плані), які обумовлюють той чи інший метеорологічний режим. У цьому розділі опису представлена інформація про переважаючі синоптичні процеси, траєкторії баричних утворень (циклонів та антициклонів), про атмосферні фронти тощо.

*Оцінка льотно-метеорологічних умов.* У цій частині опису основна увага приділена інформації про найбільш складні і найбільш прості для виконання польотів періоди року і періоди доби. Детально аналізуються причини (метеорологічні явища), які погіршують або покращують умови польотів у вказаний період часу.

Особлива увага при цьому приділяється виявленню синоптичних процесів, які обумовлюють небезпечні для польотів метеорологічні явища, а також характеристиці явищ, що спостерігаються.

Кваліфіковано складений авіаційно-кліматичний опис – важливий документ, що характеризує метеорологічні умови польотів на даному аеродромі. Він використовується для різних цілей і різними аеродромними службами, але призначений для вирішення однієї задачі – більш раціонального планування всіх авіаційних робіт, або, іншими словами, для оптимального використання авіаційної техніки на аеродромі з урахуванням кліматичних факторів. Авіаційно-кліматичний опис містить лише фонові

характеристики. Конкретні міроприємства, пов'язані з урахуванням погодних умов, здійснюються за поточним синоптичним матеріалом, котрий АМСЦ (АМЦ) надає керівництву авіапідприємства.

## ПІСЛЯМОВА

Замість закінчення коротко представимо огляд результатів досліджень, сучасних і очікуваних у майбутньому, впливу викидів продуктів згоряння двигунами транспортної авіації світу на склад газів та аерозолей атмосфери і на клімат Землі. У статті І.Л. Кароля зроблені оцінки об'ємів спаленого палива по основних трасах польотів і викидів основних продуктів згоряння у 1990-і роки, а також очікуваного їх зростання до 2050 р. Студентам і магістрам-метеорологам, які прослухали курс «Авіаційної метеорології» буде корисно розширити свої знання в області авіаційної метеорології і перевірити свої можливості у засвоєнні нового матеріалу.

### *Вплив польотів транспортної авіації світу на озоносферу і клімат*

Вплив викидів продуктів згорання двигунів транспортної авіації світу на атмосферу вивчається з початку 1970-х років, але більш інтенсивно в останні роки. Якщо у 70-і роки минулого століття основна увага приділялась впливу польотів НТЛ на висотах 16...20 км на озоносферу та радіаційний режим стратосфери, то сучасні оцінки представляють переважно вплив великого об'єму польотів дозвукових літаків у шарі 9...13 км уздовж основних коридорів, що покривають Європу та Північну Америку майже цілком і з'єднують їх між собою та з іншими материками.

У 1980...1990 рр. об'єм глобальних перевезень повітряним транспортом зростав на 5% за рік, а кількість спаленого палива і викиди окисів азоту – на 3,5...4,5% за рік з екстраполяцією цих тенденцій до 2015 р. – на період очікуваного використання сучасної авіаційної техніки.

Основний об'єм польотів і викидів у травні 1992 р. приходиться на шар 9...12 км у помірних широтах північної півкулі і географічно – на польоти над Центральною і Південною Європою, США та над Північною Атлантикою, яка з'єднує ці області. Область з меншою інтенсивністю польотів і викидів розміщена над Південно-Східною Азією з центром над Японією, Південним Китаєм і Кореєю. Траси над Атлантикою з'єднують Європу із Східною Бразилією, над Тихим океаном – США з Південно-Східною Азією.

Приблизно такий розподіл польотів і викидів очікується у XXI столітті, але при цьому інтенсивність міжнародних польотів та міжконтинентальних польотів буде зростати швидше, ніж інтенсивність польотів всередині країн і на короткі відстані.

Викиди  $\text{NO}_x$  військовою авіацією не перевищують 15% сумарних викидів у 1992р. і 5% у 2015 р.; причому більша маса палива спалюється воєнною авіацією і викиди єю  $\text{NO}_x$  відбуваються у найнижчому шарі атмосфери (до 1 км). За оцінками НАСА, викиди воєнної авіації у цьому шарі однакові з викидами в однокілометрових шарах на висотах 10...12 км, але вони у 2...3 рази менші в інших шарах. У верхній тропосфері та нижній

стратосфері позначається вплив виключно транспортної цивільної авіації. У 2015 р. викиди єю  $\text{NO}_x$  у порівнянні з викидами у 1992 р. приблизно подвоються.

У 1992 р. 57% глобального викиду  $\text{NO}_x$  доводилось на шар 9...12 км у помірних широтах північної півкулі, при цьому майже половина викидів на Північну Америку, а інша половина розподілялась на сектори Європи, Північної Атлантики, Тихого океану, Східної Азії приблизно в однакових долях.

Польоти дозвукової авіації сучасного технічного рівня проходять у шарі, де в середніх широтах знаходиться тропопауза, і тому частина польоту може відбуватися у верхній тропосфері, частина – у нижній стратосфері. У зв'язку з сезонною зміною тропопаузи літній максимум інтенсивності польотів приходить на верхню тропосферу, а зимовий мінімум відмічається у нижній стратосфері. Амплітуда сезонного коливання інтенсивності польотів (і об'ємів викидів) складає в середньому 10...12% середньорічного рівня і максимальна (30%) для польотів над Північною Атлантикою.

Очікується, що у другій чверті XXI століття об'єми польотів будуть збільшуватись на 1,4...3,2% за рік. З урахуванням очікуваних збільшень ефективності авіаційних двигунів до 2050 р. за двома технологічними сценаріями глобальна кількість спаленого палива дозвуковою авіацією в той рік може змінитися від 270 до 770 Мт (найбільш імовірне значення 480 Мт), а викиди  $\text{NO}_x$  – від 950 до 3500 кт (найбільш імовірно 1950 кт). Таким чином, у 2050 р. рівні викидів в атмосферу у порівнянні з викидами у 2015 р. майже подвоються.

Додаткова невизначеність з'являється при врахуванні частки НТЛ в об'ємах польотів, палива та викидів у 2050 р. у міжконтинентальних польотах над океанами на висотах 18...20 км при відповідному скороченні об'ємів польотів дозвукової авіації призведе до збільшення об'єму палива, що згоряє (на 12...18% за різними сценаріями) із-за великої його витрати в польотах НТЛ.

## СКОРОЧЕННЯ

АМСЦ	– авіаційна метеорологічна станція (цивільна);
АМЦ	– авіаційний метеорологічний центр;
БПРМ	– ближній привідний радіомаркер;
ВМО	– Всесвітня Метеорологічна Організація;
ВПР	– висота прийняття рішення;
РЦЗП	– регіональний центр зональних прогнозів;
ЗПС	– злітно-посадкова смуга;
ІКАО	– Міжнародна організація цивільної авіації (від англ. International Civil Aviation Organization);
КПР	– керування повітряним рухом;
МДВ	– метеорологічна дальність видимості;
МПЛ	– місцеві повітряні лінії;
ОМС	– орган метеорологічного стеження;
ПВП	– політ за правилами візуального пілотування;
ППП	– політ за правилами пілотування по приладах;
РДЦ	– районний диспетчерський центр;
СА	– стандартна атмосфера;
СТ	– струминні течії;
АРК	– автоматичний радіокомпас;
НМХ	– нижня межа хмар;
НТЛ	– надзвуковий транспортний літак;
ПМУ	– прості метеорологічні умови;
ПД	– поршневі двигуни;
ПП	– повітряний простір;
ПР	– повітряний рух;
РСП	– радіолокаційна система посадки;
СГЯ	– стихійні гідрометеорологічні явища;
СМУ	– складні метеорологічні умови;
СХТ	– сигнально-хімічна тривога;
ТРД	– турбореактивні двигуни;
ТЯН	– турбулентність при ясному небі;
ЦА	– цивільна авіація;
ШСЗ	– штучні супутники Землі;
АКП	– авіаційні карти погоди;
ЛЗП	– лабораторія зональних прогнозів;
СКП	– система кондиціонування повітря.

## ЛІТЕРАТУРА

### Основна

1. Авіаційна метеорологія. Терміни та визначення основних понять. – Київ. Держстандарт України, 2002. – 16 с.
2. Баранов А.М., Богаткин О.Г., Говердовский В.Ф., Еникеева В.Д. Авиационная метеорология. - СПб.: Гидрометеиздат, 1992. - 347 с.
3. Богаткин О.Г. Практикум по авиационной метеорологии. – СПб.: Гидрометеиздат, 2005.- 183 с.
4. Богаткин О.Г., Тараканов Г.Г. Авиационные прогнозы погоды. - СПб.:РГГМУ, 2003. - 164 с.
5. Богаткин О.Г., Еникеева В.Д. Анализ и прогноз погоды для авиации. – Л.: Гидрометеиздат, 1985. - 231 с.
6. Ермаков А.И. Особенности метеорологического обеспечения полётов на международных линиях. - М.: Зенит, 1993. - 225 с.
7. Івус Г.П. Авіаційна метеорологія. - Навчальний посібник. Київ, 1996. - 87 с.
8. Івус Г.П., Боровська Г.О. Практикум з авіаційної метеорології. – Одеса: «Екологія», 2006. – 217 с.
8. Івус Г.П. Практикум зі спеціалізованих прогнозів погоди. – Одеса: „Екологія”, 2007. – 321 с.
9. Наставление по метеорологическому обслуживанию гражданской авиации России (ПМО ГА-95). – Москва, 1995. – 156 с.
10. Правила метеорологічного забезпечення авіації. – Київ, 2005. – 86 с.
11. Практикум з синоптичної метеорології /Під редакцією Івус Г.П., Іванової С.М.– Одеса, 2004. – 419 с.
12. Руководство по прогнозированию метеорологических условий для авиации /Под ред. Абрамович К.Г., Васильева А.А. – Л.: Гидрометеиздат, 1985. - 301 с.
13. Сборник международных метеорологических кодов. - М.: Росгидромет, 1992. - 109 с.

### Додаткова

14. Івус Г.П., Боровська Г.О. Аналіз і прогноз НГЯ для обслуговування авіації. Метод. вказівки - Одеса, ОГМІ, 1997. - 82 с.
15. Баранов А.М. Облака и безопасность полётов. – Л.: Гидрометеиздат, 1983. - 231 с.

16. Богаткин О.Г. Учебный авиационный метеорологический атлас. – Л.: Гидрометеиздат, 1990.- 254 с.
17. Дорофеев В.В. Оперативные параметры наклонной видимости в сложных метеорологических условиях. - Метеорология и гидрология. – 2004. - Вып. 3. - С. 75 - 82.
18. Ермаков А.И. Особенности метеорологического обеспечения полётов на междунароных линиях. - М.: Зенит, 1993. - 225 с.
19. Ивус Г.П., Якимов Э.В. Организация и метеорологическое обеспечение полётов самолётов. Метод. указания. - Одесса, ОГМИ, 1992. - 20 с.
20. Кароль И.Л. Влияние полётов транспортной авиации мира на озоносферу и климат. - Метеорология и гидрология. – 2000. - Вып. 7. - С. 17-32.
21. Решетов Г.Д. Прогноз града для обеспечения безопасности полётов. - Труды Гидрометцентра СССР. – 1978. - Вып. 201. - С. 3 - 28.
22. Руководство по краткосрочным прогнозам погоды, Ч. 1. – Л.: Гидрометеиздат, 1986. - 702 с.
23. Руководство по производству наблюдений и применению информации с радиолокаторов МРЛ-1 и МРЛ-2. – Л.: Гидрометеиздат, 1974. - 334 с.
24. 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.
25. 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.



## Предметний покажчик

<p style="text-align: center;"><b>А</b></p> <p>Адвективний туман 94 Аеродинаміка 14 Аерокліматологія 176</p> <p style="text-align: center;"><b>Б</b></p> <p>Барометрична похибка 37 Блискавка 133 Бовтанка 48</p> <p style="text-align: center;"><b>В</b></p> <p>Висотно-фронтальна зона 62</p> <p style="text-align: center;"><b>Г</b></p> <p>Геометрична висота 35 Годинна витрата палива 27 Гроза 132</p> <p style="text-align: center;"><b>Д</b></p> <p>Динамічна стеля 87 Динамічний тиск 38 Довжина пробігу літака 54 Довжина розбігу літака 53</p> <p style="text-align: center;"><b>Е</b></p> <p>Еквівалентний вітер 45 Електризація літака 146</p> <p style="text-align: center;"><b>З</b></p> <p>Звуковий удар 89 Зсув вітру 41</p> <p style="text-align: center;"><b>І</b></p> <p>Імла 122</p> <p style="text-align: center;"><b>К</b></p> <p>Коефіцієнт намерзання 72 Конус збурення 89 Кут атаки 15</p> <p style="text-align: center;"><b>Л</b></p> <p>Лобовий опір 16</p>	<p style="text-align: center;"><b>М</b></p> <p>Метеорологічна дальність видимості 109</p> <p style="text-align: center;"><b>Н</b></p> <p>Навігаційний трикутник швидкостей 43</p> <p style="text-align: center;"><b>О</b></p> <p>Обледеніння 68 Ортодомія 46</p> <p style="text-align: center;"><b>П</b></p> <p>Питома витрата палива 27 Польотна видимість 110 Поляра крила 16 Путьовий кут 43</p> <p style="text-align: center;"><b>Р</b></p> <p>Радіаційний туман 93</p> <p style="text-align: center;"><b>С</b></p> <p>Серпанок 93 Смерч 136 Стандартна атмосфера 10 Статична стеля 87 Стеля літака 29 Стратосфера 178 Струминні течії 46</p> <p style="text-align: center;"><b>Т</b></p> <p>Тропопауза 177 Турбулентність ясного неба 51</p> <p style="text-align: center;"><b>Ш</b></p> <p>Шквал 136 Швидкопідйомність 29</p> <p style="text-align: center;"><b>Х</b></p> <p>Хорда крила 14</p> <p style="text-align: center;"><b>Ч</b></p> <p>Число Маха 84</p>
---	--

Навчальне видання

**Івус Галина Петрівна**  
**Семергей-Чумаченко Аліна Борисівна**

**АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ  
ТА КЛІМАТОЛОГІЯ**

Конспект лекцій

Підп. до друку	Формат	60×84/16	Папір
Умовн. друк. арк.	Тираж	50	Зам. №

Надруковано з готового оригінал-макета

---

Одеський державний екологічний університет  
65016, Одеса, вул.Львівська, 15

---