

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ОДЕСЬКИЙ ДЕРЖАВНИЙ ЕКОЛОГІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

ІВУС Г. П., СЕМЕРГЕЙ-ЧУМАЧЕНКО А. Б.

АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ

Конспект лекцій

Одеса
Одеський державний екологічний університет
2019

УДК 551.509

I 17

Рекомендовано методичною радою Одеського державного екологічного університету Міністерства освіти і науки України як конспект лекцій (протокол № 10 від 04.07.2019 р)

Івус Г. П., Семергей-Чумаченко А. Б.

Авіаційна метеорологія: конспект лекцій. Одеса, Одеський державний екологічний університет, 2019. 136 с.

В конспекті лекцій викладені теоретичні питання авіаційної метеорології, розглянуті практичні заходи, необхідні для якісного проведення метеорологічного обслуговування польотів з метою підвищення безпеки, регулярності та економічної ефективності повітряних перевезень.

Конспект лекцій складається з трьох частин відповідно зі структурою викладання лекційного курсу і призначений для студентів денної та заочної форми навчання. Може служити практичним посібником для спеціалістів служби погоди.

ISBN 978-966-186-040-6

© Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б., 2019
© Одеський державний екологічний університет, 2020

ЗМІСТ

Передмова	5
Вступ.....	7
Частина I (ЗМ-Л1).....	9
Суб'єкти цивільної авіації та метеорологічне обслуговування її роботи	9
1 Основні суб'єкти цивільної авіації.....	9
1.1 Основні групи та марки сучасних літальних апаратів.....	9
1.2 Літаки та гелікоптери, конструкція і класифікація.....	16
1.2.1 Головні елементи літальних апаратів	16
1.2.2 Класифікація літаків	18
1.2.3 Класифікація гелікоптерів	19
1.3 Аеродроми	21
1.3.1 Класифікація аеродромів	21
1.3.2 Складові частини аеродромів	24
2 Системи забезпечення безпеки польотів	27
2.1 Організація системи керування повітряним рухом та її роль при забезпеченні безпеки польотів.....	27
2.2 Класифікація польотів.....	31
2.3 Організація польотів в цивільній авіації	34
2.4 Ешелонування літаків на повітряних трасах.....	35
2.5 Системи посадок.....	39
2.5.1 Радіотехнічна та радіолокаційна посадкові системи.....	39
2.5.2 Оптична система посадки	42
2.6 Мінімуми погоди	43
2.7 Структура та основні задачі метеорологічних органів, що обслуговують цивільну авіацію	48
2.8 Аеродроми та навколишнє середовище	53
2.9 Орнітологічне обслуговування	54
Частина II (ЗМ-Л2).....	59
Вплив фізичного стану атмосфери на льотно-технічні характеристики.....	59
3 Вплив фізичного стану атмосфери на характеристики польоту літака	59
3.1 Стандартна атмосфера.....	59
3.2 Причини виникнення підйимальної сили.....	62
3.3 Залежність сили тяги турбогвинтового двигуна від фізичного стану атмосфери	68
3.4 Вплив фізичного стану атмосфери на витрату палива	73
3.5 Вплив температури повітря на стелю літака.....	74
3.6 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйом повітряних суден	76
3.7 Вплив температури та тиску повітря на зліт та посадку	77
3.8 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів	80
3.8.1 Способи вимірювання висоти польоту.	80
3.8.2 Вплив метеорологічних умов на показання барометричного висотоміру	81

3.8.3 Вплив густини та температури повітря на показання показника повітряної швидкості	82
4 Вплив вітру на польоти повітряних суден.....	84
4.1 Вплив вітру на зліт, посадку та на політ літака	84
4.2 Вплив вертикального зсуву вітру в найнижчому шарі атмосфери на зліт та посадку літаків	85
4.3 Вплив вітру на путьову швидкість та напрям руху літака при горизонтальному польоті.....	87
4.4 Еквівалентний вітер.....	89
4.5 Струминні течії в атмосфері та їх аеронавігаційне значення.....	89
Частина III (ЗМ-ЛЗ)	91
Умови утворення та прогноз метеорологічних явищ, що небезпечні для польотів повітряних суден	91
5 Прогноз турбулентності та обледеніння.....	91
5.1 Атмосферна турбулентність і польоти повітряних суден	91
5.1.1 Загальна інформація про турбулентність в атмосфері	91
5.1.2 Вплив бовтанки на політ літака.....	92
5.1.3 Оцінка інтенсивності бовтанки	93
5.1.4 Турбулентність ясного неба	94
5.1.5 Турбулентність у хмарах	96
5.1.6 Бовтанка літаків на атмосферних фронтах	98
5.1.7 Турбулентність у зоні тропопаузи	99
5.1.8 Орографічна бовтанка.....	99
5.1.9 Прогноз турбулентності в нижньому шарі атмосфери	102
5.1.10 Прогноз бовтанки літаків.....	103
5.2 Обледеніння літаків та його вплив на польоти	107
5.2.1 Причини обледеніння повітряних суден.....	107
5.2.2 Метеорологічні і синоптичні умови обледеніння	109
5.2.3 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака	111
6 Прогноз туманів	115
6.1 Умови формування різних видів туманів	115
6.2 Прогноз радіаційного туману	117
6.3 Прогноз адвективного туману	121
7 Вплив погодних явищ на політ літака.....	126
7.1 Електризація та її вплив на експлуатацію повітряного судна.....	126
7.1.1 Метеорологічні і синоптичні умови електризації літаків	126
7.1.2 Прогноз зон можливої поразки літаків електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах	127
7.2 Умови польотів в зоні грозової діяльності.....	128
7.3 Вплив опадів та пилових бур на роботу авіаційної техніки	132
Перелік посилань	135

ПЕРЕДМОВА

Метеорологічне обслуговування авіації є однією із найважливіших задач Гідрометеорологічної служби. В процесі розвитку авіаційної техніки вимоги до метеорологічного обслуговування 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. Отже, авіація залишається найбільш вимогливим користувачем метеорологічної інформації.

Дисципліна *«Авіаційна метеорологія»* належить до циклу професійно-орієнтованих дисциплін підготовки студентів рівня вищої освіти "бакалавр", з напрямку «Гідрометеорологія» 6.040105 відноситься до вибіркової частини професійно-практичного циклу ОПП.

Мета дисципліни - підготовка фахівців, які володіють глибокими теоретичними знаннями та практичними навиками, що необхідні для якісного проведення метеорологічного забезпечення польотів з метою підвищення безпеки, регулярності та економічної ефективності повітряних перевезень.

Завданням дисципліни *«Авіаційна метеорологія»* є засвоєння вивчення питань впливу метеорологічних умов на діяльність авіації, знайомство з теоретичними та методичними основами метеорологічного забезпечення польотів

Вивчення дисципліни *«Авіаційна метеорологія»* базується на знаннях студентів, які отримані внаслідок вивчення курсів фізики атмосфери, синоптичної метеорології, динамічної метеорології.

Після освоєння цієї дисципліни студент повинен:

Знати:

- задачі авіаційної метеорології та їх зв'язок з потребами практики;
- основні льотно-технічні характеристики повітряних суден сучасної цивільної авіації та їх залежність від стану атмосфери;
- умови польотів на різних висотах та в різних географічних районах;
- порядок метеорологічного забезпечення цивільної авіації та регламентуючі документи.
- причини утворення небезпечних для польотів погодніх явищ;
- методика складання авіаційних прогнозів.

Вміти:

- грамотно аналізувати аеросиноптичні матеріали та проводити оперативний аналіз впливу атмосферних процесів на роботу авіаційної техніки;
- розробляти оперативну метеорологічну документацію;
- оцінювати можливість виникнення складних метеорологічних умов та небезпечних для авіації атмосферних явищ;

- добре орієнтуватися в особливостях метеорологічного забезпечення польотів авіації різного застосування.

Знання, що отримані в результаті вивчення дисципліни будуть використовуватися при створенні бакалаврської кваліфікаційної роботи, при навчанні на рівні вищої освіти «магістр».

При підготовці конспекту лекцій з курсів «Авіаційної метеорології» автори виходили в своїй роботі із того, що покращення підготовки спеціалістів в галузі авіаційної метеорології повинно базуватися на глибокому вивченні атмосферних процесів та явищ, які формують небезпечні метеорологічні умови діяльності авіації.

Автори рукопису залучали до створення конспекту лекцій найсучасніші відомості в області авіаційної метеорології з тим, щоб сприяти розвитку творчих здібностей студентів-метеорологів.

ВСТУП

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

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

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

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

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

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

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

Основні етапи розвитку авіаційної метеорології:

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

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

метеорологічних умов польоту на великих висотах та дала технічні засоби для її вирішення.

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

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

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

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

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

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

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

Частина I (ЗМ-Л1)

СУБ'ЄКТИ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ ТА МЕТЕОРОЛОГІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ЇЇ РОБОТИ

1 ОСНОВНІ СУБ'ЄКТИ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

1.1 Основні групи та марки сучасних літальних апаратів

Літальний апарат (ЛА) – це пристрій для польотів в атмосфері або космічному просторі.

Види літальних апаратів:

- Пілотні та безпілотні;
- Одно- і багаторазового використання;
- Науково-дослідні, пасажирські вантажні, сільськогосподарські, військові, спортивні;

Аеростатичний ЛА – у якого піднімальна сила утворюється внаслідок різниці щільності атмосферного газу і газу, що наповнює оболонку (напр. аеростат, дирижабль);

Аеродинамічний ЛА – піднімальна сила створюється крилом (літак, планер, екраноплан) чи несучим гвинтом (вертоліт, автожир, гвинтокрил).

Всі літальні апарати підрозділяються на 3 групи (рис.1.1):

Перша (основна), до якої належать апарати, в яких піднімальна сила створюється нерухомо розташованим відносно апарата крилом (планери, літаки і літаки-снаряди).

Друга – безкрилі керовані реактивні снаряди-ракети. Вони майже весь політ здійснюють за інерцією (закон вільно кинутого тіла) за винятком невеликої ділянки (чи ділянок) траєкторії з працюючим двигуном. Цю ділянку називають активною.

Третя – гвинтоносійні апарати (вертольоти, автожири), підіймальна сила в яких утворюється внаслідок обертання несучого гвинта.

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

Літак (застар. *Аероплан*) — літальний апарат важчий за повітря для польотів в атмосфері за допомогою двигуна та нерухомих крил (крила). Літак здатний переміщуватися з високою швидкістю (летіти), використовуючи підіймальну силу крила і тягу двигуна. Нерухоме крило відрізняє літак від **махольота**, а наявність двигуна — від **планера**.

Вертоліт або **гелікоптер** (фр. *hélicoptère* — від грец. ἑλίξ, «гелікс» (род. відм. ἑλικος, «гелікос») - «гвинтова лінія» + грец. πτερόν, «птерон» - «крило»)

літальний апарат, важчий за повітря. Підйом і переміщення в повітрі забезпечується гвинтом, що обертається в горизонтальній площині. Переміщення забезпечується нахилом у відповідному напрямку несучого гвинта. Оскільки гвинт, обертаючись, створює значний обертальний момент, цей момент необхідно компенсувати.

Перша група



Друга група



Третя група

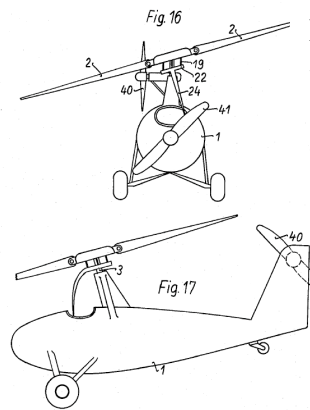


Рис. 1.1. Приклади літальних апаратів різних груп

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

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

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



КаСКР-1
«Красный инженер»

Современный лёгкий автожир
Arrow-Copter AC-10



Рис. 1.2. Приклади автожирів

Літаковий парк планети наближається до 25 тисяч одиниць. На початку 90-х років 45 % усіх авіаперевезень приходить на Боїнг (Boeing-727, 737); Дуглас DS-9; Мак-Дональд MD-80. На 2004 р. лідерами авіаперевезень є Boeing і Airbus (34 і 26 %, відповідно), германський Bombardier (14 %) та бразильський Embraer (3 %). Частка авіавиробників з країн СНД становить 0,7 %.

В 2013 р. було зареєстроване у світі 18202 літака, на 31.12.2016 - 26500, та очікується зростання світового повітряного пасажирського флоту кількості до 37207 і 41800 у 2031 та 2041 р. Найбільший внесок у збільшення повітряного флоту внесе КНР, якій потрібно майже 5000 нових літаків. Витрати Китаю оцінюються в 563 млрд дол.

Згідно з даними онлайн-сервісів <https://www.flightradar24.com> та <http://www.radarvirtuel.com> за добу 29 червня 2018 р. (рис. 1.3) у повітряному просторі вперше перебувало понад 20 тисяч лайнерів, а саме - 202 157 літаків за добу. Одночасно в цей день в небі було зафіксовано 19 тисяч лайнерів, хоча в середньому ця оцінка не перевищує 11 тисяч.

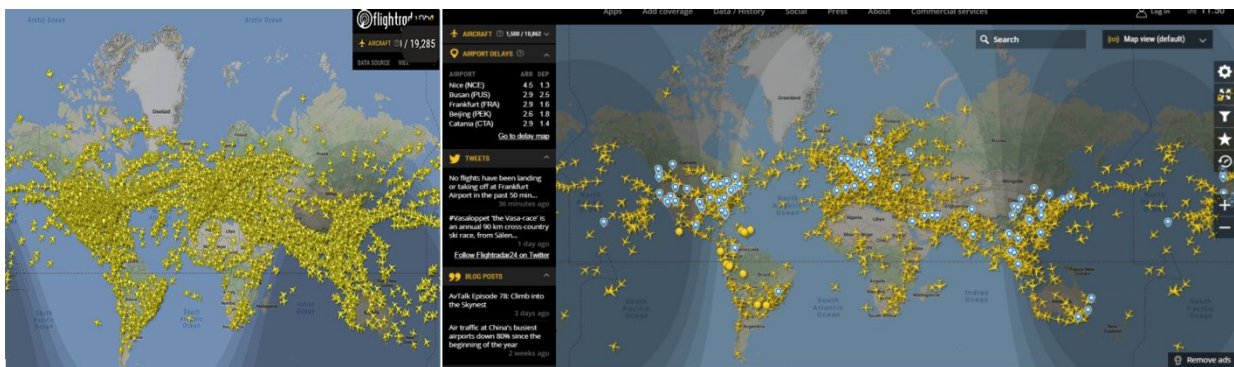


Рис. 1.3. Авіаційні перевезення 29.08.18 та 10.09.19 рр.

Найбільш перевантаженим було повітряний простір над США, Європою, Індією, Середнім Сходом і Південно-Східною Азією. Найменше літаків здійснювало переліт над західним Китаєм, Росією, північній

Скандинавією, центральної Африкою і західної Австралією. Над Лівією наважився пролетіти всього один пілот.

Згідно прогнозу Міжнародної асоціації повітряного транспорту (ІАТА), в 2020 році світова авіаційна галузь отримає чистий прибуток у розмірі \$ 29,3 млрд, що вище очікуваного чистого прибутку 2019 року - \$ 25,9 млрд. <https://www.aex.ru/docs/2/2019/12/16/2992/>

На **2004 р.** лідерами авіаперевезень є **Boeing** і **Airbus** (34 і 26 %, відповідно), канадський **Bombardier** (14 %) та бразильський **Embraer** (3 %). Частка авіавиробників з країн СНД складає 0,7 % (**Ту, Іл, Як, Ан**).

- **Найбільші світові виробники авіатехніки у 2019 р.**
- європейський Airbus <https://www.airbus.com/>
- американський Boeing [Boeing: The Boeing Company](https://www.boeing.com/)
- канадський Bombardier <https://www.bombardier.com/>
- бразильський Embraer <https://embraer.com/global/en>

Україна належить до небагатьох країн світу, що володіють повним циклом (макротехнологією) створення авіаційної техніки, і займає провідне місце на світовому ринку в секторі транспортної та регіональної пасажирської авіації. За рівнем розвитку літакобудування Україна належить до найбільш розвинутих держав. Таку промисловість мають п'ять-шість держав, які застосовують високі технології. Виробництво великих пасажирських літаків взагалі освоїли всього кілька держав. Найбільші літаки - аеробуси: вони вміщають близько 300 пасажирів. Їх випускають компанії [«Airbus»](https://www.airbus.com/) (Євросоюз) і [«Boeing»](https://www.boeing.com/) (США). Літаки, розраховані на меншу кількість пасажирів, виробляються в країнах ЄС (компанії [«ATR»](https://www.ATR.com/) і [«Saab AB»](https://www.saab.com/)), в Канаді ([«Bombardier»](https://www.bombardier.com/)), в Бразилії ([«Embraer»](https://embraer.com/global/en)), в Ірані (HESA) і в Україні — на Харківському авіазаводі і на київському «Антонові». Зайнятися пасажирським авіабудуванням збирається Китай - там колосальна потреба в цьому виді авіатехніки. Деякі моделі літаків типу Ан випереджають аналогічні світові зразки на три — чотири роки. Літакобудування є однією з найбільш прибуткових і в той же час найбільш капіталоемних галузей машинобудування.

В **2010–2012** підприємствами авіабудування виготовлено та передано замовникам 19 літаків.

Галузь нараховує понад 60 підприємств, на які припадає близько 25 відсотків зайнятих у [машинобудуванні в Україні](#). Основу галузі становлять п'ять великих підприємств, на яких зосереджено дві третини працівників галузі. Потенціал авіаційної промисловості дає змогу збільшувати обсяги розроблень і виробництва авіаційної техніки, зокрема:

- регіональні пасажирські та транспортні літаки,
- авіаційні двигуни та агрегати,

- бортове радіоелектронне обладнання, орієнтоване на використання супутникових систем зв'язку, навігації та спостережень,
- вертольоти та літальні апарати малої авіації, зокрема безпілотні.
- До перспективних розробок галузі можна віднести:
- літаки типу [Ан-74](#), [Ан-38](#), [Ан-70](#), [Ан-124](#), [Ан-140](#), [Ан-148](#), [Ан-178](#), [Ан-225](#) та їх модифікації,
- серійне виробництво двигунів [Д-27](#), [Д-18Т](#) четвертої серії, [АІ-450](#), [АІ-222-25](#), [ВК-2500](#),
- український гвинтокрил.

Авіабудівні компанії і підприємства України

Надлегка авіація - [Аерос](#) [Аеропракт](#)

Авіаційні заводи [Державне підприємство «Антонов»](#)

- [Серійний завод «Антонов»](#)
- [Державне підприємство «Завод 410 цивільної авіації»](#)
- [Харківське державне авіаційне виробниче підприємство](#)

Авіаремонтні заводи

- [Вінницький авіаційний завод](#)
- [Євпаторійський авіаційний ремонтний завод](#)
- [Запорізький державний авіаційний ремонтний завод «МіГремонт»](#)
- [Конотопський авіаремонтний завод «Авіакон»](#)
- [Львівський державний авіаційно-ремонтний завод](#)
- [Луцький ремонтний завод «Мотор»](#)
- [Луганський авіаційний ремонтний завод](#)
- [Миколаївський авіаремонтний завод «НАРП»](#)
- [Одеський авіаційний завод](#)
- [Чугуївський авіаційний ремонтний завод](#)

Виробники гелікоптерів

- [Авіаімпекс](#) (рис. 1.4)
- [Авіакон](#)
- [Авіант](#)
- [Аерокоптер](#)
- [ВіАЗ](#)
- [Горизонт-12](#)
- [Закарпатський машинобудівний завод](#)
- [Мотор Січ](#)
- [Софтекс-Аеро](#)
- [Вібстон Аеро](#)



Рис. 1.4. Українські гелікоптери

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

Олég Костянтинович Антонов (25 січня (7 лютого) 1906, с. Троїці (нині Подольського району Московської області) - 4 квітня 1984, Київ) — радянський літакобудівельник російського походження, один із провідних авіаконструкторів СРСР. Доктор технічних наук, академік АН УРСР і АН СРСР, Герой Соціалістичної Праці.



Таблиця 1.1 - Перелік основних літаків бюро Антонова (АН)

Марка	Коротка характеристика	Рік	Запуск у серію
АН-2	Легкий багатоцільовий літак	1946	31 серпня 1947
АН-3	Легкий багатоцільовий літак	1967	13 травня 1980
АН-4	Легкий транспортний літак	1950	31 липня 1951
АН-6	Висотний погодні розвідник	1948	21 березня 1948
АН-8	Військово-транспортний літак	1954	11 лютого 1956
АН-10 «Україна»	Середньоміагістральний пасажирський літак	1955	7 березня 1957
АН-12	Транспортний літак	1955	16 грудня 1957
АН-14 «Бджілка»	Транспортний літак	1950	14 березня 1958
АН-22 «Антей»	Транспортний літак	1960	27 лютого 1965
АН-24	Пасажирський турбогвинтовий літак	1958	20 жовтня 1957
АН-26	Військово-транспортний літак	1964	21 травня 1969
АН-28	Пасажирський літак	1968	29 січня 1973
АН-30	Літак повітряного спостереження та аерофотозйомки	1964	21 серпня 1967
АН-32	Багатоцільовий транспортний літак	1975	9 липня 1976
АН-34	Транспортний літак	1961	4 вересня 1961
АН-38	Пасажирський літак	1989	23 червня 1994
АН-70	Військово-транспортний літак	1987	16 грудня 1994

Ан-71	Літак авіаційного комплексу радіовиявлення і наведення	1983	12 липня 1985
Ан-72	Багатоцільовий транспортний літак	1976	31 серпня 1977
Ан-74	Транспортний літак	1980	29 вересня 1983
Ан-124 «Руслан»	Найбільший серійний вантажний літак у світі	1971	24 грудня 1982
Ан-132	легкий турбогвинтовий багатоцільовий транспортний літак	2016	31 березня 2017
Ан-140	Вантажопасажирський літак	1993	17 вересня 1997
Ан-148	Близькомагістральний пасажирський літак	2001	17 грудня 2004
Ан-158	Близькомагістральний пасажирський літак	2010	28 квітня 2010
Ан-178	Військово-транспортний літак	2015	7 травня 2015
Ан-180	Середньомагістральний пасажирський літак	1991	Програма заморожена
Ан-188	Середній військовий транспортний літак		
Виріб-181	Експериментальний зразок з крилом арконого типу	1991	Не злетів
Ан-218	Широкофюзеляжний пасажирський літак	1991	Програма заморожена
Ан-318	Широкофюзеляжний пасажирський літак	1990-ті	Програма заморожена
Ан-418	Широкофюзеляжний пасажирський літак	1990-ті	Програма заморожена
Ан-225 «Мрія»	Найбільший, найважчий і найбільш вантажопідйомний літак у світі з будь-коли побудованих	1984	21 грудня 1988

Координацію питань в області цивільної авіації на міжнародному рівні здійснює Міжнародна Організація Цивільної Авіації.

Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) (англ. *International Civil Aviation Organization, ICAO*) - заснована відповідно до Чиказької конвенції про цивільну авіацію 1944 року, є спеціалізованою установою ООН, що займається організацією і координацією міжнародного співробітництва держав у всіх аспектах діяльності цивільної авіації. Учасниками ІКАО є близько 190 держав, у тому числі на основі правонаступництва й Україна. СРСР вступив в ІКАО 10 листопада 1970 року. Штаб-квартира розташована в місті Монреаль (Канада).



Рис. 1.5. Система кодів ІКАО для аеродромів

В ІКАО та [IATA](#) є власна система кодів для аеропортів і авіакомпаній. ІКАО використовує чотирибуквеними коди аеропортів і трибуквенні коди авіакомпаній.

1.2 Літаки та гелікоптери, конструкція і класифікація

1.2.1 Головні елементи літальних апаратів

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

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

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

Головні елементи літаків і гелікоптерів (рис. 1.6):

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

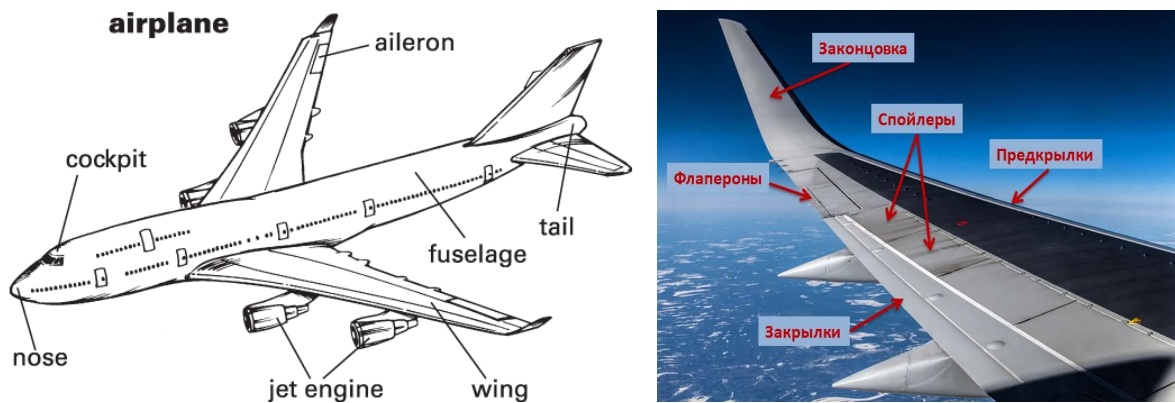


Рис. 1.6. Основні елементи літака

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

Передня частина фюзеляжу – «ліхтар» – місце розташування екіпажу. До фюзеляжу кріпляться крила, шасі та, іноді, силові установки. Фюзеляж повинен забезпечувати міцність твердої конструкції при мінімальній масі,

а також повинен мати мінімальний аеродинамічний опір і бути зручним для розміщення екіпажу і пасажирів. Фюзеляж повинен бути зручним для експлуатації та ремонту. До фюзеляжу гелікоптера кріпляться шасі, рами двигунів і несучі гвинти.

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

Вимоги до крил:

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

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

Несучий гвинт – заміняє гелікоптеру крило і тягнучий гвинт. У залежності від нахилу тяги несучого гвинта гелікоптер може переміщатися у різних напрямках. Тут може виникнути авторотація обертання несучого гвинта під впливом несучого потоку, що дає можливість уникнути падіння при аварії.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

1.2.2 Класифікація літаків

Літаки можуть бути класифіковані як мінімум за шістьма позиціями:

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

I. За числом крил літаки поділяються:

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

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

II. За розташуванням крил виділяють три типи літаків:

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

III. За типом фюзеляжу:

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

IV. За типом шасі:

1. сухопутні – колеса, лижі, гусениці;
2. гідролітаки - поплавки;
3. амфібії
- 4. універсальні, на повітряної подушці.

V. За типом та числом двигунів:

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

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

VI. За типу та розташуванню оперення:

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

1.2.3 Класифікація гелікоптерів

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

Таким чином, розрізняють шість видів вертольотів (рис. 1.7):

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

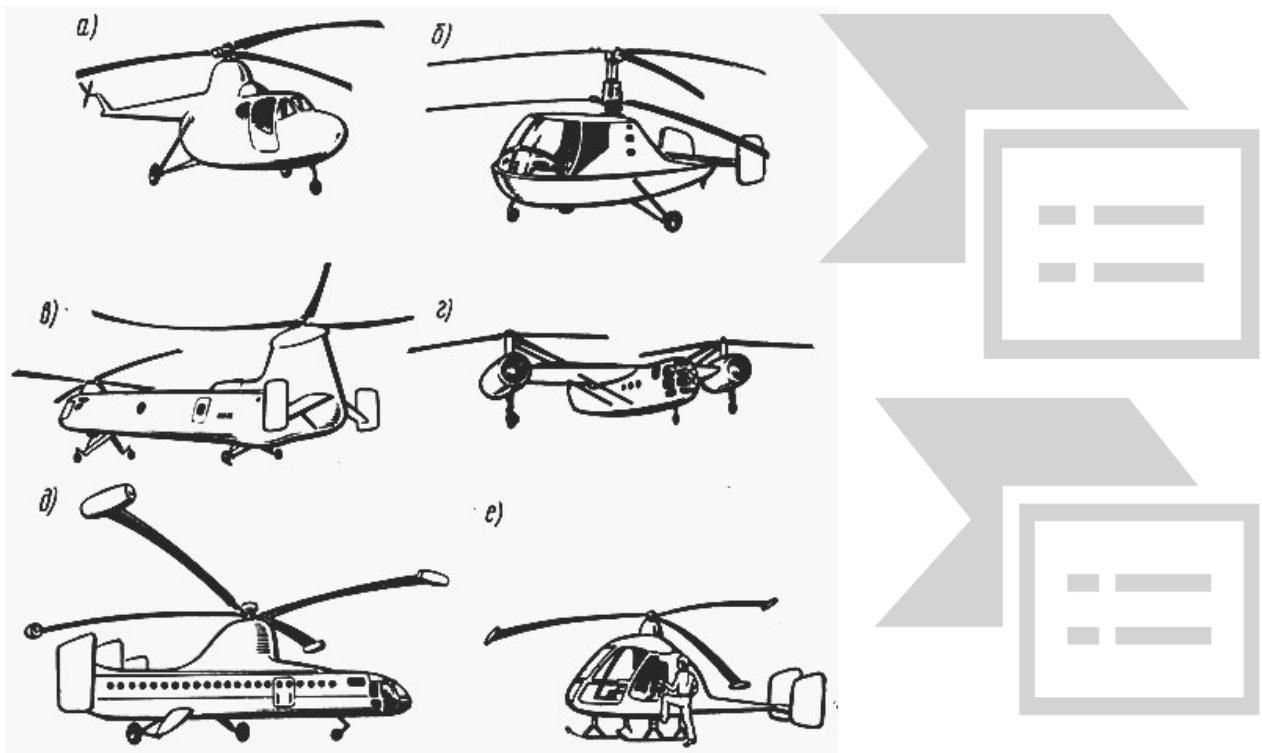


Рис. 1.7. Основні схеми гелікоптерів

I тип – це найбільш розповсюджена схема гелікоптерів. Вона була запропонована академіком Юр'євим Б.Н. ще у 1910 р. Та реалізована у 1924 р. Представник – система Міля М.Л. (МІ-2, МІ-4, МІ-6, МІ-8, МІ-16, МІ-24 та інші). Вона виробляється з 1951 р. і є самою поширеною в СНД.

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

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

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

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

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

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

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

Основні характеристики гелікоптера:

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

Наприклад, за останньою характеристикою гелікоптери розрізняються таким чином: МІ-2 – 3 м/с, МІ-4 – 5 м/с, МІ-6 та МІ-8–10 м/с.

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

За злітною масою літаки діляться на:

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

За злітною масою гелікоптери діляться на:

5. гелікоптери, злітна маса яких перевищує 10 тон (МІ-8, МІ-6);
6. гелікоптери, злітна маса яких складає від 5 до 10 тон (МІ-4);
7. гелікоптери, злітна маса яких складає від 2 до 5 тон (МІ-2, КА-26);

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

За тривалістю польоту ПС поділяються на:

1. далекомагістральні – з тривалістю більш ніж 6000 км (ІЛ-96);
2. середньомагістральні – від 2500 до 6000 км (ІЛ-86, ІЛ-62, ТУ-154);
3. близькомагістральні – від 1000 до 2500 км (ЯК-40);
4. місцеві повітряні лінії – менше ніж 1000 км (АН-24).

В 2018 р. Інститут автоматизації Шеньяна при Академії наук Китаю представив перший безпілотний гелікоптер.

1.3 Аеродроми

1.3.1 Класифікація аеродромів

Аеродром – земельна або водяна ділянка, спеціально обладнана для зльоту, посадки, стоянки та обслуговування повітряних суден.

Летовища бувають військові і цивільні, поділяються на постійні і польові (тимчасові), за технічними характеристиками льотних смуг - на класи.

Цивільні (для перевезення цивільних пасажирів і вантажів, входять до складу аеропортів):

- трасові - для виконання авіаційних рейсів;
- навчальні - для навчання і тренування курсантів льотних училищ;
- заводські - для випробування повітряних суден після ремонту на авіаремонтних заводах;
- для виконання авіаційних робіт.

Експериментальні - для випробування авіаційної техніки на авіаційних заводах і полігонах.

Державні аеродроми:

- військові (для вирішення завдань оборонного характеру, несення бойового чергування, перекидання військ тощо)
- навчальні (для навчання льотного, штурманського і технічного складу військової авіації)
- спортивні (для навчально-тренувальних і показових польотів на літаках, вертольотах, дельтапланах, планерах, парапланах, виконання парашютних стрибків)

Також існують **приватні аеродроми і льотні поля.**

На цивільних аеродромах дислокуються (базуються) цивільні авіапідприємства (авіакомпанії), на військових - військові частини Міністерства Оборони та інших силових відомств, на експериментальних аеродромах - організації, що здійснюють випробування авіатехніки (льотно-випробувальні станції авіазаводів,

науково-дослідні установи різних відомств - як цивільних, так і військових), на навчальних - літні та авіаційно-технічні училища (цивільні або військові), на спортивних – авіаційні спортклуби і подібні організації. Існує низка аеродромів спільного базування, на яких поряд з цивільною авіацією, розміщується і військова.

У деяких країнах, для позначення військових аеродромів нерідко застосовується термін **авіабаза**, запозичений з англійської мови (**air base**), де він активно використовується (особливо в США).

Аеродроми **цивільної авіації** класифікуються за наступними основними ознаками:

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

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

II. За характером використання:

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

III. За призначенням:

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

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

1. базові;
2. проміжні;
3. аеродроми вильоту;
4. аеродроми призначення;
5. запасні.

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

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

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

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

V. *За висотою над рівнем моря:*

1. гірські;
2. рівнинні.

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

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

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

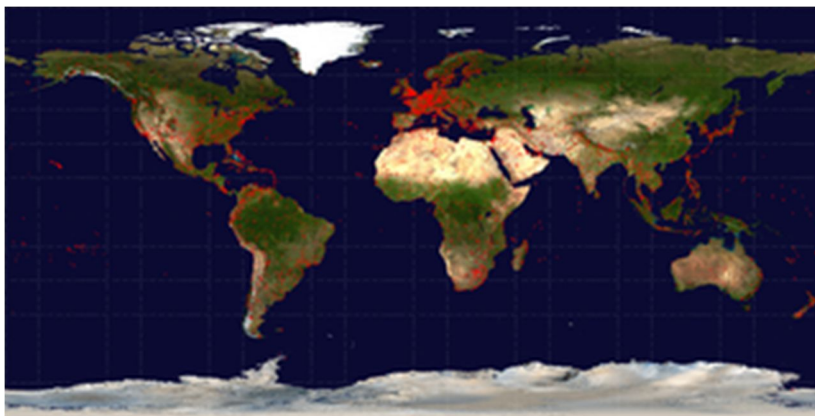


Рис. 1.8. Розподіл аеропортів у світі станом на 2008 р.

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

Згідно ІСАО (Annex 14) кожному цивільному аеродрому надається код, що складається з двох показників: цифра індексу довжини ЗПС та літера індексу ширини ЗПС (згідно розмаху крил та ширини бази зовнішнього головного шасі (*outer main gear wheel span*)).

Київ (Бориспіль) – клас А, індекс 6, 4Е

Одеса – клас В, індекс 6, 4С

Львів - клас В, індекс 6, 4D

<https://web.archive.org/web/20170211082641/http://www.avia.gov.ua/uploads/documents/11320.pdf>

Індекс довжини ЗПС:

Цифра коду	Референтна довжина ЗПС	Типове ПС
1	< 800 м	De Havilland Canada DHC-6/Piper PA-31
2	800 м, але < 1200 м	ATR42/Bombardier Dash 8 Q300
3	1200 м, але < 1800 м	Saab 340/Bombardier Regional Jet CRJ-200
4	> 1800 м	Boeing 737-700/Airbus A-320

Індекс ширини ЗПС:

Літера коду	Розмах крил	Ширина бази шасі	Типове ПС
A	< 15 м	< 4,5 м	Piper PA-31/Cessna 404 titan
B	15 м, але < 24 м	4,5 м, але < 6 м	Bombardier Regional Jet CRJ-200/De Havilland DHC-6
C	24 м, але < 36 м	6 м, але < 9 м	Boeing 737-700/Airbus A-320/Embraer ERJ 190-100
D	36 м, але < 52 м	9 м, але < 14 м	B767/Airbus A-310
E	52 м, але < 65 м	9 м, але < 14 м	B777/B787 series/A330
F	65 м, але < 80 м	14 м, але < 16 м	Boeing 747-8/Airbus A-380-800

Рис. 1.9. Класи цивільних аеродромів згідно ІСАО

1.3.2 Складові частини аеродромів

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

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

- **Льотне поле** - частина території аеродрому, призначена для зльоту, посадки, рулювання, розміщення і обслуговування повітряних суден (літаків, вертольотів і планерів).
- Льотне поле включає в себе:
 - - Льотна смуга - злітно-посадкова смуга (ЗПС) з пов'язаними бічними і кінцевими смугами безпеки.
 - - Руліжні доріжки (РД), що з'єднують ВПП з пероном і торці ЗПС один з одним.
 - - Місця стоянки (МС), призначені для передпольотної обслуговування повітряних суден.
 - - Перон - місце для стоянки літальних апаратів і виконання з ними вантажно-розвантажувальних операцій. У комерційних аеропортах перон і місця стоянки ПС зазвичай суміщені, в такому випадку це також називається пероном.
 - - Майданчики для посадки вертольотів (літаків вертикального

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

До службово-технічної зони звичайно відносяться:

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

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

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

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

По вертикалі ПП ділиться на верхній і нижній.

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

Верхній простір – простір вище 6100 м.

Простір вище 16 км – поза контролю.

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

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

По горизонталі ПП над аеродромом поділяється на:

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

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

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

Мінімальні за широтою повітряні траси мають місцеві повітряні лінії.

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

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

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

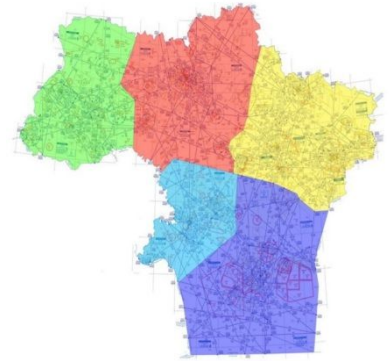
Райони аеродрому – райони у радіусі 50...100 км від аеродрому.

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

- Керування повітряним рухом у вищевказаних межах здійснюється конкретними диспетчерськими пунктами.
<https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z1571-14/print>

Структура повітряного простору України

Віртуальне повітряний простір України по горизонталі розділене на 5 районів польотної інформації (РПІ). У кожному районі є диспетчерські зони (CTR), вузлові диспетчерські райони (ТМА) та районні диспетчерські центри (АСС).



Також в структурі повітряного простору ОПР України є зони з особливими умовами польотів UK-D (перелік небезпечних зон), UK-P (заборонені зони), UK-R (зони обмеження польотів) (рис. 1.10).

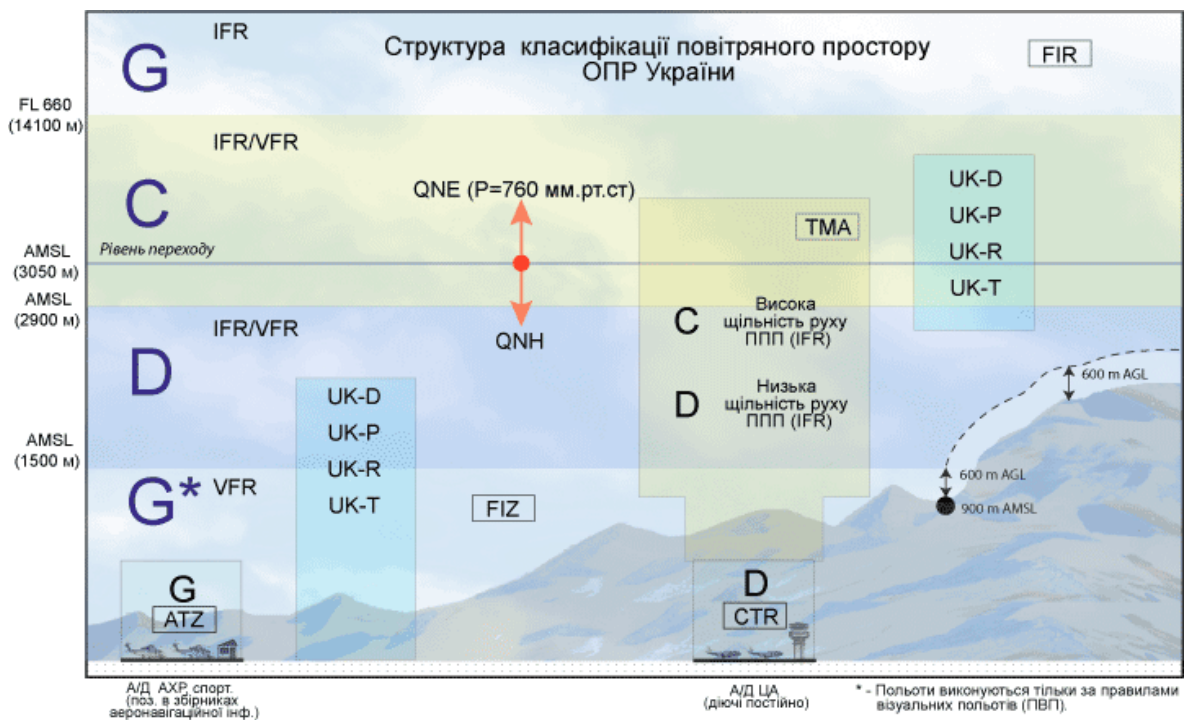


Рис. 1.10. Структура повітряного простору над Україною

Увесь повітряний простір України поділено на контрольований (класи С і D) і неконтрольований (клас G).

Обслуговування повітряного руху на цивільних аеродромах, що належать державним органам, органам місцевого самоврядування, суб'єктам авіаційної діяльності, здійснюється в порядку, встановленому уповноваженим органом з питань цивільної авіації.

2 СИСТЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

2.1 Організація системи керування повітряним рухом та її роль при забезпеченні безпеки польотів

В кінці 1991 року розпалася Єдина системи управління повітряним рухом (ЄС УПР СРСР), яка була сформована за період з 1973 по 1983 рр. (1975 р.), як суміщена військово-громадянська система, що забезпечує безпечне та ефективне використання повітряного простору країни в інтересах вирішення економічних і оборонних завдань в умовах мирного і воєнного часу.

Система організації повітряного руху (ОПР) в Україні

У повітряному просторі України та у повітряному просторі над відкритим морем обслуговування повітряного руху надає Служба аеронавігаційного обслуговування, що діє у складі Украероруху (<http://uksatse.ua/>).

Службі підпорядковані об'єкти аеронавігаційного обслуговування, у складі яких є органи ОПР — аеродромні диспетчерські вишки.

В Україні є чотири районні диспетчерські центри - Київ - 2 сектори польотної інформації, Львів — 2 сектори польотної інформації, Одеса - 1 сектор та Дніпропетровськ - 1 сектор), які здійснюють:

- районне диспетчерське обслуговування,
- диспетчерське обслуговування підходу,
- польотно-інформаційне обслуговування повітряного руху,
- аварійне обслуговування повітряного руху.

Також є чотири диспетчерські органи підходу (Харків, Івано-Франківськ, Запоріжжя, Ужгород).

Аеродромне диспетчерське обслуговування в Україні здійснюється Украерорухом на 18 аеродромах України: «Вінниця», «Дніпропетровськ», «Запоріжжя», «Івано-Франківськ», «Київ» (Бориспіль), «Київ» (Жуляни), «Кіровоград», «Кривий Ріг», «Львів», «Миколаїв», «Одеса», «Полтава», «Рівне», «Суми», «Ужгород», «Харків», «Херсон», «Чернівці».

Польотно-інформаційне обслуговування повітряного руху на аеродромах (AFIS)

Польотно-інформаційне обслуговування на аеродромах [«Озерне»](#), «Тернопіль», «Черкаси» та вертодромі «Гелікоптерний майданчик Канів» (Пекарі) здійснюють органи AFIS — польотно-інформаційного обслуговування повітряного руху на аеродромах англ. (aerodrome flight information service).

- <http://uksatse.ua/index.php?act=Part&CODE=309>

Етапи становлення Украероруху

- 1992** Створення Державного підприємства обслуговування повітряного руху України.
- 1995** Завершення процесу об'єднання органів обслуговування повітряного руху (ОПР) та технічного забезпечення в єдиному підприємстві.
- 1999** Введення мережі маршрутів B-RNAV.
- 1999** Створення Об'єднаної цивільно-військової системи організації повітряного руху (ОЦВС).
- 2000** Перше видання Плану конвергенції та імплементації для України (LCIP).
- 2001** Публікація Збірника аеронавігаційної інформації (AIP) України.
- 2002** Впровадження скороченого мінімуму вертикального ешелонування (RVSM) в усьому повітряному просторі України.
- 2003** Завершення обладнання всіх районних центрів автоматизованими системами керування повітряним рухом.
- 2004** Впровадження класифікації та Правил польотів у повітряному просторі України згідно зі стандартами та рекомендованою практикою ICAO.
- 2005** Вхідження до Центральної системи організації потоків повітряного руху ЄВРОКОНТРОЛЮ.
- 2005** Завершення розроблення Регіонального плану переходу до систем CNS/ATM.
- 2006** Впровадження процедур та організація взаємодії з ЄВРОКОНТРОЛЕМ відповідно до вимог Концепції гнучкого використання повітряного простору, що впроваджена в Європейському регіоні.
- 2007** Введення у експлуатацію нових центрів КПП у Дніпропетровську та Сімферополі.
- 2007** Отримання САІ сертифіката якості ISO 9001:2000.
- 2008** Отримання сертифіката на здійснення аеронавігаційного обслуговування
- 2009** Введення в дію системи централізованого метеозабезпечення аеронавігації
- 2010** Отримання нового сертифіката провайдера та сертифіката відповідності стандарту з якості ISO 9001:2008.
- 2010** Відкриття нової аеродромно-диспетчерської вишки в Сімферополі.
- 2010** Завершення будівництва й відкриття нового офісу Украероруху в м. Борисполі.
- 2010** Започаткування обслуговування повітряного руху в повітряному просторі класу G англійською мовою в рамках підготовки до Євро-2012.
- 2011** Приєднання України до Загальноєвропейської бази даних САІ.
- 2011** Завершення модернізації автоматизованих систем мовлення метеоінформації VOLMET.
- 2011** Введення в експлуатацію нової аеродромно-диспетчерської вишки у Сімферополі.

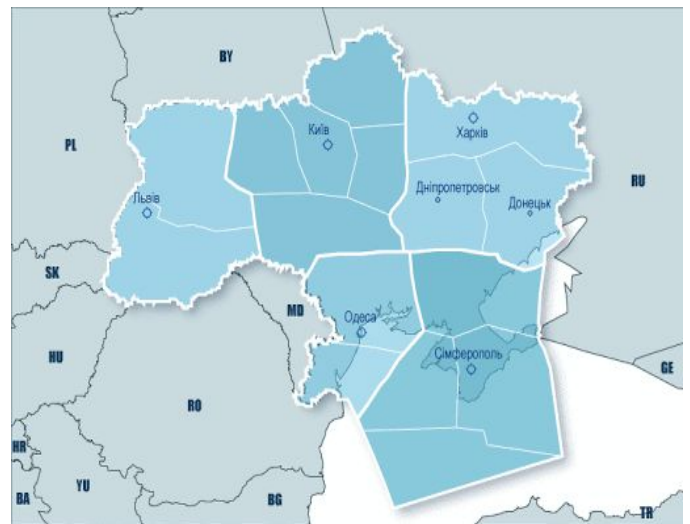
- 2012** Завершення впровадження автоматизованих систем передачі інформації в районі аеродрому (ATIS) на семи аеродромах України.
- 2012** Отримання Украерорухом сертифікату Державіаслужби України на право здійснювати професійну підготовку для отримання відповідних свідоцтв персоналу організації повітряного руху.
- 2012** Введення в експлуатацію 4-х доплерівських метеорологічних радіолокаторів (Сімферополь, Львів, Харків, Донецьк).
- 2013** Введення в експлуатацію нових центрів КПП та АДВ у Харкові.
- 2013** Введення в експлуатацію 7 нових всенаправлених радіомаяків (NDB) в РСП «Київцентраеро» та Львівському РСП.
- 2014** Проведення модернізації до твердотільної технології первинних каналів на трасових радіолокаційних комплексах.
- 2014** Створення та задіяння 3 нових радіолокаційних позицій з використанням автономних вторинних радіолокаторів типу «Корень-АС» з приймально-передавальними центрами.
- 2014** Введення в експлуатацію аеродромно-трасових радіолокаторів типу ATCR-33S/SIR-S у Харкові та Донецьку.
- 2014** Проведення модернізації АОРЛ-85 у Запорізькій службі ОПР Дніпропетровського РСП.
- 2014** Розпочато впровадження новітніх систем наземних станцій прийому даних від повітряних суден за технологією автоматизованого залежного спостереження ADS-B.
- 2014** Введення в експлуатацію 2 нових радіомаяків VOR/DME в Івано-Франківській службі ОПР та Кіровоградській службі ОПР.
- 2014** Впровадження навігації, заснованої на характеристиках (PBN).
- 2015** Початок здійснення допорогових закупівель через платформу ProZorro.
- 2015** Визнання міжнародними експертами аргументів України щодо спроможності гарантувати безпеку польотів над Чорним морем – схвалено проведений Украерорухом Аналіз безпеки польотів при забезпеченні аеронавігаційного обслуговування у повітряному просторі, що перебуває під відповідальністю України (Safety Case).
- 2016** Вихід інформаційного бюлетеня EASA з безпеки польотів з рекомендаціями авіакомпаніям щодо виконання польотів у частині міжнародного повітряного простору над Чорним морем, де відповідальність за ОПР делегована Україні.
- 2016** Введення в експлуатацію нового центру КПП у Львові.
- 2016** Перехід органів метеорологічного стеження Украероруху в оновлений формат на складання інформації SIGMET відповідно до поправки 77 до Додатку 3 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію.
- 2016** Введення в експлуатацію нової автоматизованої системи керування повітряним рухом «Роксолана» у Львові.

- 2017** Підписання угоди між Украерорухом та Польською агенцією аеронавігаційного обслуговування (PANSА) про обмін радіолокаційними даними.
- 2018** Украерорух посів 3-є місце за оцінкою зрілості системи управління безпекою польотів (Safety Management System) за підсумками 2017 року та увійшов до п'ятірки лідерів серед провайдерів аеронавігаційного обслуговування в Європейському регіоні.
- 2018** Встановлення сучасного диспетчерського тренажера автоматизованої системи керування повітряним рухом «Стріла-Аленія» в РСРП «Київцентраеро».
- 2018** Підписання угоди щодо надання підтримки Євроконтролем через проведення зовнішнього оцінювання ефективності системи менеджменту Украероруху.
- 2018** Перегляд Федеральною авіаційною адміністрацією Сполучених Штатів Америки (FAA) спеціальних федеральних правил (SFAR113) щодо скасування заборони на виконання польотів у східній частині повітряного простору України та над відкритим морем, де відповідальність за обслуговування повітряного руху міжнародними договорами покладена на Україну.
- 2018** Підписання Меморандуму про співробітництво Украероруху та Інституту ІCAO (НАУ).
- 2018** Сертифікація EASA на відповідність Державного підприємства обслуговування повітряного руху України як національного провайдера аеронавігаційного обслуговування нормам Європейського Союзу.
- 2019** Запровадження середовища умовних маршрутів ОПР єдиної категорії (SCC)

Структура Украероруху

До складу Украероруху входять:

- Український центр планування використання повітряного простору України та регулювання повітряного руху (**Украероцентр**),
- Служба аеронавігаційної інформації України (**CAI**),
- Авіакомпанія «**Украерорух**»,
- Навчально-сертифікаційний центр Украероруху,
- Центр авіаційної підготовки та сертифікації



шість регіональних структурних підрозділів:

[РСРП «Київцентраеро»](#)

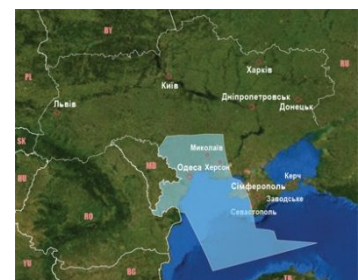
[Дніпровський РСРП](#)

[РСРП «Кримаерорух»](#)

[Львівський РСРП](#)

[Одеський РСРП](#)

[Харківський РСРП](#)



Державна авіаційна служба України (**Державіаслужба**) є центральним органом виконавчої влади, діяльність якого спрямовується і координується Кабінетом Міністрів України через міністра інфраструктури України.

Державіаслужба реалізує державну політику у сфері цивільної авіації та використання повітряного простору (ВПП) України і є уповноваженим органом з питань цивільної авіації.

В інституційному плані Державне підприємство обслуговування повітряного руху України (**Украерорух**) як провайдер аеронавігаційного обслуговування (**АНО**) відокремлене від регулюючого органу цивільної авіації – Державіаслужби.

Основою національної аеронавігаційної системи та об'єднаної цивільно-військової системи організації повітряного руху (**ОЦВС**) є **Украерорух**.

Підприємство уповноважене Державіаслужбою здійснювати АНО у повітряному просторі (ПП) України та у ПП над відкритим морем, де відповідальність за обслуговування повітряного руху (ОПР) міжнародними договорами покладено на Україну.

2.2 Класифікація польотів

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

І. За призначенням польоти поділяються на:

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

10. демонстраційні – для показу авіаційної техніки, пропаганди досягнень авіації та для аерошоу;
11. пошукові;
12. аварійно-рятувальні та інші.

II. За районом дії польоти поділяються на:

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

III. За висотою польоти поділяються на:

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

IV. За часом доби польоти підрозділяються на:

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

V. За умовами погоди польоти діляться на:

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

Складність метеорологічних умов визначається низькою хмарністю й обмеженою видимістю.

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

VI. За фізико-географічними умовами виділяють:

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

VII. За умовами пілотування і літаководіння польоти діляться на:

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

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

ПВП та особисті ПВП визначаються та регламентуються документом від 2019 р. «Авіаційні правила ми України. Метеорологічне обслуговування цивільної авіації», раніше від 2005 до 2017 рр. діяли «Правила метеорологічного забезпечення цивільної авіації», ще раніше «*Наставлением по метеорологическому обеспечению гражданской авиации (НМО ГА-90)*». <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z1092-17>

При цьому враховується цілий комплекс умов:

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

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

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

2.3 Організація польотів в цивільній авіації

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

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

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

Планування поділяють на довгострокове (≥ 10 діб), добове і поточне.

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

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

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

Наприклад:

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

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

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

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

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

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

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

Розглянемо порядок роботи диспетчерських пунктів докладніше.

Після готовності ПС до вильоту керування бере диспетчер руління (від стоянки до рульової доріжки), потім диспетчер старту дає дозвіл на запуск двигунів, заняття ЗПС та виконання зльоту. Після зльоту керування

передається диспетчеру кола. Коло над аеродромом нагадує прямокутник. Це коло та висота польоту по колу встановлюються спеціальної інструкцією.

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

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

2.4 Ешелонування літаків на повітряних трасах

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

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

Використовуються три види ешелонування:

1. вертикальне (VSM);
2. подовжнє;
3. бокове.

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

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

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

- $\Delta H = 300$ м до висоти 6000 м;
- $\Delta H = 600$ м від 6000 до 9000 м;
- $\Delta H = 1000$ м вище 9000 м.

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

З 1 березня 1984 р введено нова система вертикального ешелонування:

- $\Delta H = 300$ м до висоти 8100 м;
- $\Delta H = 600$ м від 8100 до 12100 м.

Це нововведення дозволило ввести 5 нових ешелонів, що збільшило їх кількість у порівнянні з 1977 р. Для повітряних трас встановлюється напівкругла система вертикального ешелонування польотів (рис. 2.1).

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

При напрямі повітряних трас і маршрутів поза траси з істинними путтьовими кутами від 180 до 359° (західна половину горизонту) встановлюються наступні ешелони: 1200, 1800, 2400 м і т.п., тобто кожні 600 м до висоти 8600 м; далі через кожні 1000 м до висоти 13100, а потім через 2000 м – 15100, 17100 м і т.п.

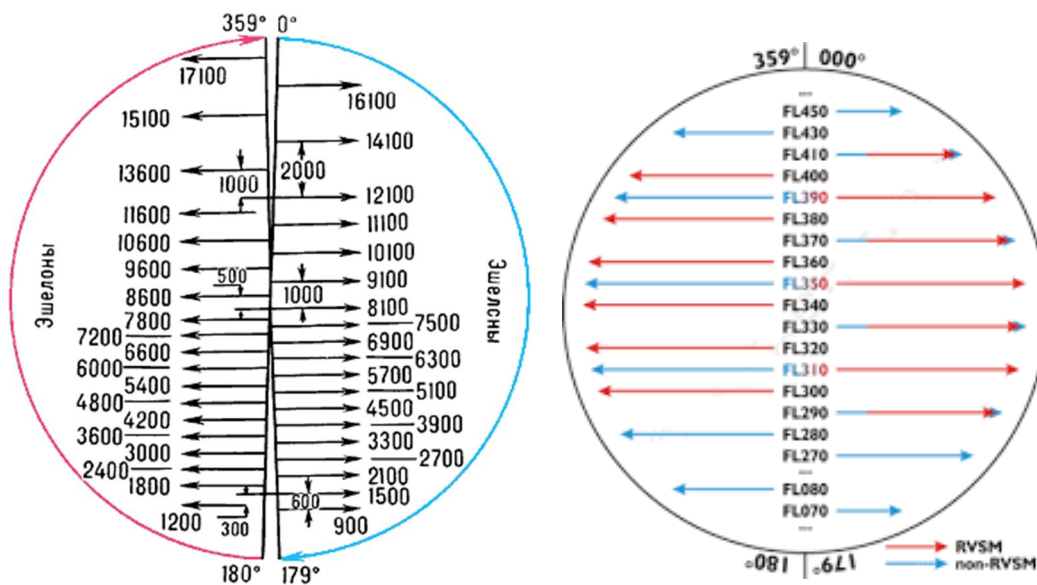


Рис. 2.1. Напівкругла система вертикального ешелонування польотів

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

При польоті по району аеродрому вертикальне ешелонування проводиться незалежно від курсу польоту через кожні 300 м до висоти 6000 м і далі через 1000 м. Обраний ешелон повинен повністю виключати можливість зіткнення літаків на зустрічних або перехресних курсах, а також зіткнення з природними перешкодами (височини, гори і т.п.) та штучними (високими будівлями, вишками і т.п.). Ешелонування має особливе значення у гірській місцевості. При висоті гір більше 2000 м найнижчий ешелон встановлюють не нижче 1000 м над перешкодами.

В Україні застосовується стандартна **півколова система вертикального ешелонування** з секторами **ЗАХІД** (180-359 градусів) / **СХІД** (360-179 градусів), одиниці виміру висоти - **фути**.

Всі повітряні судна, що виконують, політ в ЗАХІДНОМУ напрямку повинні перебувати на **парному ешелоні**, що виконують політ в СХІДНОМУ напрямку - на **НЕ парному**.

Мінімальні вертикальні інтервали при польотах до ешелону **FL290** складають **1000 футів**. При польотах від **FL290** до **FL660** мінімальний вертикальний інтервал дорівнює **2000 футів** (рис. 2.2).

У шарі від **FL290** до **FL410** включно діє ешелонування згідно правил **RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum)** при яких мінімальний вертикальний інтервал становить 1000 футів <https://vacc-ua.org/atc.php>

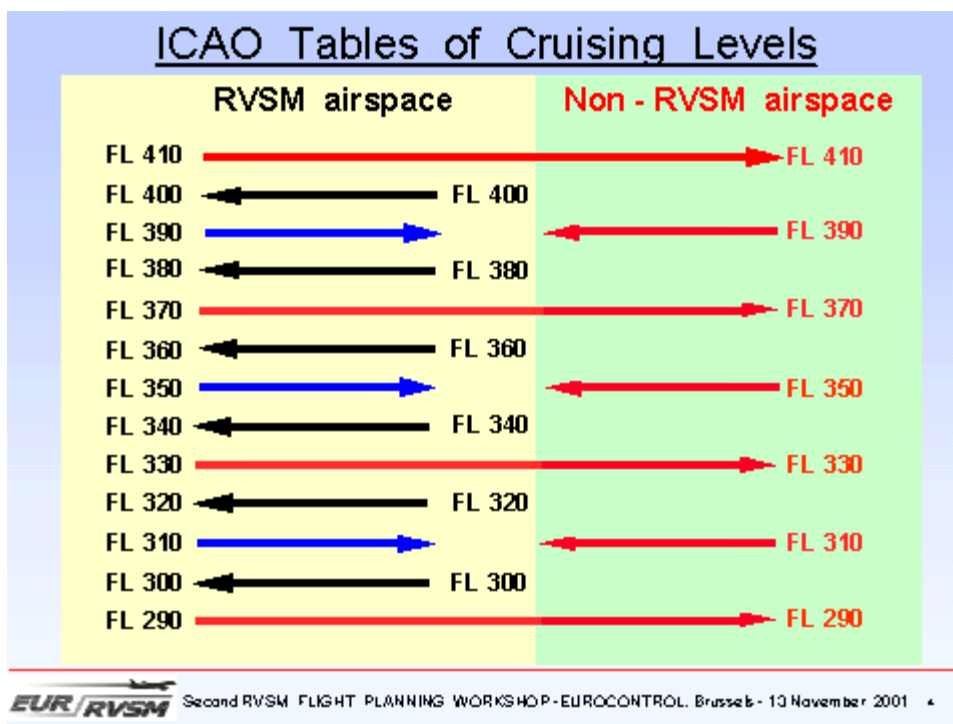


Рис. 2.2. Система вертикального ешелонування візуальних польотів

У повітряному просторі Україна зі скороченим інтервалом вертикального ешелонування (**RVSM**) від ешелону польоту 8850м (**FL 290**) до ешелону польоту 12500м (**FL 410**) включно забороняються польоти повітряних суден, що не допущені до польотів зі скороченим інтервалом вертикального ешелонування (**RVSM**), крім державних повітряних суден, повітряних суден, що виконують політ у складі групи, повітряних суден, з будь-яких причин втратили в польоті здатність витримувати заданий ешелон польоту, в тому числі виконують політ без радіозв'язку. У цих випадках між повітряними судами встановлюється мінімальний інтервал вертикального ешелонування **600м**.

Мінімальний інтервал вертикального ешелонування між повітряними суднами, які виконують польоти за правилами візуальних польотів (**VFR**)

вище ешелону переходу до ешелону польоту 8100 м (FL 265), встановлюється **300 м**.

В районі контрольованого аеродрому, в зоні аеродромного диспетчерського обслуговування, в зоні диспетчерського обслуговування підходу та в зонах очікування вертикального ешелонування встановлюється **незалежно від напрямку польоту повітряного судна**.

Мінімальний інтервал вертикального ешелонування між повітряними суднами (рис. 2.3), які виконують політ на надзвуковій швидкості, а також між повітряними суднами, які виконують політ на надзвуковій і дозвуковій швидкості, повинен бути **1000 м (3000 футів)**. Мінімальний інтервал між ешелонами переходу і висотою переходу повинен бути не менше **(1000 футів)**

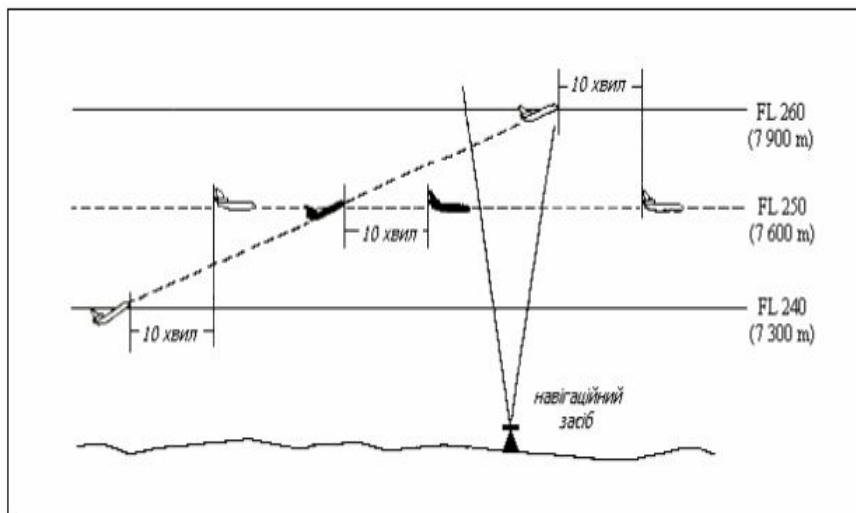
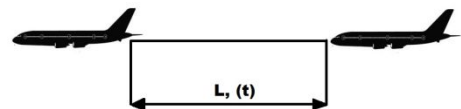


Рис. 2.3. Мінімальні інтервали вертикального ешелонування

http://avpu.org/docs/Info/pr_epopr.pdf

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

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



Мінімальні інтервали поздовжнього ешелонування по ПВП/VFR встановлюються:

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

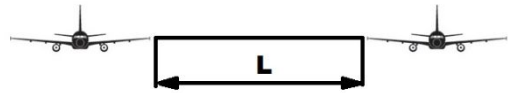
Мінімальні інтервали поздовжнього ешелонування по ППП/IFR при наявності безперервного радіолокаційного контролю встановлюються:

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

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

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

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



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

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

При відсутності безперервного радіолокаційного контролю бокове ешелонування по ППП/IFR забороняється.

2.5 Системи посадок

2.5.1 Радіотехнічна та радіолокаційна посадкові системи

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

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

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

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

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

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

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

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

- дальній приводний радіомаркер (ДПРМ) або дальній привод, який розташований на відстані 4 км від початку (торцю) ЗПС;
- ближній приводний радіомаркер (БПРМ) або ближній привод, який розташований на відстані 1 км від початку (торцю) ЗПС (рис. 2.4).

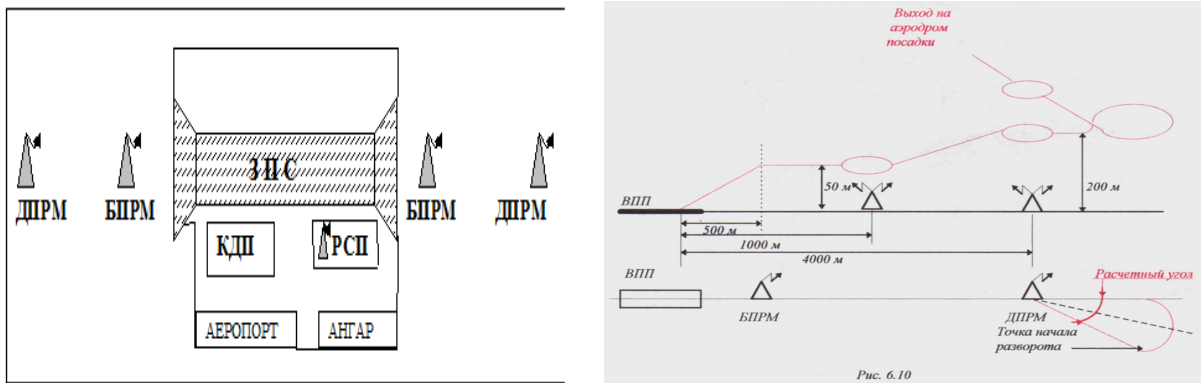


Рис. 2.4. Схема розташування радіотехнічних засобів аеродрому.

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

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

Зниження ПС починається приблизно за 35 км з висоти біля 1000 м. Над ДПРМ літак пролітає на висоті 200-300 м, над БПРМ – 50-100 м. Кут глісади коливається у межах від 3° до $2^\circ 40'$ (рис. 2.5).

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

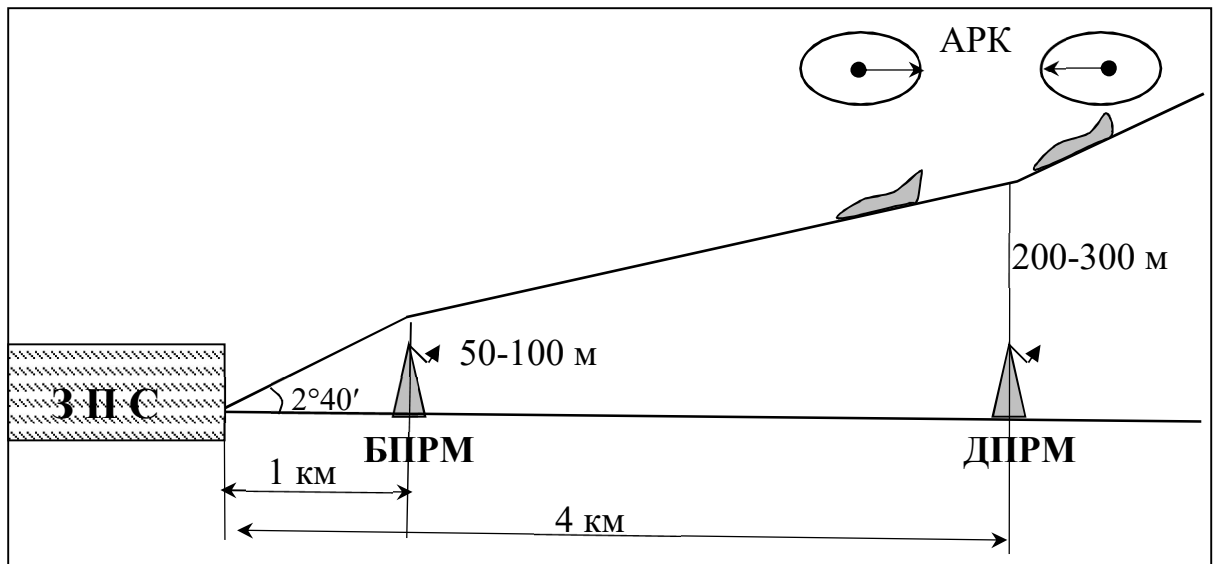


Рис. 2.5. Схема розташування радіотехнічних засобів аеродрому.

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

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

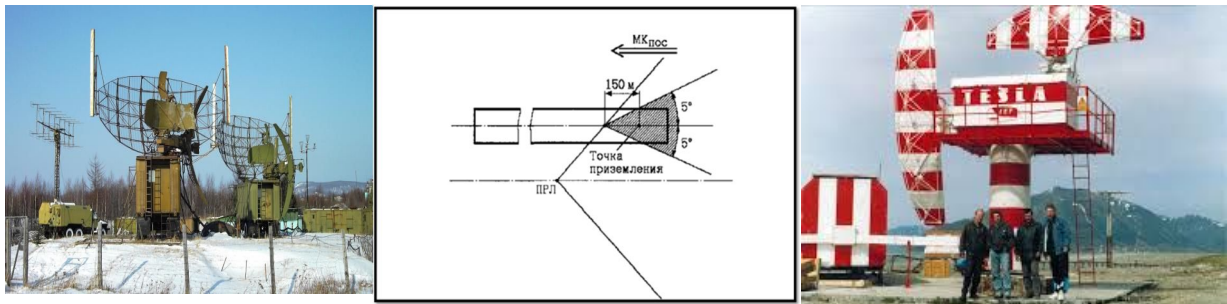


Рис. 2.6. Приклади радіолокаційних посадкових систем

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

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

У великих аеропортах часто використовуються об'єднані посадкові системи.

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

2.5.2 Оптична система посадки

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

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

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

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

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

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

Якщо посадкова швидкість 220 км·год⁻¹, видимий контакт продовжується 16 с. За цей час пілот повинен оцінити просторове положення літака та прийняти рішення про посадку або відхід на друге коло.

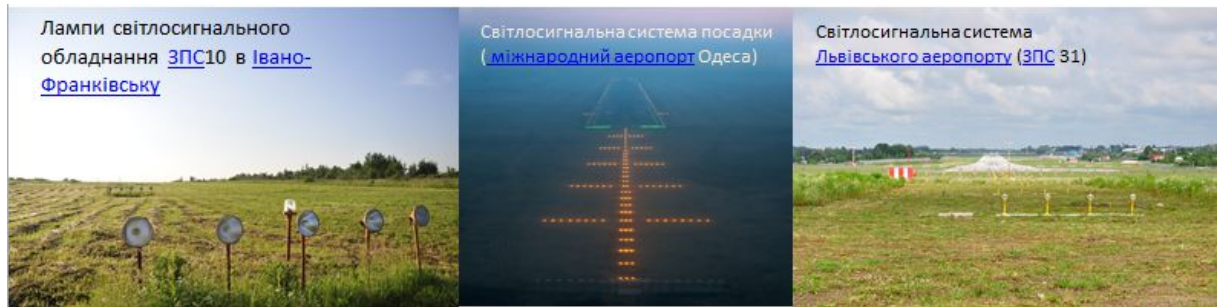


Рис. 2.7. Приклади оптичних посадкових систем

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

2.6 Мінімуми погоди

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

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

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

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

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

Мінімальна абсолютна висота зниження (MDA) або мінімальна відносна висота зниження (MDH) – визначена абсолютна або відносна висота при неточному заході на посадку або при заході на посадку з кола, нижче якої зниження повітряного судна не повинно здійснюватися за відсутності візуального контакту з наземними орієнтирами.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

- До **2009** року використовувався термін метеорологічний мінімум (метеомінімум).

- Отже, мінімум встановлюється окремо для аеродрому, для типу повітряного судна, видів авіаційних робіт і для пілотів.
- Для аеродрому мінімум може встановлюватися окремо для різних злітно-посадочних смуг і для різних схем заходу на посадку.
- Для аеродрому і для типу повітряного судна можуть бути одночасно встановлені різні мінімуми в залежності від справності або несправності використовуваних систем забезпечення польотів (чіткий і світлосигнальне обладнання, радіомаяки, навігаційні прилади та т. П.)
- Для пілота мінімум встановлюється окремо для кожного типу повітряного судна, до польотів на якому він допущений. Крім того, мінімум пілота може бути встановлений окремо для польотів в якості командира екіпажу і для польотів в якості другого пілота.

При прийнятті рішення на виліт, політ за маршрутом, виконанні заходу на посадку і в інших випадках одночасно повинні задовольнятися всі перераховані мінімуми, тобто рішення приймається за найвищим з них.

У нормативних документах СРСР метеомінімум позначався як «висота в метрах х видимість в метрах». Для пілота може бути додатково зазначено «зліт ...» - мінімум горизонтальній видимості (в метрах), при якому пілоту дозволяється злітати. Наприклад, якщо в свідоцтві пілота написано «Допущений до польотів командиром ПС Ту-154 по метеомінімуму **80x1000 зліт 400**», це означає, що **пілотові при управлінні літаком відповідного типу дозволено заходити на посадку при висоті нижньої межі хмар 80 м і видимості на ЗПС 1000 м , якщо мінімум аеродрому (і літака) не гірше зазначених параметрів, і, крім того, дозволяється злітати з аеродрому, якщо видимість на ЗПС становить не менше 400 метрів.**

Є істотні відмінності в методиці розрахунку метеомінімуму аеродромів та порядок опублікування в Україні та за кордоном (зокрема, в США).

<https://www.aex.ru/docs/4/2011/3/21/1308/>

Мінімуми погоди ІКАО:

- мінімум I категорії: $H_{ВПР} = 60$ м, видимість посадкових вогнів $V = 800$ м;
- мінімум II категорії: $H_{ВПР} = 30$ м, $V = 400$ м;
- мінімум III категорії: без обмеження (автоматична посадка):
- III-A $H_{ВПР} = 0$ м, $V = 200$ м;
- III-B $H_{ВПР} = 0$ м, $V = 0$ м

Аеропорт «Бориспіль» був обладнаний для автоматизованої посадки літаків за метеомінімумом I категорії ІКАО ще в 70 рр. Тоді ж на базі новітньої електронної обчислювальної техніки почали розробляти

автоматизовані системи управління повітряним рухом. Вперше в Радянському Союзі в березні 1979 р. Бориспільському аеропорту було вручене сертифікат на право здійснювати прийом літаків II категорії ІКАО. Колектив Бориспільського аеропорту іноді називають «випробувальним полігоном цивільної авіації».

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

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

Мінімуми для неточного заходу на посадку

Крім інструментального заходу на посадку, може виконуватися також неточний захід на посадку; мінімуми (аеродрому, повітряного судна, пілота) при цьому більш високі. Такі мінімуми розраховуються за спеціальними методиками в залежності від ступеня обладнання аеродрому і повітряного судна радіонавігаційним обладнанням, наявності штучних (телевежі, щогли, високі будівлі тощо) та природних (височини) перешкод поблизу аеродрому, швидкості заходу повітряного судна на посадку.

Значення таких посадкових мінімумів вказуються в аеронавігаційних збірниках для кожного конкретного аеродрому і конкретного класу повітряного судна. Типові значення:

неточний захід на посадку по приводним радіостанціям (ОСП) - видимість 1500-2000 м, мінімальна висота зниження 110-130 м;

- візуальний захід на посадку для літаків 4 класу (Ан-2 і їм подібні) і вертольотів всіх типів - видимість 2000-3000 м, мінімальна висота зниження 150-200 м;

- візуальний захід на посадку для літаків 1, 2, 3 класу - видимість 3000-5000 м, мінімальна висота зниження 200-600 м.

При розрахунку мінімуму для візуального заходу на посадку враховуються категорії повітряних суден цивільної авіації відповідно до правил ІКАО. Повітряні судна поділяються на категорії залежно від класифікаційної швидкості (швидкість, в 1,3 рази перевищує швидкість звалювання в посадковій конфігурації при максимальній сертифікованій посадковій масі).

Категорії позначаються латинськими літерами А, В, С, D:

- А (класифікаційне швидкість менш 169 км / ч) - Ан-2, Ан-28, Л-410, вертольоти.
- В (169-223 км/год) - Як-40, Як-42, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-72, Ан-74, Іл-114.
- С (224-260 км/год) - Ан-32, Іл-76.
- D (261-306 км/год) - Іл-18, Іл-62, Іл-86, Іл-96, Ту-134, Ту-154, Ту-204, Ан-12, Ан-124.

Мінімуми категорій ІКАО для точного заходу на посадку

- Для спрощення формулювань вимог до обладнання літаків і аеродромів ІКАО визначила наступні категорії мінімумів при інструментальному заході на посадку (категорії позначаються римськими цифрами і буквами латинського алфавіту):
- Категорія I - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 550 метрів (або метеорологічної дальності видимості не менше 800 метрів) і висоті прийняття рішення не менше 60 метрів. Літак, який претендує на отримання I категорії, повинен забезпечувати напівавтоматичне зниження до висоти 60 метрів.
- Категорія II - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 300 метрів і висоті прийняття рішення не менше 30 метрів. Літак, який претендує на отримання II категорії, повинен забезпечувати автоматичне зниження до висоти предпосадочного вирівнювання.

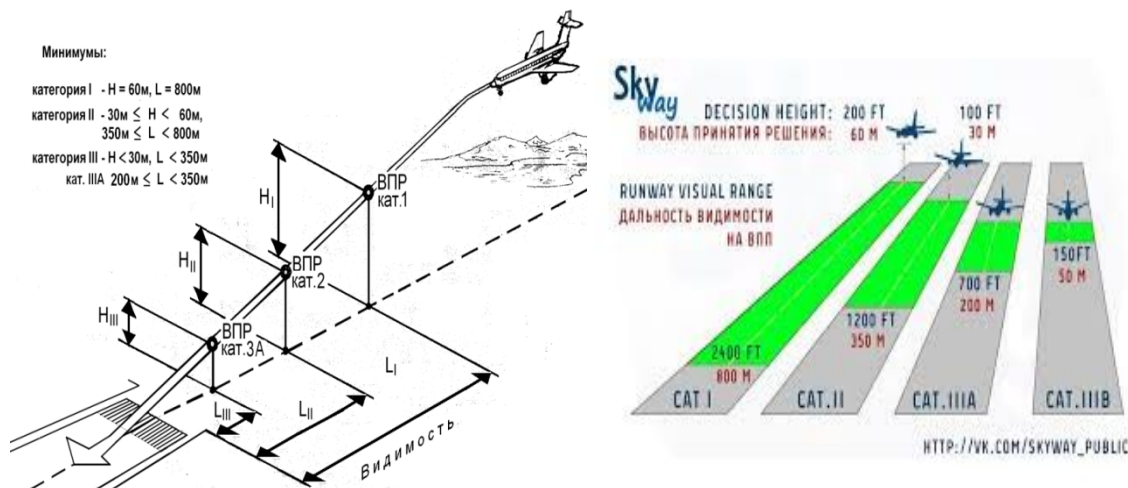


Рис. 2.8. Категорії ІКАО для точного заходу на посадку

- Категорія IIIA - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 200 метрів і висоті прийняття рішення не менше 30 метрів. Літак, який претендує на отримання IIIA категорії, повинен

забезпечувати автоматичне зниження і предпосадочное вирівнювання.

- Категорія ШВ - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 50 метрів і висоті прийняття рішення не менше 15 метрів. Літак, який претендує на отримання ШВ категорії, повинен забезпечувати автоматичне зниження, вирівнювання і парировання знесення.
- Категорія ШС - допускається посадка при будь-яких умовах видимості без обмежень (аж до «нуль на нуль», тобто повної відсутності видимості по горизонталі і вертикалі). Літак, який претендує на отримання ШС категорії, повинен забезпечувати автоматичне зниження, вирівнювання, посадку і руління по ЗПС.

2.7 Структура та основні задачі метеорологічних органів, що обслуговують цивільну авіацію

Вся організація та керівництво метеорологічним забезпеченням ЦА здійснюється **відділом авіаційної метеорології Українського гідрометеорологічного центру**. Відділ авіаційної метеорології є структурним підрозділом Головного центру аналізу, прогнозування гідрометеоумов та гідрометзабезпечення Українського гідрометеорологічного центру.

https://meteo.gov.ua/ua/33345/aviameteorology/avia_structure_aircraft_meteorologichnoho_service/

Основні завдання відділу авіаційної метеорології :

- організаційно-методичне керівництво мережею аеродромних метеорологічних органів гідрометеорологічної служби з питань метеорологічного обслуговування цивільної авіації;
- розробка проектів нових та вдосконалення діючих нормативних документів з питань організації та здійснення метеорологічного обслуговування цивільної авіації.
- сприяння реалізації державної політики у сфері метеорологічної діяльності, якісного та безпечного метеорологічного обслуговування аеронавігації з врахуванням стандартів і рекомендацій ВМО та ІКАО.

Метеорологічну інформацію для авіаційних експлуатантів на кожному аеродромі цивільної авіації України надають різні метеорологічні підрозділи, більшість із яких підпорядкована УкрГМЦ, а саме:

- **авіаметеорологічні станції I розряду**, що розташовані на аеродромах Дніпропетровськ, Донецьк, Запоріжжя, Івано-Франківськ, Кіровоград, Львів, Луганськ, Одеса, Сімферополь, Харків;

- **авіаметеорологічні станції II розряду** на аеродромах Вінниця, Кривий Ріг, Маріуполь, Миколаїв, Рівне, Ужгород, Херсон, Хмельницький, Чернівці;

- **авіаметеорологічні станції IV розряду** на аеродромах Полтава, Сєверодонецьк, Суми, Тернопіль, Черкаси, Заводське.

Відділ авіаційної метеорології УкрГМЦ взаємодіє з **Державним підприємством Український авіаметеорологічний центр** з питань методичного супроводження метеорологічного обслуговування цивільної авіації.

Щорічно авіаційні метеорологи обслуговують близько 100 тис. літако-вильотів, з яких майже дві третини - на міжнародних трасах. Метеорологічне забезпечення міжнародних польотів здійснюється у відповідності зі стандартами і рекомендаціями Всесвітньої Метеорологічної Організації (ВМО) та Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО), членом яких є Україна.

Авіаційна метеорологічна станція цивільна (АМСЦ) - спеціалізована установа, яка здійснює метеорологічне забезпечення цивільної авіації. АМСЦ є в більшості аеропортів України та країн СНД (крім частини невеликих аеропортів місцевих повітряних ліній).

Створення мережі АМСЦ було розпочато в СРСР в першій половині 1930-х років. Спочатку аеродромні метеорологічні органи носили назву «Бюро сповіщень» (БО), в 1938 році вони були перейменовані в АМСЦ.

Основні функції АМСЦ :

- спостереження за метеорологічними умовами на аеродромі;
- Розробка та випуск прогнозів погоди і попереджень по аеродрому, маршрутами і районам польотів;
- проведення консультацій та надання польотної документації екіпажам повітряних суден та іншим авіаційним споживачам, пов'язаним з виробництвом польотів;
- обмін метеорологічною інформацією з іншими метеорологічними органами;
- навчання та інструктаж авіаційного персоналу, залученого до виробництва метеорологічних спостережень на вертолітних майданчиках;
- здійснення технічного обслуговування метеорологічних приладів на аеродромі, організація їх ремонту та монтажу;
- контроль роботи з передачі метеорологічної інформації;
- вивчення кліматичних умов району, що обслуговується польотів, складання кліматичних описів і розділів «Метеорологічне забезпечення» для інструкції з виконання польотів на аеродромі.

Існують АМСЦ чотирьох розрядів:

- **Перший** - при цілодобовій роботі аеродрому, в міжнародних аеропортах; чисельність штату близько 20 осіб (з них 1 начальник, 8 синоптиків, 8 техніків-метеорологів (метеоспостерігачів), 2 інженера

по експлуатації гідрометеорологічних приладів, обладнання та систем).

- **Другий** - при цілодобовій роботі аеродрому, у внутрішніх російських аеропортах; чисельність штату близько 14 осіб (з них 1 начальник, 5 синоптиків і 5 техніків-метеорологів, 1 інженер з експлуатації гідрометеорологічних приладів, обладнання та систем).
- **Третій** - при нецілодобовій роботі аеродрому (за регламентом); чисельність штату близько 9 осіб (з них 1 начальник, 3 синоптика та 4 техника-метеоролога, 1 інженера з експлуатації гідрометеорологічних приладів, обладнання та систем).
- **Четвертий** - АМСЦ без синоптичної групи (отримує прогнози погоди від іншої АМСЦ); чисельність штату 5 осіб (з них 1 начальник і 4 техника-метеоролога).

Більші, ніж АМСЦ I розряду, установи з метеорологічного забезпечення авіації звуться **Авіаційний метеорологічний центр (АМЦ)**.

В Росії вони знаходяться в найважливіших аеропортах (**Домодедово, Шереметьєво, Пулково, Самара, Єкатеринбург** і т.д.). Крім того, є зональні авіаметцентри (**ЗАМЦ**) в Новосибірську і Хабаровську, а також головний авіаметцентр (**ГАМЦ**) у Внуково.

Державне підприємство «Український авіаційний метеорологічний центр» - перше державне підприємство в системі гідрометслужби України є спеціалізованим державним підприємством з метеорологічного обслуговування авіації, яке засноване на державній власності і входить у сферу управління Державної служби України з надзвичайних ситуацій. <http://www.namc.com.ua>

Протягом року ДП **“УАМЦ”** загалом обслуговує більше 50 тисяч літако-вильотів, які виконують близько 100 авіакомпаній.

- **Головною метою підприємства** є метеорологічне обслуговування польотів цивільної авіації та експлуатантів авіаційного транспорту інформацією про фактичний та очікуваний стан погоди на повітряних трасах в межах держави, міжнародних, міжконтинентальні, на аеродромах Київ/Бориспіль, Київ/Жуляни, Київ/Антонов-2 і Київ/Антонов-1, на аеродромах посадки, запасних аеродромах відповідно до вимог нормативних документів, чинних в Україні, стандартів ВМО та ІСАО. **УАМЦ** - це головний методичний центр у сфері гідрометеорології з питань метеозабезпечення цивільної авіації в Україні, до обов'язків якого входить стажування, перепідготовка спеціалістів авіаційної метеорології, оцінка якості їх праці, випробування та впровадження нових технологій і методик прогнозування небезпечних для авіації погодних явищ.

Основними напрямками діяльності Підприємства є:

- проведення комплексу метеорологічних і спеціалізованих авіаційних спостережень;

- своєчасне надання споживачам метеорологічної інформації, в тому числі про небезпечні і стихійні явища погоди;
- складання і доведення до споживачів прогнозів погоди і попереджень про небезпечні явища погоди на аеродромах Київ/Бориспіль, Київ/Жуляни, Київ/Антонов-2, Київ/Антонов-1;
- підготовка польотної документації;
- консультації авіаційних експлуатантів;
- надання кліматично-довідкової інформації на відповідних аеродромах за запитом споживачів;
- вивчення фізико-географічних і кліматичних особливостей авіатрас і аеродромів, проведення регіональних досліджень і випробувань нових методів гідрометеорологічних спостережень та прогнозів з метою удосконалення метеорологічного забезпечення авіації;
- здійснення належної експлуатації і повірки технічних засобів, впровадження у виробництво сучасних технологій, пов'язаних з напрямками діяльності Підприємства;
- аналіз та удосконалення технологій отримання, обробки і використання авіаційних метеорологічних даних, контроль відповідності авіаметеорологічної інформації вимогам нормативних документів національного та міжнародного рівнів;
- методичне забезпечення мережі авіаметеорологічних станцій з питань метеорологічного обслуговування цивільної авіації згідно із порядком, визначеним нормативно-правовими актами у сфері гідрометеорології;
- розробка та реалізація програм економічного та соціального розвитку Підприємства, участь у розробці і реалізації програм розвитку системи метеорологічного обслуговування аеронавігації.

Всесвітній центр зональних прогнозів (*World Area Forecast System*) - метеорологічний центр, призначений для підготовки і розсилки безпосередньо державам прогнозів особливих явищ погоди, вітру і температури на висотах в цифровій формі в світовому масштабі.

ІКАО при координації з ВМО створила **Всесвітню систему зональних прогнозів (ВСЗП)** з двома призначеними центрами для надання спеціалізованої метеорологічного обслуговування авіації на глобальному рівні. Всесвітній центр зональних прогнозів **ВЦЗП Лондон** і **ВЦЗП Вашингтон** відповідають за випуск глобальних авіаційних прогнозів вітру, температури і особливих явищ погоди на підтримку планування польотів на висоті вище 24 000 футів.

Продукція ВСЗП поширюється за допомогою супутників в рамках Авіаційної фіксованої служби ІКАО з використанням супутникової системи розсилки аеронавігаційної інформації (**SADIS**) Сполученого Королівства і Міжнародної супутникової системи зв'язку (**ISCS**) США.

Також все більше використовується схвалений ІКАО FTP сервер SADIS, що працює на базі Інтернет.

Тобто, є тільки два всесвітніх центру зональних прогнозів, кожен з яких забезпечує резервне копіювання для іншого. Це Бюро Сполученого Королівства Великої Британії та Вашингтон НОАА, що працюють в двох примірниках, тому можна було б замінити один одного в разі невдачі.

Кожна з цих двох служб використовує власну супутникову систему мовлення для поширення даних в аеропортах по всьому світу. Британське Met Office називається **SADIS** (SATellite DIstribution System) і в основному охоплює Європу, Азію, Індійський океан і Африку. Система мовлення США НОАА є Міжнародною системою супутникового зв'язку (**ISCS**) і в основному охоплює Америку і Тихий океан.

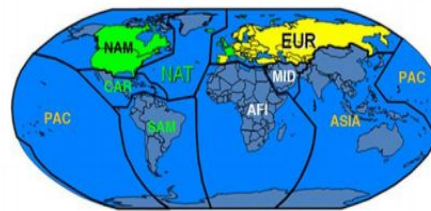
WAFC надає різні типи даних, включаючи інформацію **OPMET**, діаграми **T4** (які в даний час застаріли, але деякі порції і раніше розподілені через застарілі причин), а графіки **GRIB** і **BUFR** - це діаграми вітру і температури і діаграми **SIGWX** (значна діаграма погоди) для **SWH** (високий рівень) і **SWM** (середній рівень).

Всесвітній центр зональних прогнозів (ВЦЗП) є метеорологічним центром, який забезпечує передачу метеорологічної інформації в режимі реального часу в авіаційних цілях. Ці трансляції контролюються Міжнародною організацією цивільної авіації (ІКАО) з метою виконання вимог Додатка 3 ІКАО, що охоплюють метеорологічну інформацію, необхідну для польотів. Роль ВЦЗП полягає в наданні метеорологічних повідомлень зі всесвітнім охопленням для проведення експериментального брифінгу. Вони зазвичай є частиною Інформаційного бюлетеня перед польотом (PIB).

NWSI 10-806 OCTOBER 10, 2017

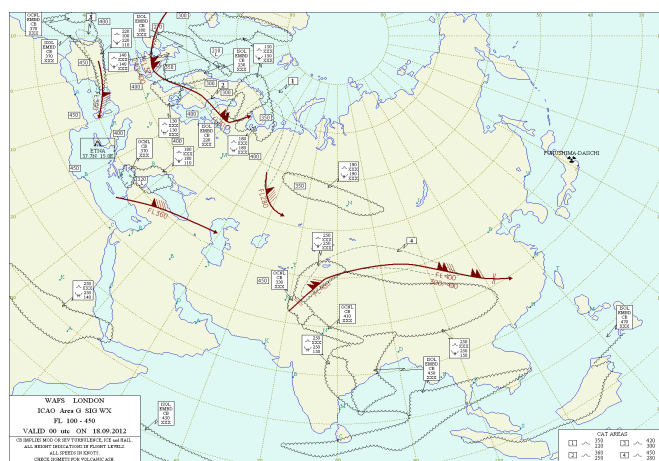
APPENDIX C - WIFS and SADIS Coverage Areas

WIFS and SADIS Coverage Areas



US	UK
NAM	EUR
CAR	AFI
SAM	MID
NAT	
US/UK Share	
ASIA-PAC	

- The US and the UK share responsibility for distribution among the ICAO Regions to include backup for each other
 - The US provides internet distribution through WIFS
 - The UK provides internet distribution through the Secure Aviation Data Information Service (SADIS); formerly the SATellite DIstribution System



2.8 Аеродроми та навколишнє середовище

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

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

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

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

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

Авіаційне забруднення атмосфери, яке виникає при роботі авіадвигунів, можна розглядати як продукт повного та неповного згорання палива. Кількість перших (CO_2 , і H_2O) пропорційно кількості спаленого пального та не залежить від режиму роботи двигунів та їх конструкції. Утримання інших (сажа, вуглеводень, водень, окис вуглеводу та ін.) відзначається конструкцією двигуна та режимом його роботи. Склад та кількість забруднень повітря авіадвигунами обумовлюється ще і якістю

палива, зокрема, утриманням в ньому сірки (окислу сірки поступає в 20 разів більше, ніж утримується у повітрі).

Для захисту навколишнього середовища ІКАО введені обмеження на шум літаків і емісію (викиди) шкідливих речовин від авіаційних двигунів. **Міжнародні стандарти по екології цивільних літаків** існують у вигляді томи I "Авіаційний шум" і томи II "Емісія авіаційних двигунів" Додатки 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. В рамках СНД рівні шуму літаків нормуються Авіаційними правилами АП-36, а рівні емісії авіадвигунів (до розробки Авіаційних правил АП-34 відповідно до Директивним листом Авіареєстра МАК від 15.03.95 №5-93) нормуються відповідно до томом II Додатка 16.

В даний час ІКАО нормує емісію незгорілих вуглеводнів (НС), оксиду вуглецю (СО), оксидів азоту (NO_x) і диму від турбореактивних і турбовентиляторних двигунів цивільних літаків в зоні аеропортів, а також забороняє навмисний викид палива після зупинки двигуна.

2.9 Орнітологічне обслуговування

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

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

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

Для підвищення ефективності заходів щодо забезпечення орнітологічної безпеки польотів в Україні розроблена нормативно-правова база з питань щодо **bird strike**; вона спираються на **Додаток 14 «Аеродроми» до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію**, що вводить стандарти щодо забезпечення безпеки польотів на території аеродромних комплексів та поблизу них, в тому числі і орнітологічне забезпечення.

Виявлено 30 фактів зіткнення цивільних ПС з птахами на території України протягом 2011 року. Зіткнення ПС з птахами щодо окремих етапів польоту розподілились наступним чином: підчас заходження на посадку відбулося 9 (30%) зіткнень ПС з птахами, підчас розбігу по ЗПС відбулося 8 (27%) зіткнень, підчас зльоту – 5 (16%) та 8 (27%) зіткнень на невстановленому етапі польоту.

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

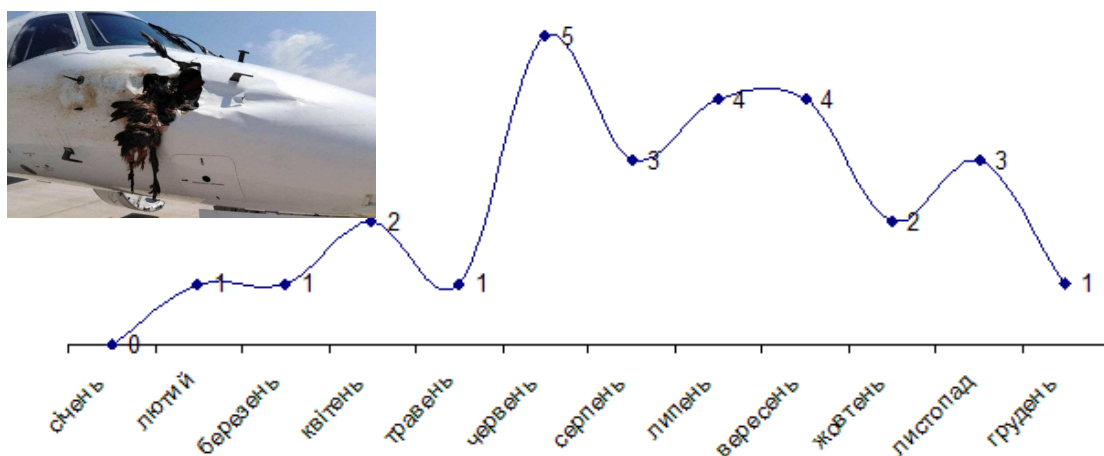


Рис. 2.9. Зіткнення ПС з птахами у 2011 році
 Про затвердження **Правил орнітологічного забезпечення польотів державної авіації України**, 06.10.16.

<https://ips.ligazakon.net/document/view/Re29454?an=1>

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

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

Найбільша кількість зіткнень буває при швидкості польоту 100-200 км/год. (біля 52 %). Це можна пояснити тим, що зазначені швидкості виявляються переважними швидкостям зльоту та посадки більшості літаків. А саме на цих етапах польоту частіше всього були зіткнення. (Для

довідки: швидкість польоту багатьох птахів при штилі коливається у межах 25-85 км·год⁻¹. Качки, гуси, голуби, шпаки, стрижі летять при попутному вітрі зі швидкістю до 150 км·год⁻¹).

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

Особливої уваги птахи заслуговують під час міграції, коли вони додержуються певного строю в зграї, пролітаючи над неоднаковим рельєфом місцевості. Ніколи птахи не літають уроздріб. Над одноманітними великими степовими просторами, напівпустелями та пустелями вони летять широким фронтом. Проте, опинившись над широкими ріками або морським узбережжям, зграя збивається у щільний потік, в якому нараховується іноді до тисячі пернатих.

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

Задачі орнітологічного забезпечення безпеки польотів:

1. Доведення до командного та льотного складу аеродрому і працівників СР необхідної інформації про фактичну орнітологічну обстановку.

2. Своєчасне попередження про її ускладнення та виникнення небезпечної орнітологічної ситуації.

3. Проведення заходів, які спрямовані на усунення факторів, що принадають птахів на аеродром.

Для вирішення перерахованих задач необхідно:

1. Мати інформацію про фактичну та очікувану орнітологічну обстановку та своєчасно доводити її до командного і льотного складу та працівників СР;

2. Проводити заходи по усуненню на аеродромі умов, які сприятливі скупченню птахів;

3. Вести методичну роботу, тобто розробляти посібники, інструкції та поради по орнітологічному забезпеченню польотів.

Інженер з авіаційної орнітології (якщо є така посада на підприємстві) здійснює загальне керівництво по орнітологічному забезпеченню польотів, організує взаємодію між службами аеродрому, аналізує та прогнозує орнітологічну обстановку, систематично інформує керівництво та льотний склад про орнітологічну обстановку на аеродромі, проводить заняття з авіаційно-орнітологічної тематики з працівниками аеродрому, контролює вірність та своєчасність прийняття мір по запобіганню зіткнень з птахами.

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

Орнітологічна обстановка оцінюється за картою-схемою (рис. 2.10), річною та добовою активністю птахів та даними про фактичну наявність птахів в районі аеродрому. Дані спостережень за птахами записуються в спеціальні журнали:

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

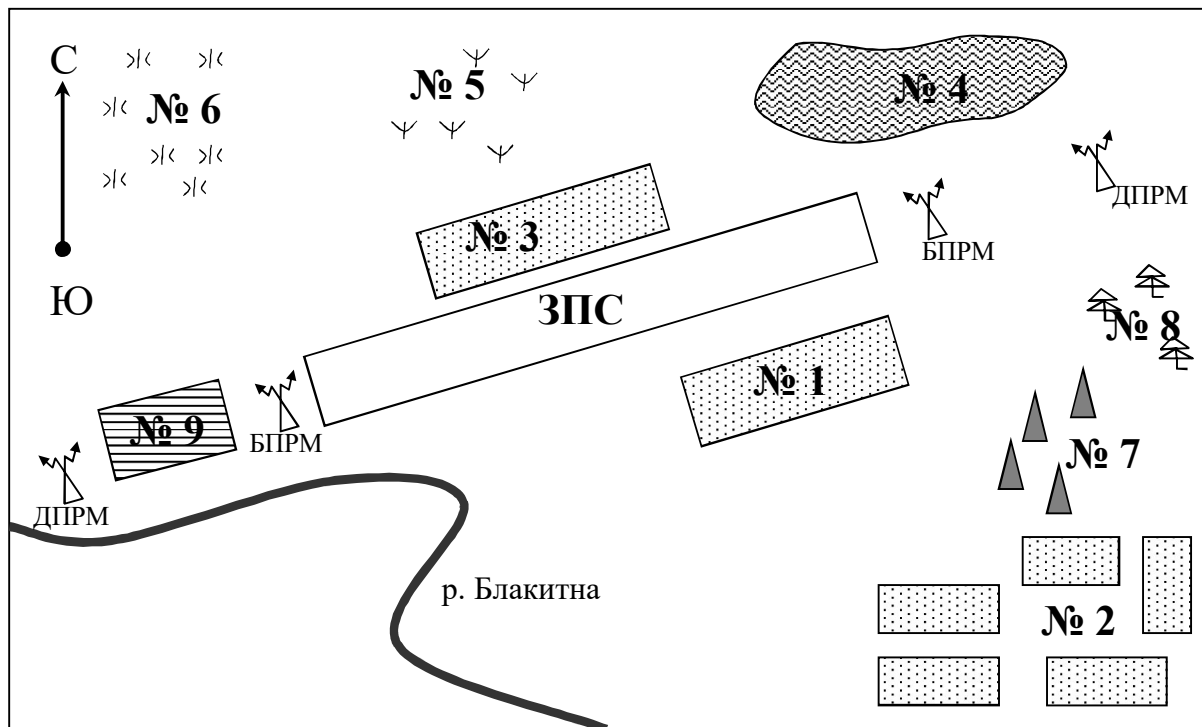


Рис. 2.10. Карта-схема орнітологічної обстановки в районі аеродрому.

Умовні позначення:

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

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

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

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

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

Аеродромні метеорологічні органи, які прогнозують погоду, дають інформацію загального характеру про метеорологічні умови, сприятливі для польотів птахів. Досвід свідчить, що польоти літаків, а саме, і ймовірність зіткнень літаків з птахами частіше спостерігаються при ПМУ, особливо при антициклонічній погоді зі слабким вітром або штилем. За статистикою повторення зіткнень з птахами: вдень в ПМУ – 64 %, вночі – 20 %; вдень в СМУ – 11 %, вночі – 5 %, тобто повторення залежить від ступеня складності метеорологічних умов. Сприятливі для польотів та зіткнень з ПС – тил антициклону, передня частина циклону, зона розмитих фронтів, де спостерігаються підвищена температура повітря, попутний вітер, знижена вологість, відсутність небезпечних явищ.

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

Частина II (ЗМ-Л2)

ВПЛИВ ФІЗИЧНОГО СТАНУ АТМОСФЕРИ НА ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3 Вплив фізичного стану атмосфери на характеристики польоту літака

3.1 Стандартна атмосфера

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

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

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

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

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

Міжнародна стандартна атмосфера / International standard atmosphere (скор. МСА / ISA) – умовний вертикальний розподіл температури, тиску і

щільності повітря в атмосфері Землі прийняте міжнародною організацією зі стандартизації. До висоти 80 км параметри атмосфери відповідають середнім для географічної широти 45 °. Основою для розрахунку параметрів МСА служить барометрична формула, з певними в стандарті параметрами.

Як параметри та фізичні константи в СА використані:

- температура;
- тиск;
- густина повітря;
- відносні величини тиску та густини у порівнянні з їх значеннями на рівні моря;
- молекулярна вага;
- швидкість звуку;
- в'язкість (динамічна та кінематична);
- прискорення вільного падіння;
- середня довжина вільного пробігу молекул.

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

Таблиці МСА містять у собі значення характеристик атмосфери для висот від 2000 м нижче рівня моря до 50000 м над рівнем моря. Для рівня моря в МСА прийняті значення основних фізичних характеристик:

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

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

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

- до рівня 11 км - за законом політропної атмосфери

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

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

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

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

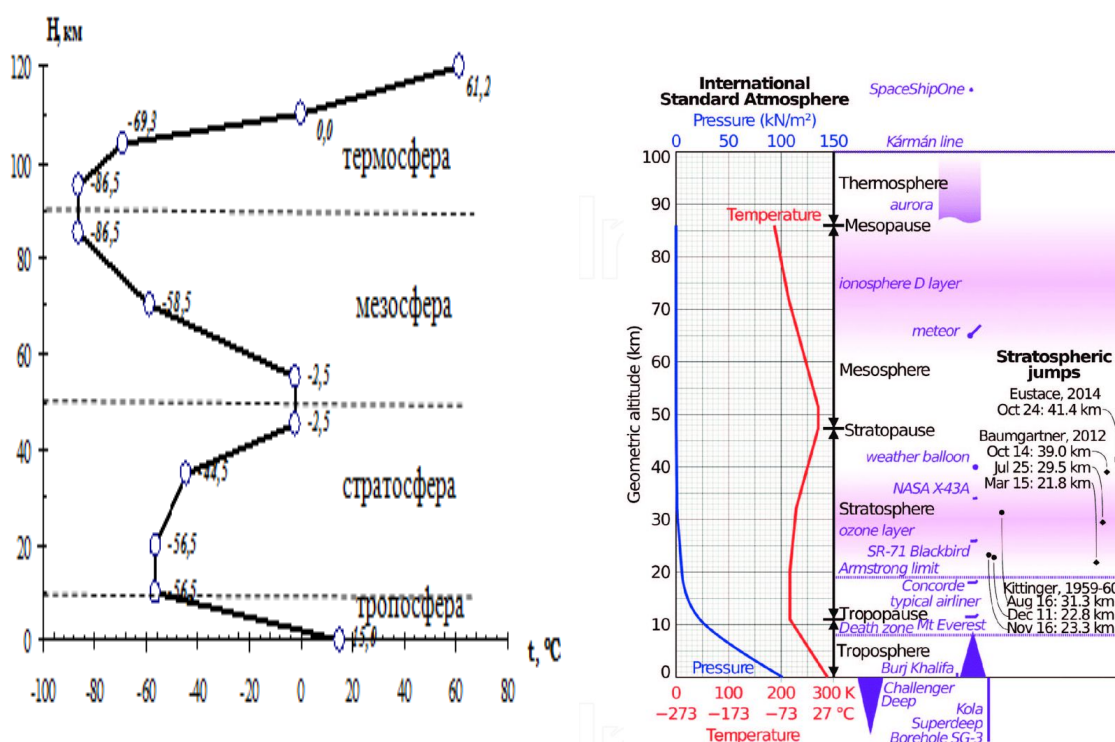


Рис. 3.1. Вертикальне розподілення температури з висотою в умовах стандартної атмосфери МСА.

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

Якби реальні атмосферні умови збіглися зі стандартними, то стандартні висоти z (ті висоти, на яких атмосферні умови такі, що

відповідають МСА), 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 МСА. Тому й стандартні висоти, які отримані за фактичними значеннями p і ρ , відрізняються від стандартних.

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

3.2 Причини виникнення підйимальної сили

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

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

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

Основні рівняння руху повітря:

Рівняння стану повітря: $pV = RT$,

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

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

Величина ρV - удільна витрата повітря, котра дорівнює вазі повітря, що мінає за 1 с крізь 1 м².

Рівняння енергії (закон Бернуллі) у загальному вигляді:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = const, \tag{3.4}$$

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

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

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

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

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

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

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

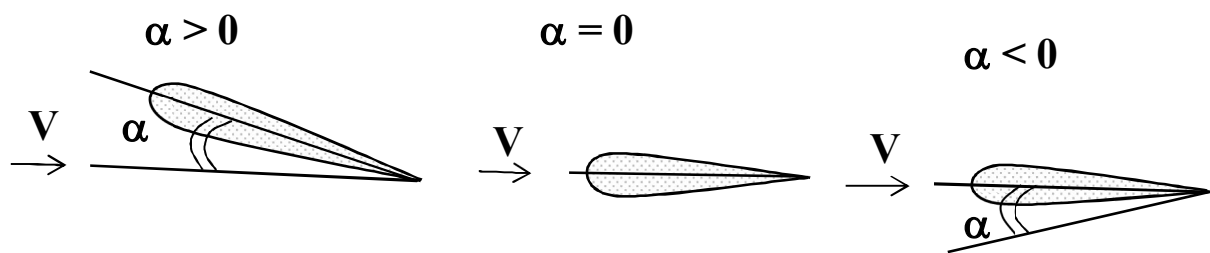


Рис. 3.2. Кут атаки крила

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

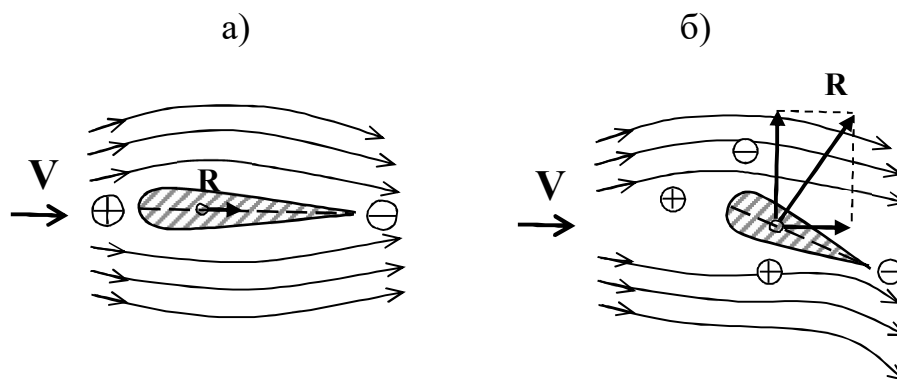


Рис. 3.3. Аеродинамічні сили крила при симетричному (а) та несиметричному (б) обтіканні крила

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

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

Емпірично встановлено, що:

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

Аеродинамічна досконалість крила характеризується аеродинамічною якістю K , яка дорівнює відношенню підймальної 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 θ , який можна визначити за формулою $\text{tg}\theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{Y/X} = \frac{1}{K}$.

Аеродинамічні сили та коефіцієнти для крила та літака в цілому залежать від α і наведені на рис. 3.4. Кут атаки, при якому $c_Y = c_{Y_{\text{max}}}$, зветься *критичним кутом* $\alpha_{\text{кр}}$. Для сучасних літаків $\alpha_{\text{кр}} \approx 15...20^\circ$, $c_{Y_{\text{max}}} = 0,8-1,2$. Зменшення коефіцієнта підймальної сили при $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$ пояснюється тим, що на більших кутах α 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 α ; $c_{X_{\text{min}}}$ спостерігається при близькому до α нульовій підймальній силі.

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

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

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

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

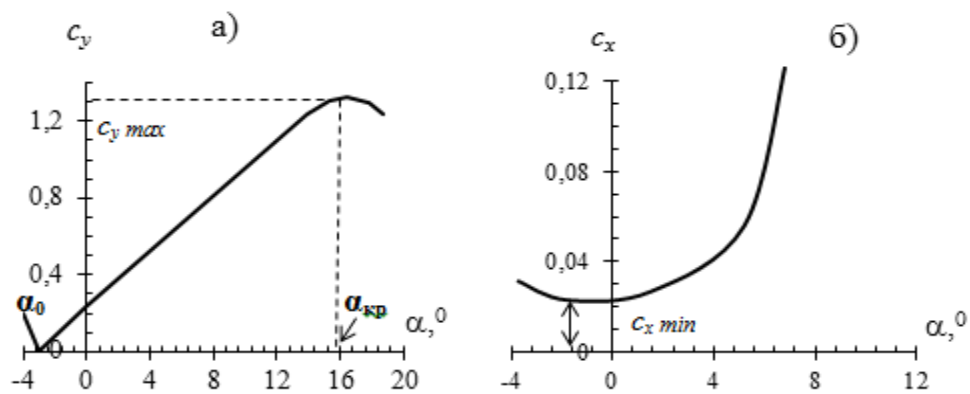


Рис.3.4. Залежність коефіцієнтів c_x (а) та c_y (б) від кута атаки крила α

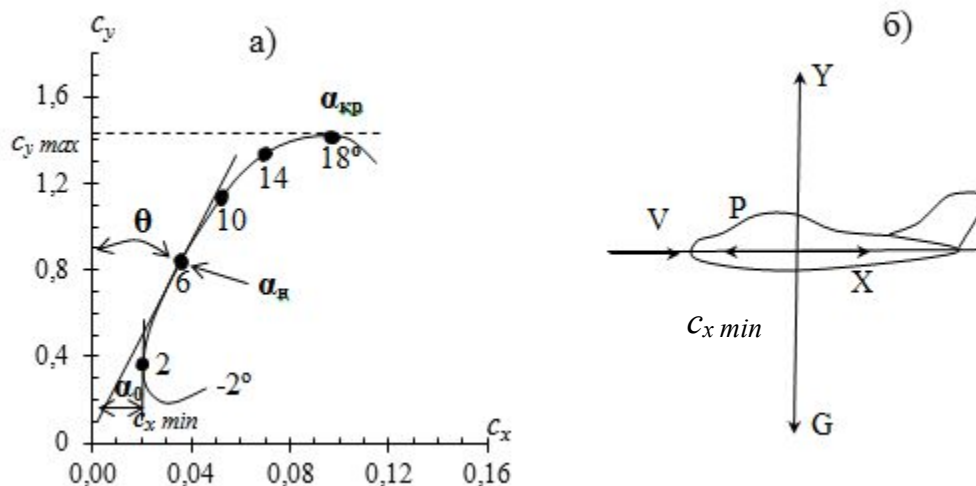


Рис. 3.5. Поляра крила (а) та сили, які діють на літак у горизонтальному польоті (б).

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

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

Якщо взяти окремий випадок подовжнього руху - горизонтальний політ літака з постійною швидкістю, то крім зазначених сил на літак діє сила тяги P та сила ваги G . У випадку усталеного руху літака ($VV, dd = const$) всі сили знаходяться в рівновазі, тобто рівнодіюча зовнішніх сил, що діють на літак, повинна дорівнювати нулю.

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

$Y = G$ - умова прямолінійного руху повітряного судна;

$X = P$ - умова постійних швидкостей.

$$V_{ГП} = \sqrt{\frac{2G}{c_Y S_k \rho}}, \quad (3.7)$$

де c_Y - коефіцієнт підіймальної сили, S_k - площа крила, ρ - густина повітря.

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

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

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

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

Крило літака, яке поставлено під невеликим кутом α до повітряного потоку, забезпечує відкидання повітря униз та створення підіймальної сили (Y). Закрилки дозволяють змінити цей кут, а також і підіймальну силу.

Якщо записати співвідношення, аналогічне (3.7) для потрібної швидкості V_0 біля поверхні землі (над рівнем моря) в умовах СА, і

поділити співвідношення (3.7) на нове, то отримаємо залежність, яка характеризує вплив ρ на потрібну повітряну швидкість.

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

В залежності від метеорологічних умов указані величини 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 втримується постійна висота, тобто літак переміщується по ізобаричній поверхні, тоді швидкість польоту залежить тільки від розподілу температури.

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

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

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

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

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

З'ясуємо фактори, від яких залежить потрібна тяга горизонтального польоту. Кожному α відповідає значення K . Максимальна якість буде

спостерігатися при польоті на $\alpha_{\text{наїв}}$ (рис. 3.5), а потрібна тяга тут буде мінімальна. При збільшенні або зменшенні α при порівнянні з $\alpha_{\text{наїв}}$ потрібна тяга горизонтального польоту буде зростати. Залежність потрібної тяги горизонтального польоту від кута атаки одержала назву кривої Жуковського.

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

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

Для вирішення питання про можливість виконання горизонтального польоту з заданою швидкістю V необхідно зрівняти $P_{\text{гп}}$ з P_p . Якщо $P_{\text{гп}}$ менше P_p , тобто існує зайва тяга ΔP , 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 спливу з великою швидкістю робочих газів з реактивного сопла) та комбіновані - турбогвинтові (ТГД), в яких основна тяга створюється повітряним гвинтом, а додаткова тяга (8-12 %) - за рахунок спливу продуктів горіння. Гвинтові поршневі двигуни (ПД) встановлюються на літаках з невеликою швидкістю польоту (200-500 км·год⁻¹, тобто $M = 0,2-0,5$), а також на вертольотах. ТГД знайшли своє застосування на літаках зі швидкістю 500-800 км·год⁻¹ ($M = 0,5-0,8$) і на вертольотах. Турбореактивні двигуни (ТРД) використовуються як на дозвукових, так і надзвукових літаках, вертольотах, гелікоптерах. ТРД мають малу питому масу, яка практично залишається постійною як на злітному, так і у крейсерському режимах польоту. Це робить ТРД найбільш вигідні при великих швидкостях польоту.

3.3 Залежність сили тяги турбогвинтового двигуна від фізичного стану атмосфери

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

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

Залежність сили тяги P_p від температури та тиску повітря на висоті польоту впливає з принципу роботи двигуна. Повітря поступає у ТРД зі швидкістю, перед потраплянням до камери згорання воно йде під стиснення компресора, що розташований між дифузором і камерами

згорання, для більш рівного використання теплової енергії. Проходячи крізь камеру згорання (в яку впорскується рідке паливо), повітря гріється, що приводить до його поширення та збільшення швидкості стікання газу з реактивного сопла. Таким чином, змінюється кількість руху. Зміна кількості руху газів дорівнює імпульсу реактивної сили тяги. Тоді, на основі третього закону механіки (дії завжди відповідає певна і протилежно спрямована протидія) можна записати, що реактивна сила тяги, яка створюється двигуном дорівнює:

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

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

Якщо покласти $dt = 1\text{с}$, 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 (3.11) після диференціювання та заміни диференціалу кінцевими різницями, одержимо:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Відносна густина Δ з висотою зменшується, а множник $\frac{T_0}{T_z}$ зростає, але це зростання менше, ніж падіння Δ , тому тяга ТРД з висотою також зменшується. З висоти приблизно 11 км в МСА, тяга зменшується більш інтенсивно, тому що температура повітря перестав 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 приводить до більш інтенсивного зменшення сили тяги з висотою. З цієї причини при наборі висоти до тропопаузи повинно спостерігатися дуже помітне падіння сили тяги, і навпаки, при зниженні літака при переході зі стратосфери у тропосферу, сила тяги повинна різко зростати. При польоті на постійному ешелоні значні коливання сили тяги можуть спостерігатися при пересіканні атмосферних фронтів та фронтальних зон. Значна зміна сили тяги може бути обумовлена мінливістю температури, особливо її сезонними коливаннями.

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

Вплив температури та густини повітря на швидкість польоту.

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

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

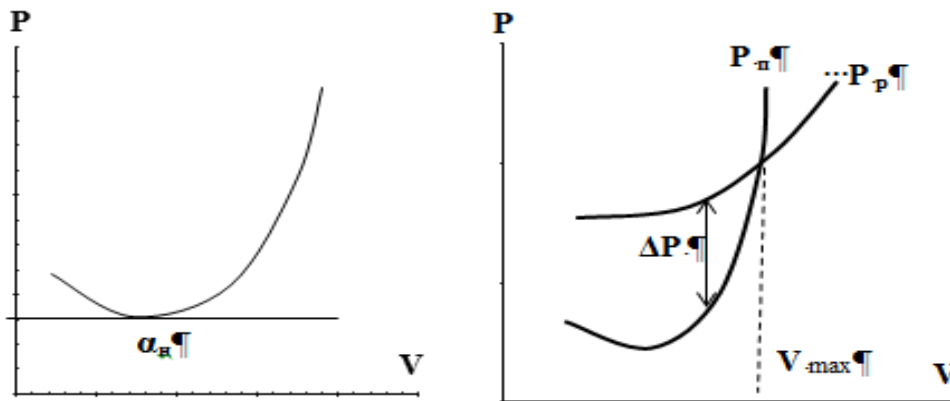


Рис. 3.6. Криві Жуковського

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

Точка перетину кривих P_p та P_n відповідає горизонтальному польоту з V_{max} - найбільшою швидкістю в горизонтальному польоті при максимальному режимі роботи двигуна (в режимі P_p). V_{min} визначається виразом $V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S_k \rho}}$ (в режимі P_n), залежить від відношення G/S (питоме навантаження на крило) та з висотою збільшується за рахунок падіння ρ .

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

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

Економічна швидкість знаходиться із мінімуму потрібної потужності (в основному для літаків з поршневіми та турбогвинтовими двигунами).

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

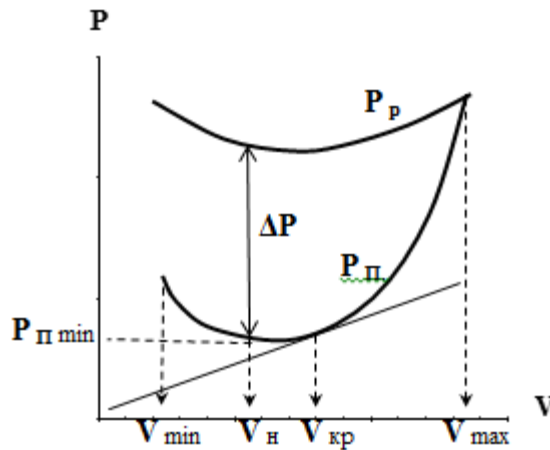


Рис. 3.7. Метод Жуковського для визначення швидкості усталеного горизонтального руху літака з ТРД

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

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

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

Отже, V_{max} польоту залежить від висоти польоту (змінюється ρ) 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 ρ та T , отримаємо:

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

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

Таким чином, максимальна швидкість пропорційна кореню квадратному з відношення абсолютних температур на нульовому рівні та деякій висоті. При зниженні температури на 5 °С максимальна швидкість зростає приблизно на 1 %.

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

3.4 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_{zod} , кг·год⁻¹) – це витрата палива за годину польоту.

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

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

$$c_{zod} = c_{num} P_n = c_{num} G/K. \quad (3.17)$$

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:

$$c_{zod} = (c_{zod})_{CA} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}} \quad \text{або} \quad c_{zod} = (c_{zod})_{CA} \frac{p}{p_{CA}} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}}. \quad (3.18)$$

Тривалість польоту T_n залежить від c_{zod} і запасу палива, що 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 необхідно для польоту на відстань 1 км. Від c_k

залежить дальність горизонтального польоту $L_2 = G_n / c_k$, яка є складовою часткою в загальну дальність польоту (L).

$$L = L_{\text{наб}} + L_2 + L_{\text{зн}}, \quad (3.19)$$

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

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

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

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

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

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

3.5 Вплив температури повітря на стелю літака

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

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

За *практичну стелю* умовно приймають висоту, на якій максимальна 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:

$$P_2 = P_1 \frac{p_2}{p_1} \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{h_2}{h_1} \right)^3. \quad (3.20)$$

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

Зміну висоти стелі приблизно можна оцінити за формулою:

$$H_n = H_{ncm} - K_n T, \quad (3.21)$$

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

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

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

3.6 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйом повітряних суден

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

$$V_y = \frac{\Delta P V}{G}, \quad (3.22)$$

де ΔP – зайва тяга, V – повітряна швидкість.

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

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

Знаючи V_y при наборі висоти, можна знайти час, який потрібен для набору літаком певної висоти польоту. З рис. 3.8 видно, що при підвищенні температури повітря (при зниженні ρ) час набору певної висоти буде збільшуватися, а при зниженні температури (відносно МСА) – зменшуватися.

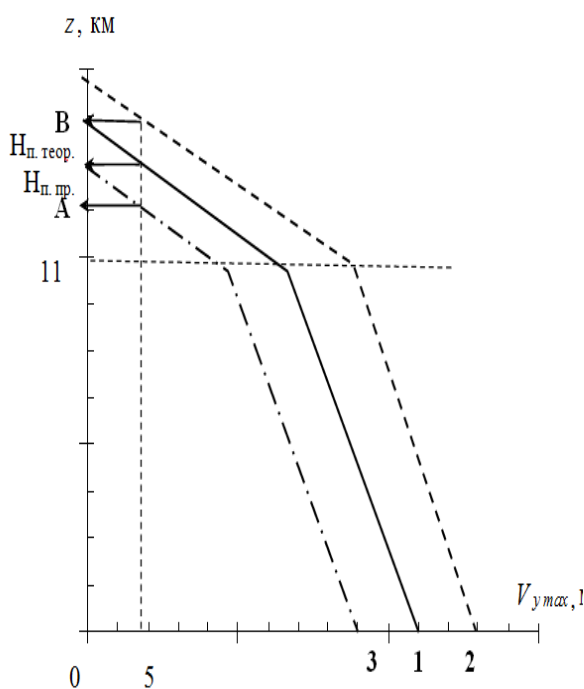


Рис. 3.8. Зміна $V_{y \max}$ з висотою z для дозвукового літака з ТРД, якщо кут атаки та кількість обертів двигуна не змінюються:
 1 – для умов МСА;
 2 – при підвищенні температури повітря по відношенню до МСА; 3 – при зниженні температури повітря по відношенню до МСА;
 А – висота практичної стелі при додатковому відхиленні температури повітря відносно МСА;
 В – висота практичної стелі при від'ємному відхиленні температури повітря відносно МСА;

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

Характеристика швидкопідйому літака - 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. Висота H_{11} залежить від температури, тому швидкопідйом з підвищенням температури повітря зменшується.

3.7 Вплив температури та тиску повітря на зліт та посадку

Злітні та посадкові дані літака – довжина розбігу та швидкість відриву при зльоті (рис. 3.9), посадкова швидкість та довжина пробігу при посадці в значній мірі залежать від фізичних характеристик стану атмосфери.

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

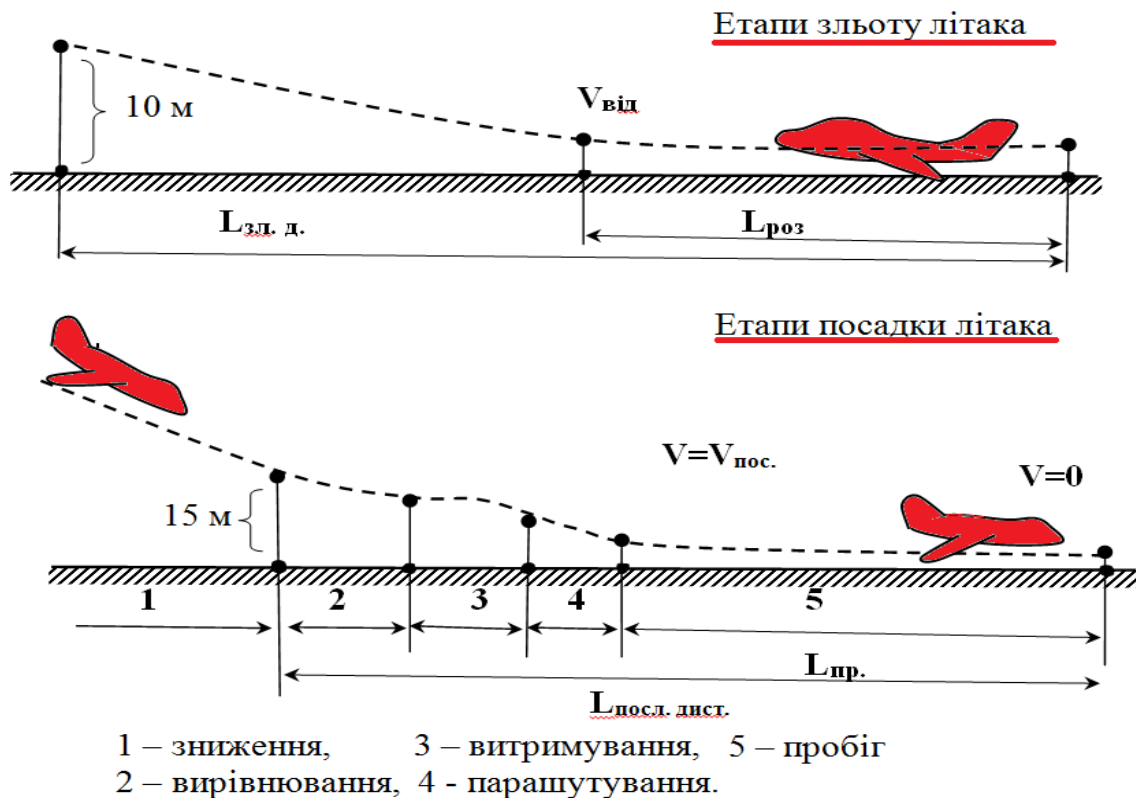


Рис. 3.9. Етапи зльоту та посадки літака:

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

$$V_{\text{від}}^2 = \frac{2GRT}{c_{y\text{ від}} \rho S_k} = \frac{2GK_T}{c_{y\text{ від}} S_k \rho} \quad V_{\text{нос}}^2 = 0,95 \frac{2G}{c_{y\text{ нос}} \rho S_k} \quad c_{y\text{ від}} = 0,85c_{y\text{ max}}, \quad (3.23)$$

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

Із формул (3.23) видно, що підвищення температури повітря приводить до збільшення швидкості відриву, а ріст атмосферного тиску, навпаки, – до її зменшення.

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

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

$$L_{\text{роз}} = \frac{V_{\text{від}}^2}{2 j_{\text{ср}}}, \quad (3.24)$$

де $j_{\text{ср}}$ – середнє прискорення.

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

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

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

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

$$L_{роз} = \frac{L_{роз ст}}{\Delta}, \quad (3.25)$$

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

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

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

$$L_{роз} = \frac{L_{роз ст}}{\Delta^2}. \quad (3.26)$$

Довжина пробігу реактивного літака обчислюється:

$$L_{np} = L_{np ст} (0,95 + 0,0031 T_0); \quad L_{np} = \frac{V_{noc}^2}{2j_{noc сep}}, \quad (3.27)$$

де T_0 – температура повітря на рівні землі.

$$V_{noc} = \frac{2m_{noc}gRT}{c_{y noc} S_k p}; \quad L_{np} = \frac{L_{np ст}}{\Delta^2}, \quad (3.28)$$

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 %.

3.8 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів

3.8.1 Способи вимірювання висоти польоту.

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

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

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

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

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

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

Основним навігаційно-пілотажним приладом для визначення висот є барометричний висотомір. Він являє собою дуже відчутний барометр-анероїд, шкала якого проградуєвана у метрах по барометричній формулі

для умов СА. Крім цього, на приладі є друга шкала в мм рт.ст., значення тиску на якій відповідають стандартній атмосфері.

Із принципу роботи висотоміру випливає: 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.

3.8.2 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 установлений на приладі.

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

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

пункту посадки пілот запитує атмосферний тиск на рівні ЗПС посадки та установлює на висотомірі тиск на рівнях ЗПС аеродрому посадки.

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

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

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

$$h_z = 18400 \frac{T_m}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p} = h_p \frac{T_m}{T_{m\text{ст}}}, \quad (3.29)$$

де $h_p = 18400 \frac{T_m}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p}$ - барометрична стандартна висота, $T_{o\text{ст}}$, $T_{m\text{ст}}$, T_m -

температура повітря на рівні моря в умовах МСА, середня в умовах МСА та фактична барометрична температура в шарі від нульового рівня до висоти польоту, відповідно. Звичайно в практичних розрахунках замінюють T на середню арифметичну температуру шару, тобто $T_{cp} = (T_0 + T)/2$. Тут припускається невелика похибка при постійному вертикальному градієнті температури з висотою. Але, у випадку інверсії або ізотермії похибка може дорівнювати 10 % висоти.

Із аналізу вищенаведеної формули випливає, що показання приладу залежать від відношення температур ($T_m/T_{m\text{ст}}$): якщо $T_m > T_{m\text{ст}}$, то показання приладу будуть зменшені, та навпаки, при $T_m < T_{m\text{ст}}$ - підвищенні. Так, влітку, в Арктиці температура часто перевищує $-40...-45$ °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 %).

3.8.3 Вплив густини та температури повітря на показання показника повітряної швидкості

Для розрахунку повітряної швидкості літака, тобто швидкості руху літака відносно повітря, використовується прилад, який зветься

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

Залежність швидкості польоту від температури повітря визначається відношенням:

$$V = V_{T_{ст}} \sqrt{\frac{T}{T_{ст}}}, \quad (3.30)$$

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

При достатніх відхиленнях ($T > T_{ст}$) показання приладу знижені, при від'ємних – завищені. Зв'язок між дійсною та індикаторною (приладовою) швидкостями має вигляд:

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}, \quad (3.31)$$

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

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

4 ВПЛИВ ВІТРУ НА ПОЛЬОТИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

4.1 Вплив вітру на зліт, посадку та на політ літака

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

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

$$t_{роз\ 0} = \frac{V_{від}}{j}; \quad L_{роз\ 0} = \frac{V_{від}^2}{2j}, \quad (4.1)$$

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

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

Довжина пробігу при посадці літака проти вітру зменшується із-за того, що вітер створює лобовий опір, який разом з силою тертя коліс літака дуже збільшує абсолютну величину від'ємного прискорення після приземлення. Крім того, швидкість руху літака відносно ЗПС у момент торкання при зустрічному вітрі менша, ніж при штилі або попутному вітрі.

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

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

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

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

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

Для кожного типу літака встановлюється найбільш припустима швидкість бокового вітру (бокової складової), при якій можливі посадка та зліт. Її величина залежить від особливостей конструкції літака та питомого навантаження на крило G/S . Чим більше питоме навантаження на крило, тим значніша величина найбільш припустимої швидкості бокового вітру. 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 обслуговуванні польотів.

4.2 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 в заключній стадії приземлення. Це пов'язано з тим, що в самому нижньому шарі атмосфери може спостерігатися дуже різка зміна вітру з висотою - *зсув вітру*. Під зсувом вітру β розуміють різницю векторів вітру на верхній та нижній межах цього шару: $\beta = |\Delta U| / \Delta z$, де $|\Delta U| = |U_v - U_n|$.

Розрізняють вертикальний зсув вітру - зміну горизонтальної складової вітру на заданій висоті, а також зсув вітру в заданому напрямі в просторі. Великі зсуви вітру здібні 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 $70 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$.

Критерії інтенсивності зсуву вітру наведені в табл. 4.1.

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

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

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

По рекомендації ІСАО напрям зсуву вітру визначається відносно напрямку руху літака (вісі ЗПС). Наприклад, в самому нижньому шарі атмосфери, від рівня ЗПС і до висоти 30...50 м спостерігається сильний поздовжній (уздовж ЗПС) зсув вітру, вітер з висотою збільшується. Для літака, який йде на зниження, це буде від'ємний зсув вітру і він при зниженні буде мати знижену повітряну швидкість, що приведе до його «провалювання» та до недольоту відносно ЗПС (рис. 4.1).

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

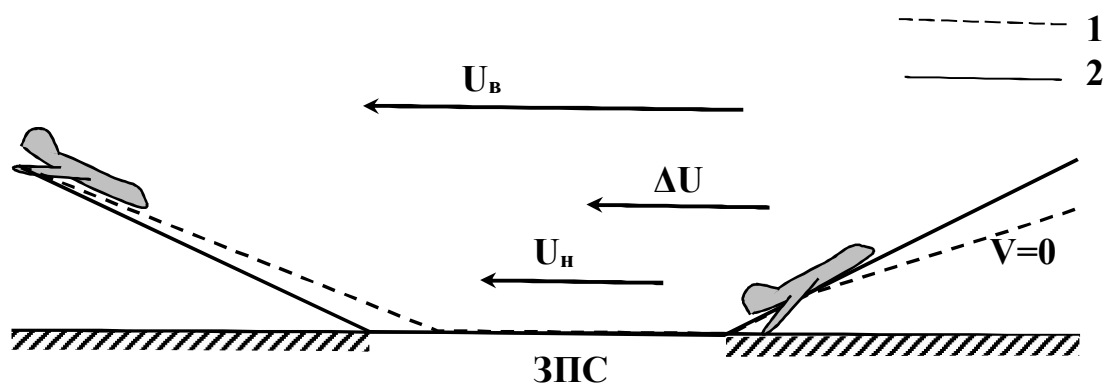


Рис. 4.1. Приклад впливу вертикального зсуву вітру на зліт та посадку. 1 - допустима, 2 - дійсна траєкторія руху ПС.

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

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

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

4.3 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 вісі. Швидкість переміщення літака при цьому зветься повітряною швидкістю та позначається вектором \vec{V} .

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

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

Побудований за цими векторами трикутник має назву *навігаційного трикутника швидкостей* (рис. 4.2). Елементи навігаційного трикутника є змінними величинами: γ - магнітний курс (курс польоту); φ - кут зносу; α - дійсний курс; ε - кут вітру. Магнітний курс (γ) - 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 зносу кута вітру (ε). Якщо кут вітру складає 0 або 180° , 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.

Відношення швидкості вітру до повітряної швидкості літака в окремих випадках може досягати 0,2-0,3 та й більше, що свідчить про можливість значної зміни путьової 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 °.

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

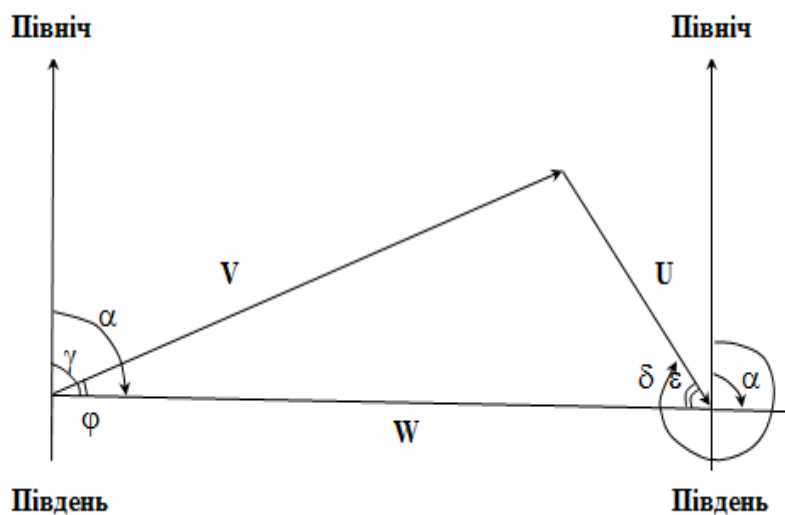


Рис. 4.2. Навігаційний трикутник швидкостей

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

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

1. \vec{V} - вектор повітряної швидкості, який завжди відомий екіпажу (він визначається за допомогою покажчика повітряної швидкості);
2. γ - курс літака відомий (визначається за допомогою різних покажчиків курсу);

3. φ - кут зносу відомий екіпажу;
4. α - путьовий кут визначається як $\alpha = \gamma + \varphi$;
5. \vec{W} - визначають по наземним орієнтирам і за допомогою радіотехнічних, астрономічних та інших засобів;
6. Будують навігаційний трикутник та вектор вітру (\vec{u}) визначають як замикаючий вектор.

4.4 Еквівалентний вітер

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

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

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

$$\omega = |\vec{W}| - |\vec{V}|. \quad (4.2)$$

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

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

Якщо використати поняття еквівалентного вітру, то простіше вживати статистичний підхід при рішенні питання про необхідний для польоту запас палива, при складанні розкладу руху літаків за повітряними трасами, при оцінці можливого часу прибуття до кінцевого пункту та ін.

4.5 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 Київ-Прага, Одеса-Рим, Київ-Пекін та іншими показала, що на маршрутах великої протяжності імовірність

зустрічі в польоті СТ складає більше 70-80 %, що свідчить про велике аеронавігаційне значення СТ.

Існують методи розрахунку маршруту польоту за полем вітру (тиску), за яким літак прилетить до пункту призначення з мінімальною витратою часу. При цьому загальний час польоту за цим маршрутом (траєкторією мінімального часу польоту) буде значно менше ніж час, необхідний для польоту найкоротшим шляхом (*ортодомією*).

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 700-1300 км; вертикальна потужність – 6-10 км; горизонтальна довжина - декілька тисяч км.

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

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

Стратосферні СТ спостерігаються в усіх широтах, їх вісь розташована вище тропопаузи, швидкість менша, ніж в тропосферних СТ і не перевищує 200 км·год⁻¹.

Струминні течії можна розпізнати за смугою 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⁻¹ на 1 км висоти та 7-10 м·с⁻¹ 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.

Частина III (ЗМ-ЛЗ)

УМОВИ УТВОРЕННЯ ТА ПРОГНОЗ МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ ЯВИЩ, ЩО НЕБЕЗПЕЧНІ ДЛЯ ПОЛЬОТІВ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

5 ПРОГНОЗ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ТА ОБЛЕДЕНІННЯ

5.1 Атмосферна турбулентність і польоти повітряних суден

5.1.1 Загальна інформація про турбулентність в атмосфері

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

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

У залежності від причини виникнення турбулентності її можна розділити на:

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

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

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

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

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

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

В різних баричних утвореннях інтенсивність турбулентності 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-дощовою хмарністю.

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

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

5.1.2 Вплив бовтанки на політ літака

Під час польоту в зоні інтенсивної турбулентності виникає небезпека:

1. Втрати керування.
2. Ушкодження або деформації літака.
3. Руйнування конструкції.
4. Виходу на критичний кут атаки і втрати стійкості літака (звалювання на крило).

5. Вимикання двигуна через різке зменшення кількості повітря, що надходить у двигун, в результаті коливань літака. Це явище найчастіше спостерігається при польотах на великих висотах, де двигун найбільш чутливий до зміни витрати повітря.

6. Зниження працездатності екіпажу.

7. Зниження комфорту пасажирів через «повітряну хворобу».

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

Таким чином, при великих швидкостях починається небезпечна зона за умовами міцності, а при малих - за умовами керованості. Критичні 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 $350 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$, а за умовами керованості – $220 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$. Безпечна швидкість польоту лежить в інтервалі $260\dots300 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$.

5.1.3 Оцінка інтенсивності бовтанки

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

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

Таким чином,

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

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

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

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

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

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

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 (1);

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 (2);

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 затруднене через великі перевантаження. При великих негативних перевантаженнях відчувається невагомість, а при позитивних - сильне притиснення до крісла. Предмети, що не закріплені, зміщуються. Ходьба по салону може викликати травми пасажирів (3 або 4);

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

5.1.4 Турбулентність ясного неба

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

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

Види ТЯН:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

При аналізі зон ТЯН рекомендована наступна схема:

1. Будується карта горизонтальних та вертикальних зсувів вітру для шарів, товщина яких не перевищує 3 км.
2. Відзначаються потенційно можливі турбулентні зони, тобто проводять ізолінії з $0,6 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}/100 \text{ м}$ через кожні $0,4 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}/100 \text{ м}$.
3. На побудовану карту зсувів вітру наносять інформацію від екіпажів ПС, що спостерігають за бовтанкою, для уточнення розмірів зон турбулентності.

5.1.5 Турбулентність у хмарах

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

1. Часто спостерігається байдужа або нестійка стратифікація температури повітря.
2. Поля температури і густини повітря та зсуву вітру неоднорідні.

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

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

Найбільш сильна бовтанка спостерігається при польоті безпосередньо біля верхньої межі хмарного шару, особливо якщо вона нерівномірна, а також в неоднорідних по густині хмарах. За даними М. А. Германа, коефіцієнт турбулентності всередині шаруватих хмар порівняно швидко

змінюється, досягаючи максимального значення біля їх меж. При розшарованій хмарності в безхмарних проміжках коефіцієнт, як правило, невеликий.

Політ в шаруватих хмарах може протікати спокійно, якщо вертикальні рухи, що обумовлюють процес хмароутворення, мають маленькі швидкості (декілька сантиметрів в секунду) і носять впорядкований характер. Наприклад, при польоті в хмарах теплового фронту, коли виконуються відмічені вище умови, бовтанки не буває.

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

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

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

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

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

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

5.1.6 Бовтанка літаків на атмосферних фронтах

Бовтанка літаків може спостерігатися на холодних і теплих атмосферних фронтах, а також на фронтах оклюзії. Повторюваність бовтанки на холодних фронтах найбільша в порівнянні з іншими атмосферними фронтами. Особливо небезпечні для виконання польотів хмарні системи холодних фронтів другого роду, де буває бовтанка дуже великої інтенсивності. В результаті вимушеного підйому теплого повітря на цих фронтах 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 слабко виражені в полі хмарності і температури повітря біля поверхні землі. Проте, і тут холодні вторгнення супроводжуються різким збільшенням інтенсивності турбулентності і, отже, посиленням бовтанки.

Ступінь турбулентності на холодному фронті залежить від швидкості горизонтального руху холодної повітряної маси щодо теплого повітря перед фронтом, що наступає (імпакт-чинник). За значення імпакт-чинника приймають суму швидкості переміщення фронту і нормальної до фронту складової градієнтного вітру в 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 менше, ніж в хмарах холодного фронту, і вона менш інтенсивна. Це пояснюється значно меншими температурними контрастами у фронтальній зоні і меншим кутом нахилу фронтальної поверхні. Проте, літом при підйомі теплого повітря з великим вологовмістом по клину поволі відступаючого холодного повітря внаслідок великої волого-нестійкості теплого повітря на теплому фронті можливий розвиток грозової діяльності.

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

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 на холодну.

Бовтанка (її характер і повторюваність) в хмарних системах фронтів оклюзії майже нічим не відрізняється від бовтанки в зонах холодних і теплих фронтів і залежить від типу фронту оклюзії, а також від особливостей термобаричного поля в зоні фронту.

5.1.7 Турбулентність у зоні тропопаузи

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

Розподіл турбулентності, що викликає бовтанки, не однаковий для полярної та тропічної тропопауз. При наближенні до полярної тропопаузи повторюваність та інтенсивність бовтанки зростає. Згідно Н. І. Давидову, в зоні між холодним фронтом та полярною тропопаузою з боку холодної частини струминної течії спостерігається максимальна повторюваність бовтанки, яка складає більш 50 %. Причому, в області тропопаузи може бути декілька турбулентних зон.

При невеликих швидкостях вітру або збігу вісі струминної течії з тропопаузою максимальна повторюваність та інтенсивність бовтанки виявляється тільки під тропопаузою.

Якщо рівень максимальної швидкості вітру струминної течії лежить нижче тропопаузи, то формуються два турбулентних шари. Один розташовується безпосередньо під тропопаузою, а інший, більш виражений, з великою повторюваністю інтенсивної турбулентності - приблизно на 1,5 км нижче за рівень максимальної швидкості вітру. При розташуванні вісі струминної течії над тропопаузою може бути декілька шарів з інтенсивною турбулентністю: два шари - вище тропопаузи і один шар - під тропопаузою.

В нижній стратосфері антициклонічна частина струминної течії є холодною, тому вище вісі спостерігається протилежний характер розподілу повторюваності та інтенсивності турбулентності: найбільша повторюваність і інтенсивність бовтанки мають місце при польотах на антициклонічній стороні струминної течії вище її вісі.

5.1.8 Орографічна бовтанка

Польоти над гірськими районами особливо складні, оскільки тут створюються умови, сприятливі для виникнення небезпечних для авіації явищ. Завдяки взаємодії механічних і термодинамічних чинників в гірських

районах виникають і розвиваються гірсько-долинна циркуляція, купчасто-дощові хмари з інтенсивною турбулентністю, зливи, грози, град, шквалисті вітри і гірські хвилі. Ступінь розвитку турбулентності в гірських районах залежить від форми і розмірів гірського масиву, від напрямку вітру щодо гірського хребта, від швидкості вітру і характеру зміни його з висотою. Найбільшій деформації повітряні потоки піддаються на підвітряній стороні гірських хребтів, де утворюються турбулентні вихори найрізноманітнішого масштабу. За певних умов, коли повітряні течії направлені до гірського ланцюга, тут виникають, так звані, *гірські хвилі*. Це стаціонарна зона, в якій може розвиватися виключно інтенсивна турбулентність з дуже великими швидкостями висхідних і низхідних потоків.

Перші теоретичні дослідження обтікання гірських хребтів повітряним потоком були виконані М.Є. Кочиним. Він розглянув завдання обтікання нерівностей рельєфу потоком ідеальної рідини, що не стискається.

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

$$l^2 = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\bar{u}^2}, \quad (5.3)$$

де \bar{u} - середня складова швидкості вітру, нормальна до напрямку хребта в даному шарі; \bar{T} - середня температура повітря в даному шарі; γ_a і γ - сухоадіабатичний і дійсний вертикальний градієнт температури повітря, відповідно.

Якщо параметр l^2 зменшується з висотою, слід чекати розвитку хвиль. Обчислення параметра l^2 зазвичай проводиться по шарах через 0,5 км або 50 гПа. При монотонній зміні температури і швидкості вітру з висотою можна брати шари через 1 км, або 100 гПа, а у разі швидких змін цих елементів товщину шарів доцільно зменшити.

Необхідно мати на увазі, що хвилі можна виявити і за орографічними хмарами, які розвиваються лише при достатній вологості повітря.

У вихорах, що утворюються в нижньому шарі при хвильовій або роторній течії, часто розвиваються роторні хмари, що відрізняються сильною турбулентністю. При спостереженні з повітря ці хмари нагадують смуги купчастих хмар. Основа хмари зазвичай знаходиться на рівні гребеня гірського хребта або нижче, тоді як вершина може бути значно вище за гребінь. Цей вид хмар нерідко спостерігається в Криму над південним схилом хребта при сильному північно-західному вітрі, як правило, незабаром після проходження холодного фронту.

Відомості про орографічні хмари за відсутності даних радіозондування є єдиним критерієм наявності хвиль і вихорів.

При аналізі можливості розвитку гірських хвиль необхідно враховувати:

1. *Зміну синоптичних умов.* В першу чергу слід визначити можливість наближення або проходження фронтів, які зазвичай викликають різкі зміни вертикального розподілу вітру і температури.

2. *Наявність струминних течій.* Існування струминної течії з великими зсувами вітру сприяє утворенню потужних хвиль з підвітряного боку гірських систем.

3. *Особливості рельєфу.* Часто гірські райони складаються з ряду окремих піків або хребтів. Обурення, що створюються кожним з них, можуть істотним чином змінювати загальний хвильовий потік.

4. *Добові і сезонні зміни.* У ясну погоду радіаційне охолодження повітря сприяє утворенню інверсій у нижньому шарі атмосфери і тим самим розвитку підвітряних хвиль. Крім того, у кожному районі є сезонні зміни повторюваності хвильових явищ. За даними Ферхготта, над підвітряними схилами хребтів висотою до 1000 м гірські хвилі з'являються протягом всього року, а над найбільш високими гірськими хребтами зустрічаються частіше всього взимку.

Багато дослідників орографічної турбулентності підкреслюють важливість і необхідність обліку аеросиноптичних умов, в першу чергу температурної стратифікації атмосфери і вертикального профілю швидкості вітру, а також напряму провідного потоку по відношенню до гірського хребта.

Детальний аналіз аеросиноптичних умов виникнення гірських хвиль виконав в 1971 р. М.С. Шелковніков. Проаналізувавши численні аеросиноптичні матеріали льотних подій і спеціальних польотів на Кавказі, у Середній Азії, в Криму та ін. він визначив шість типів синоптичних процесів, що зумовлюють сильні вітри в гірських районах:

- I. Наближення і проходження через гірський хребет активної фронтальної зони, що направлена поперек хребта.
- II. Наближення і проходження через гірський хребет малоактивної фронтальної зони, що направлена поперек хребта.
- III. Наближення і проходження через гірський хребет паралельно направленої активної фронтальної зони.
- IV. Наближення і проходження через гірський хребет паралельно направленої малоактивної фронтальної зони.
- V. Процеси в 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.

5.1.9 Прогноз турбулентності в нижньому шарі атмосфери

Основними факторами, що обумовлюють розвиток турбулентності в нижньому шарі атмосфери є тертя повітряного потоку об поверхню землі, неоднорідність нагріву окремих ділянок земної поверхні сонячною радіацією, а також деформація повітряного потоку над різними перешкодами. Часто розвиток турбулентності відбувається при одночасній дії всіх або частини чинників, тому при прогнозі турбулентності в нижньому шарі необхідно враховувати синоптичну ситуацію, термодинамічні 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.

При значному вітрі в шарі тертя значення вертикальних поривів (w), що викликають бовтанку, залежить від швидкості вітру біля поверхні землі. Ця залежність для нижнього 500-метрового шару має вигляд:

$$w = k V, \quad (5.4)$$

де V - швидкість біля поверхні землі, k – коефіцієнт, залежний від характеру підстильної поверхні.

Значення коефіцієнту k складає від 0,14 до 0,53 влітку та приблизно 0,4 - взимку.

Інтенсивність бовтанки оцінюють за формулою:

$$\Delta n = 0,06 kV, \quad (5.5)$$

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

При аналізі можливості розвитку термічної бовтанки треба врахувати наступні фактори:

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

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

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

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

5. Швидкість вітру. Слабкий вітер ($0 \dots 4 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$) сприяє розвитку терміків.

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

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

Розвитку термічної турбулентності сприяють наступні синоптичні ситуації:

1. Тилова частина циклону.

2. Антициклональна кривизна ізобар або розмите баричне поле.

3. Відсутність поблизу фронтальних хмарних систем.

Прогноз термічної турбулентності по суті ідентичний прогнозу конвективної хмарності поза фронтальних розділів.

При відсутності будь-якого впливу фронтальних розділів або локальних посилень вітру, що можуть призвести до різкої зміни вертикального розподілу температури і вологості, інтенсивність термічної турбулентності оцінюється за максимальною різницею між температурою на кривій стану (T') і температурою на кривій стратифікації (T) в шарі до рівня 400 гПа:

$$\Delta T_{\text{макс}} = T' - T. \quad (5.6)$$

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

5.1.10 Прогноз бовтанки літаків

Для прогнозу атмосферної турбулентності, яка викликає бовтанку літаків, використовують синоптичні, синоптико-статистичні і розрахункові методи.

Суть синоптичних методів прогнозу атмосферної турбулентності, яка викликає бовтанку літаків, полягає в комплексному аналізі приземних карт погоди та карт баричної топографії різних рівнів. Такий аналіз дозволяє визначити характер хмарності, наявність фронтів та їх активність. За допомогою висотних карт визначається форма баричного поля, напрямок і швидкість вітру на висоті польоту, знак адвекції температури та дивергенції течії.

Синоптико-статистичний метод прогнозу бовтанки літаків в імовірній формі був запропонований М.І. Давидовим. Для кожної

синоптичної ситуації визначена імовірність виникнення бовтанки будь-якої інтенсивності (група I), а також помірної та сильної бовтанки (група II). Різні сполучення простих ознак дозволили одержати комплексні ознаки, за допомогою яких можна визначити імовірність бовтанки в даному баричному полі на висоті польоту.

Визначення зони ТЯН здійснюють на основі аналізу наступних синоптичних матеріалів:

- а) прогностичних карт баричної топографії і карт струминних течій;
- б) фактичних і прогностичних карт для визначення приземного положення фронтів, баричних центрів і районів циклогенезу;
- в) карт тропопаузи і вертикальних зсувів вітру;
- г) аерологічних діаграм з нанесеними даними радіозондування;
- д) супутникових знімків, що використовуються для визначення положення фронтів, струминних течій, гірських хвиль та інших синоптичних об'єктів над районами з рідкісною мережею спостережень.

З імовірністю 80-90 % слід прогнозувати зони помірної та сильної турбулентності ясного неба (рис. 5.1) при наявності наступних синоптичних ситуацій на прогностичних картах баричної топографії АТ-400, АТ-300 гПа та картах струминної течії:

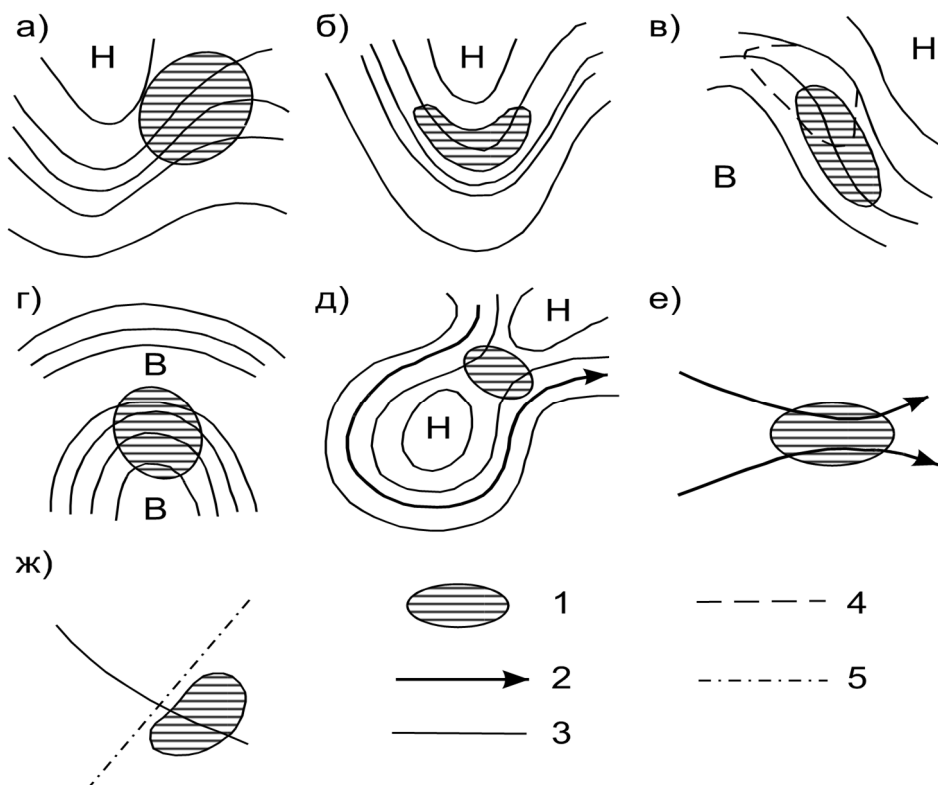


Рис. 5.1 – Синоптичні критерії прогнозу ТЯН, що враховують конфігурацію ізогіпс і СТ:

- 1 – зона ТЯН; 2 – вісь СТ; 3 – ізогіпси;
- 4 – ізотахи; 5 – вісь гірського хребта.

а) в передній частині баричної улоговини, дельті ВФЗ (рис. 5.1 а), в області відносно слабкого вітру ближче до антициклонічної кривизни ізогіпси при їх розходженні. В цій зоні часто мають місце значні вертикальні зсуви вітру;

б) на вісі баричної улоговини при наявності СТ (рис. 5.1 б). Зона ТЯН розташовується поблизу (на відстані до 300 км) вісі улоговини з циклонічного боку СТ. Необхідною умовою при цьому є також наявність адвекції холоду та значних горизонтальних градієнтах температури ($> 2,5$ °C/100 км) на рівні 300 гПа; швидке переміщення улоговини (> 50 км·год⁻¹); сильні горизонтальні зсуви вітру (> 10 м·с⁻¹ на 100 км) в області найбільшого згущення ізотерм;

в) в тилу улоговини (рис. 5.1 в) при наявності СТ та адвекції холоду в зоні послаблення швидкості вітру за потоком;

г) на вісі баричного гребеня (рис. 5.1 г) при наявності СТ, сильних вертикальних зсувів вітру ($> 1,5$ м·с⁻¹ на 100 км), значної швидкості вітру (> 70 км·год⁻¹), різкого посилення антициклонічної кривизни СТ;

д) в сідловині при наявності ізольованого центру низького тиску (рис. 5.1 д);

е) в зоні злиття двох СТ (рис. 5.1 е), коли вони знаходяться на відстані не більше 500 км одна від одної;

ж) при перетині СТ гірського хребта (рис. 5.1 ж).

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

1. Число Річардсона і його складові:

$$Ri = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\beta^2}, \quad (5.7)$$

де \bar{T} - середня температура повітря в даному шарі; γ_a і γ - сухо-адіабатичний і дійсний вертикальний градієнт температури повітря, відповідно, $\beta = |\Delta V / \Delta z|$ —параметр динамічної стійкості (вертикальний зсув вітру). Статистичні дослідження показують, що використання Ri не дає підвищення успішності прогнозу ТЯН в порівнянні з використанням тільки вертикального зсуву вітру, що може бути пояснене великими помилками в обчисленнях Ri за даними радіозондування.

2. Характеристика мінливості профілю температури з висотою відображує зміну термічної стійкості з висотою - $\Delta\gamma = \gamma_1 - \gamma_2$. Із зростанням кривизни профілю температури імовірність виникнення турбулентних зон зростає.

3. Характеристика мінливості вертикального зсуву вітру з висотою $\Delta\beta = |(\Delta V/\Delta z)_1 - (\Delta V/\Delta z)_2|$, що відображає, зокрема, кривизну профілю вітру. Відмічається, що навколо точок перегину профілю вітру при локальних зменшеннях числа Ri створюються умови для виникнення турбулентних зон.

На основі аналізу умов виникнення зон інтенсивної ТЯН у верхній тропосфері і нижній стратосфері Г.С. Булдовський запропонував комплексний параметр:

$$K = \frac{1}{\beta} - 8(\gamma_2 - \gamma_1)^2, \quad (5.8)$$

де γ_1 і γ_2 - вертикальні градієнти температури відповідно в нижньому і верхньому шарах атмосфери (по відношенню до досліджуваного рівня). Бовтанка вказувалася, якщо $K < K_{кр}=1,2$. При використанні параметра K для прогнозу зон ТЯН справджуваність прогнозу наявності бовтанки склала 67 %, справджуваність прогнозу її відсутності – 90 %. Підвищення справджуваності прогнозів на 2...3 % вдалося добитися шляхом залучення характеристик горизонтального зсуву вітру вздовж і поперек потоку, при великих значеннях яких може посилюватися розвиток ТЯН.

С.В. Солонин і О.Г. Богаткин привели наступні критичні значення метеорологічних параметрів, при яких можна очікувати розвиток ТЯН в стратосфері. Якщо із шести критеріїв турбулентності, визначити які можна за даними температурно-вітрового зондування (швидкість вітру $25 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ і більше, вертикальний градієнт швидкості вітру $\geq 10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на 1 км, горизонтальний градієнт швидкості вітру $\geq 5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на 100 км, вертикальний зсув на пряму вітру $\geq 15^\circ$ на 1 км, вертикальний градієнт температури $\geq 7^\circ\text{C}$ на 1 км, горизонтальний градієнт температури повітря $\geq 2^\circ\text{C}$ на 100 км), одночасно виконується не менше трьох, то в цьому районі слід указувати бовтанку.

Таким чином, розрахункові методи прогнозу бовтанки літаків зводяться до визначення числа Річардсона (Ri) або інших критеріїв, які характеризують турбулентний стан атмосфери.

Дискримінантний аналіз знаходить в даний час все більш широке застосування при дослідженні і прогнозі ТЯН. Метод діагнозу і прогнозу ТЯН за даними температурно-вітрового зондування атмосфери, розроблений на основі дискримінантного аналізу Г.С. Булдовським, О.О. Васильєвим та С.А. Бортніковим і придатний для ручної обробки даних зондування, дозволяє прогнозувати зони інтенсивної турбулентності в верхній тропосфері в імовірнісній формі.

Метод, заснований на 5-уровневої гідродинамічної моделі прогнозу полів вітру і температури за повними рівняннями погоди. У

рівнянні дискримінантної функції як найбільш інформативні предиктори ввійшли горизонтальний градієнт температури (*grad T*) і вертикальний зсув вектора вітру ($\partial V/\partial z$):

$$\Delta L = 98,2 \text{ grad } T + 159,2 \partial V/\partial z - 447,1. \quad (5.9)$$

Для розрахунку імовірності ТЯН отриманий аналітичний вираз у вигляді:

$$P = \frac{100}{1 + e^{-0,55 \Delta L}}, \quad (5.10)$$

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

5.2 Обледеніння літаків та його вплив на польоти

5.2.1 Причини обледеніння повітряних суден

До небезпечних для польотів метеорологічних явищ відносяться **обледеніння** повітряних суден і **ожеледь**.

Як відомо, сучасні літаки, вертольоти та гелікоптери обладнані системами, що спрямовані проти обледеніння. Але при забезпеченні безпеки польотів постійно треба враховувати можливість відкладення льоду на ПС під час польоту. Зліт і посадка літаків ускладнюються при відкладенні льоду на ЗПС. Ожеледь зменшує зчеплення коліс з поверхнею ЗПС, із-за чого порушується безпека цих етапів польоту.

Обледеніння ПС - явище, при якому літальний апарат під час польоту або стоянки на аеродромі покривається шаром льоду.

Обледеніння приводить до збільшення ваги ПС і витрати пального, до зменшення тяги двигунів. Лід на склі кабіни пілотів погіршує умови огляду, ускладнює заходження ПС на посадку. Внаслідок обледеніння зовнішніх антен порушується радіозв'язок. Головна небезпека при обледенінні в тому, що порушуються аеродинамічні якості літальних апаратів. Обледеніння зазнають, в основному, носові (лобові) частини літака. При цьому порушується форма профілю обтікання, появляються нерівності на його поверхні, що впливає на політ літака через зростання опору. Найбільшу частку цього опору (70...80 %) викликає обледеніння крил та оперення.

При горизонтальному польоті гелікоптера в умовах обледеніння лід наростає на лопатах несучого та хвостового гвинтів, стабілізаторі, шасі, лобової частини кабіни. Найбільшу небезпеку складає обледеніння гвинтів,

тому що збільшується навантаження на лопаті, що, в свою чергу, порушує рівновагу двигуна і утворює сильну вібрацію.

Лід на літаку відкладається в результаті замерзання крапель води (хмар, туману, мряки, дощу), що осідають на його поверхню, або внаслідок сублімації водяної пари. В обох випадках температура поверхні літака повинна бути від'ємною. Теоретичне доведено, що суттєве сублімаційне обледеніння неможливе, та основною причиною обледеніння літака є замерзання переохолоджених крапель води, які стикаються об його поверхню. Багаторічна льотна практика показала, що інтенсивне і небезпечне обледеніння може бути тільки при польоті в зоні переохолоджених крапель води.

Обледеніння ПС відбувається в хмарах, що знаходяться в шарі від поверхні землі до висоти 2-3 км. При від'ємних температурах найбільш імовірно обледеніння в водяних хмарах. В мішаних хмарах обледеніння залежить від водності. У внутрішньомасових шаруватих і шарувато-дощових хмарах при температурах від 0 до -10°C майже завжди спостерігається обледеніння. Ці хмари розташовуються під шарами інверсії і мають значну водність біля верхньої межі хмарності.

У фронтальній хмарності найбільш інтенсивне обледеніння ПС відбувається в купчасто-дощових хмарах холодних фронтів. В шарувато-дощових і високошаруватих хмарах теплому фронту інтенсивне обледеніння спостерігається, якщо випадають слабкі опади або зовсім не випадають; а при сильних облогових опадах на теплому фронті імовірність обледеніння дуже мала.

Найбільш інтенсивне обледеніння може відбуватися при польоті під хмарами в зоні переохолодженого дощу і/або мряки. В хмарах верхнього ярусу обледеніння мало імовірно, але можливе інтенсивне обледеніння в Cs, Cc, якщо вони залишились після руйнування грозових хмар.

Обледеніння можливе при температурі від $+5$ до -50°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. Осаджування крапель залежить від швидкості польоту.

Відкладення льоду в польоті залежать від мікроструктури хмар, виду опадів, температури і режиму польоту. За своїм характером відкладення можуть бути у вигляді льоду, паморозі та інею. Лід буває прозорим, матовим (напівпрозорим, мішаним), білим.

Прозорий лід утворюється при польоті в хмарах, що складаються лише з великих переохолоджених крапель, або під хмарами в зоні переохолодженого дощу при температурі від 0 до -10 °С.

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

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

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

Іній виникає внаслідок сублімації водяної пари.

При аналізі і прогнозі умов обледеніння повітряних суден необхідно враховувати не тільки стан атмосфери, а й особливості конструкції ПС, його швидкість і тривалість польоту.

Ступінь небезпеки обледеніння можна оцінити за швидкістю наростання льоду. Характеристикою швидкості наростання є *інтенсивність* обледеніння I (мм/хв). По інтенсивності розрізняють обледеніння слабе ($I \leq 0,5$ мм/хв), помірне ($I = 0,6 \dots 1,0$ мм/хв), сильне ($I > 1,0$ мм/хв).

Інтенсивність обледеніння відзначається відношенням:

$$I = 1,67 \cdot 10^{-2} \frac{wVE(r)\beta}{\rho_l}, \quad (5.11)$$

де w – водність хмар, %; V – повітряна швидкість літака, км·год⁻¹; ρ_l – густина льоду, кг·м⁻³; $E(r)$ – інтегральний коефіцієнт осідання (захвату) крапель; r – радіус крапель, β – коефіцієнт намерзання. Інтегральний коефіцієнт осідання це відношення маси води, що фактично осіла на літак, до всієї її маси, що осіла б при відсутності скривлення траєкторій крапель води під час обтіканні літака потоком повітря. Коефіцієнт намерзання це відношення маси льоду, що наростає, до маси води, що осіла протягом того же часу до тієї же поверхні. При температурі повітря нижче -5 °С коефіцієнт намерзання змінюється незначно і дорівнює приблизно 1.

Для літаків з поршневиими двигунами небезпечне обледеніння навіть товщиною 3...4 мм, і його інтенсивність розраховується як: $I = 10^{-6} wV$.

5.2.2 Метеорологічні і синоптичні умови обледеніння

Синоптичні умови, які сприяють обледенінню, в першу чергу пов'язані з розвитком фронтальної хмарності. У фронтальних хмарах

імовірність помірного і сильного обледеніння в декілька разів вища порівняно з 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 більш велика, і на різних висотах вона різна. Так, взимку при польотах на висотах до 3000 м обледеніння спостерігається в більш, ніж 50 % випадків, а на висотах більше 6000 м зменшується до 20 %. Влітку до висот 3000 м обледеніння не виникає, а при польотах на висотах більше 6000 м становить 60 % і більш.

При прогнозі обледеніння також необхідно враховувати стан і еволюцію хмар, стан повітряної маси.

Імовірність обледеніння в хмарах в першу чергу пов'язана з температурою оточуючого повітря T - одним з основних факторів, що визначає водність хмар. Додаткову інформацію про можливість обледеніння несуть дані про дефіцит точки роси ($T - T_d$) і характер адвекції в хмарах. Так, якщо при дефіциті точки роси більше 3 °C на рівні польоту в хмарах спостерігається адвекція холоду, то імовірність відсутності обледеніння становить лише 60 %, а в решті 40 % випадків імовірно невелике обледеніння літаків. У випадках адвекції тепла або нейтральної адвекції при дефіциті точки роси 3 °C імовірність відсутності обледеніння становить 100 %. При дефіцитах точки роси менш 3 °C в зонах адвекції холоду у фронтальних хмарах, у купчастих хмарах, що розвиваються, з імовірністю 100 % слід очікувати слабке і помірне обледеніння. В зонах адвекції тепла імовірність такого обледеніння становить лише 33 %.

Імовірність інтенсивного обледеніння істотно залежить від вмісту рідкої води в хмарах. Найбільш водяні, добре розвинуті купчасті хмари (Cu cong, Cb), які формуються внаслідок значних (кілька метрів за секунду) вертикальних конвективних рухів повітря, середня водність таких хмар 0,3...0,6 г·м⁻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 0,2-0,3 г·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, мало імовірно.

Хмари середнього ярусу As, As водяні до температур -10...-12 °C, тому імовірність помірного обледеніння літаків становиться 60-70 %.

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

5.2.3 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака

1. Для прогнозу обледеніння після визначення наявності хмар проводиться аналіз розташування ізотерм 0, -10, -20 °С. Обледеніння сучасних літаків найбільш імовірно при температурі не нижче -12 °С.

2. При польоті з великими швидкостями внаслідок гальмування і стиснення повітряної течії попереду профілю обтікання здійснюється перетворення кінетичної енергії в теплову, відбувається, так зване, *кінетичне нагрівання* поверхні літака. За рахунок кінетичного нагрівання температура поверхні літака перевищує температуру навколишнього повітря. Кінетичне нагрівання поверхні літака ΔT_k поза хмар можна визначити за формулою:

$$\Delta T_k = \frac{V^2}{2000}, \quad (5.12)$$

де V - повітряна швидкість літака, м·с⁻¹. В хмарах кінетичне нагрівання ΔT_k^{xm} на 40...50 % менше. Дані про кінетичне нагрівання при різних значеннях швидкості польоту наведені в табл. 5.1

Температура поверхні літака T_l , визначається за формулою:

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

Таблиця 5.1 - Значення кінетичного нагрівання поверхні літаків при різних 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
$\Delta T_{\dot{h}}, \text{ }^\circ\text{C}$	-	2	4	6	8	11	15	19	23	28

Температуру поверхні літака T_l , можна визначити по формулі:

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

Для визначення умов обледеніння в хмарах на ешелоні польоту за допомогою рис. 5.2 визначають температуру поверхні літака по температурі повітря на цій же висоті і швидкості польоту. Нагрівання бокових частин фюзеляжу та частин крила менше, ніж нагрівання передньої кромки крила. Таким чином, розрахувати кінетичне нагрівання бокових частин фюзеляжу можна шляхом введення коефіцієнту поновлення K , який дорівнює 0,9; 0,8 та 0,7.

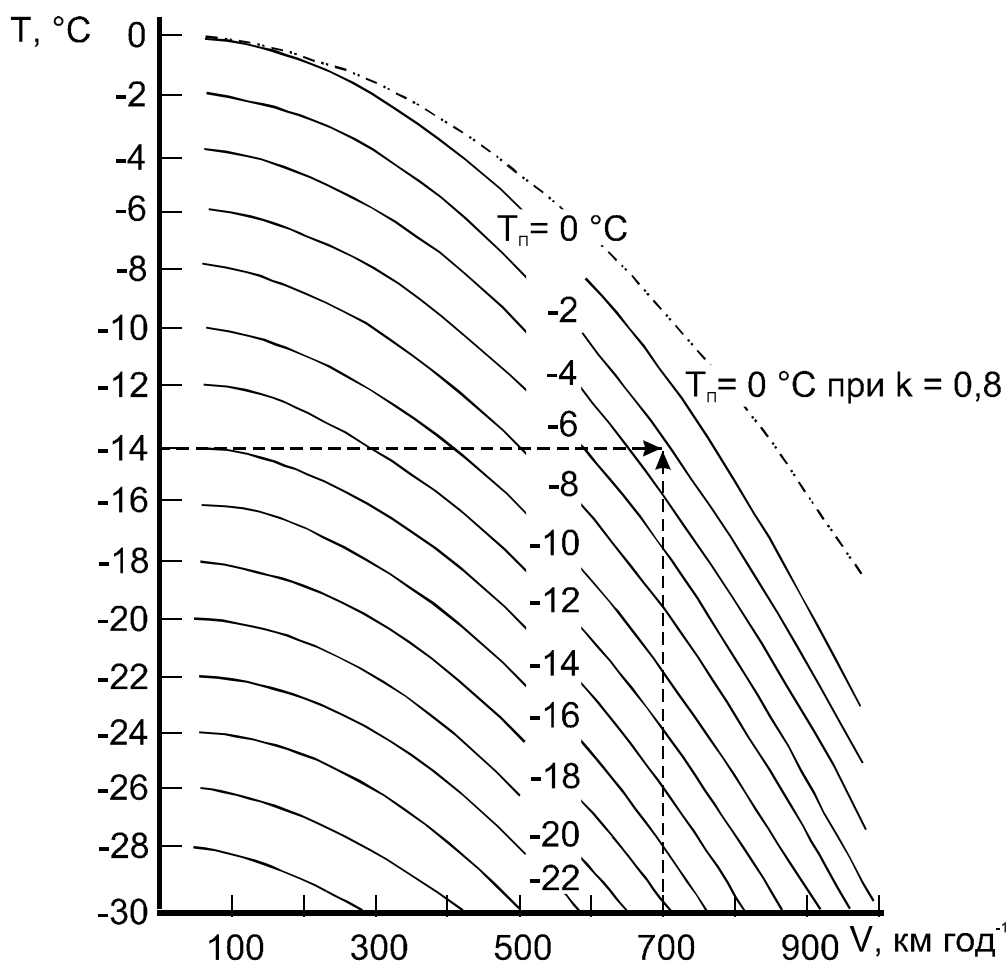


Рис. 5.2. Графік для визначення температури поверхні літака при польоті в хмарах зі швидкістю V в залежності від температури оточуючого повітря при середньому коефіцієнті поновлення $k = 0,8$.

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

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

- при $T - T_d = 0$ °C обледеніння в хмарах As, Ns (у вигляді паморозі) буде слабким і помірним; в St, Sc, Cu (у вигляді льоду) - помірне і сильне;
- при $T - T_d > 0$ °C в чисто водяних хмарах обледеніння мало імовірно, в мішаних хмарах - переважно слабе, у вигляді паморозі.

Для уточнення можливості обледеніння К.Г.Абрамович запропонувала дискримінантну функцію:

$$L^* = -0,017H_{нмх} - 0,488T_{нмх} + 0,875, \quad (5.13)$$

де $H_{нмх}$ - висота нижньої межі хмар, дм; $T_{нмх}$ - температура на нижній межі хмар, °С. При $L^* \geq 0$ указується помірне і сильне обледеніння; при $L^* < 0$ обледеніння ПС не виникає або можливе слабке обледеніння.

Якщо дані радіозондування відсутні, то діагноз і прогноз обледеніння може бути проведений на основі аналізу карт АТ-850, АТ-700 і АТ-500 гПа. Можливість розвитку шаруватої хмарності (потенційних зон обледеніння) при виконанні умови $-25 \leq T \leq 0$ °С визначається за формулами:

$$\begin{aligned} L_{850} &= 0,239T + 1,701(T - T_d) - 2,046q - 1,751; \\ L_{700} &= 0,091T + 0,654(T - T_d) - 1,313q - 1,011; \\ L_{500} &= 0,102T + 0,675(T - T_d) - 2,301q - 0,256, \end{aligned} \quad (5.14)$$

де T - температура повітря, °С; T_d - точка роси, °С; q - масова частка водяної пари на відповідному рівні, ‰.

В зоні зниження і набору висоти необхідно визначити нижній рівень обмерзання в шарі хмар, тобто рівень, вище якого температура поверхні літака може бути від'ємною. Для цього слід до висоти нульової ізотерми додати величину δT , яку визначають за рис. 5.3.

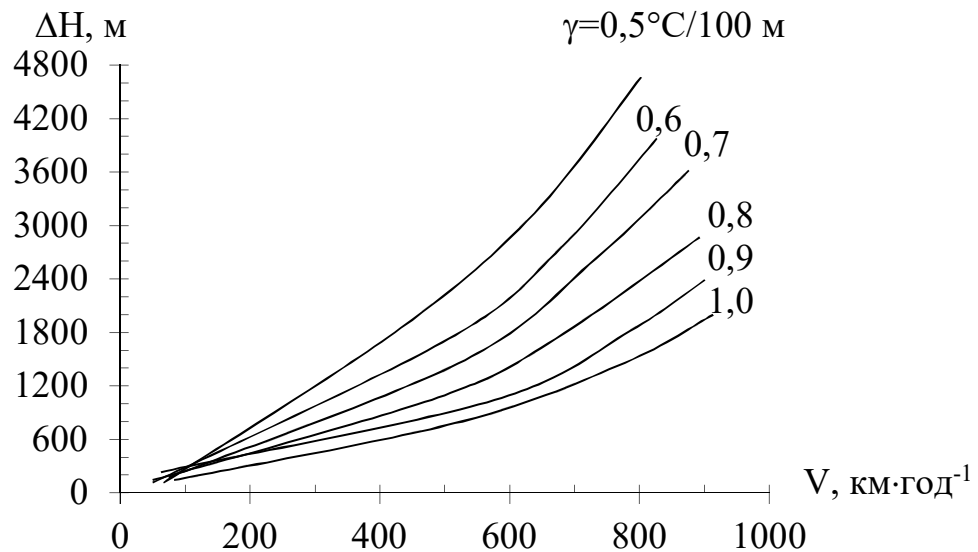


Рис. 5.3. Різниця висот між нульовою ізотермою і рівнем початку обледеніння в залежності від швидкості польоту V і вертикального градієнту температури γ .

4. Інтенсивність обледеніння літаків при наявності аерологічних даних можна визначити за допомогою номограми (рис. 5.4), яка виражає залежність умов обледеніння від висоти нижньої межі хмар $H_{нмх}$ і температури $T_{нмх}$.

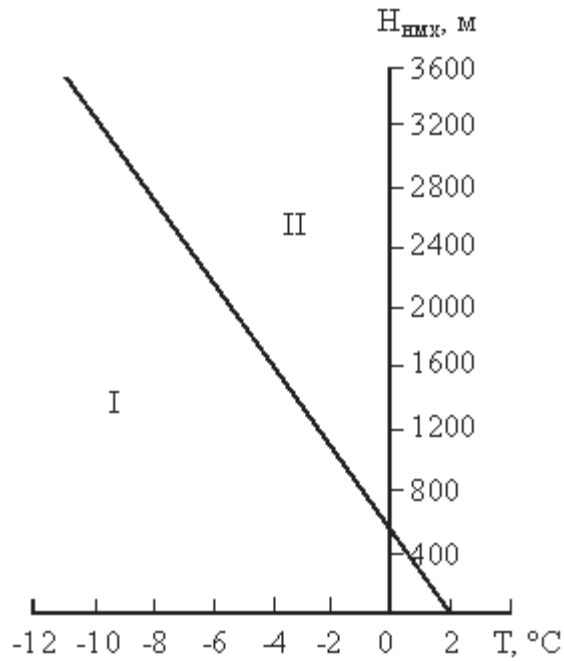


Рис. 5.4. Графік для прогнозу умов помірного та сильного обледеніння (I) і відсутності обледеніння (II) в хмарах.

Для визначення інтенсивності обледеніння I (мм/хв) при польоті через шарувату хмарність слід використовувати номограму параметри якої: температура нижньої межі хмар $T_{\text{нмх}}$ ($^{\circ}\text{C}$), вертикальний градієнт температури в хмарах γ ($^{\circ}\text{C}/100$ м), товщина хмарного шару ΔH (сотні метрів) і швидкість польоту літаку V ($\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$).

6 ПРОГНОЗ ТУМАНІВ

Туман - це помутніння повітря в приземному шарі, яке викликане продуктами конденсації водяної пари при горизонтальній видимості менше 1 км хоча б в одному напрямку. При погіршенні видимості в межах від 1 до 10 км явище має назву - серпанок.

Туман формується під дією таких факторів:

1. Охолодження нижнього шару повітря за рахунок теплообміну з підстильною поверхнею.

2. Випаровування з поверхні води, ґрунту або краплин дощу в більш холодне повітря.

3. Надходження в приземний шар повітря водяної пари з продуктами згорання великої кількості палива промисловістю, транспортом та інше.

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

- тумани охолодження (радіаційні, адвективні і адвективно-радіаційні),

- тумани випаровування,

- тумани від згорання палива.

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

6.1 Умови формування різних видів туманів

Радіаційний туман формується над сушею при безхмарній погоді, слабкому вітрі в результаті нічного зниження температури повітря перед сходом сонця, коли мінімальна температура повітря стає нижчою за точку роси в вечірній строк за рахунок радіаційного охолодження підстильної поверхні. Формування радіаційного туману відбувається в антициклонах, гребнях, баричних сідловинах, іноді, переважно влітку, у малоградієнтному полі пониженого тиску. В більшості випадків туман виникає при малохмарній погоді та швидкості вітру біля поверхні землі до $2...3 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$. При повному штилі перенос вологи обумовлюється тільки молекулярними процесами, і хоча на поверхню ґрунту може випасти роса, туман не виникає через відсутність перемішування. Чим ближче повітря до стану насичення, тобто, чим менший дефіцит точки роси у вечірні години і відносна вологість більше 60 %, тим більш сприятливі умови для виникнення туману. Чим більша точка роси і її зниження протягом ночі, тим густіший повинен бути радіаційний туман. Чим нижча температура повітря і менша швидкість вітру, тим більше повинно бути зниження точки

роси в умовах радіаційного охолодження. Інверсійний розподіл температури при малому дефіциті точки роси у шарі 50-300 м від поверхні землі сприятливий для виникнення радіаційного туману. Радіаційний туман, як правило, утворюється ввечері або вночі і розсіюється через деякий час після сходу сонця, приблизно через 2 год над ґрунтом і через 2...4 год над сніговим покривом. Стан поверхні ґрунту (її вологість) грає суттєву роль у виникненні туману.

Виникненню туману сприяє також ввігнутий рельєф місцевості (долина, улоговина), куди вночі стікає повітря з більш високих місць, застоюється і додатково охолоджується.

Адвективні тумани виникають в теплом повітрі при його переміщенні над холодною підстильною поверхнею. Вони пов'язані з малорухомими баричними утвореннями при наявності стійкої адвекції тепла і вологи на охолоджену підстильну поверхню. Якщо очікується підвищення температури на 9...12 °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 ввечері і розсіюється або слабшає вранці. Формування туману за рахунок чисто адвективного фактору над сушею спостерігається рідко, як правило, адвективний фактор доповнюється радіаційним.

Адвективно-радіаційний туман формується над охолодженою сушею переважно в холодний період року, вночі, при слабкій адвекції теплого повітря. Швидкість вітру в приземному шарі повітря складає 1-2, рідко 3-4 м·с⁻¹. 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 ≥ 70 %. Чим більша різниця між температурою води і температурою повітря, тим густіший туман. Якщо в сильно вихолодженому над сушею повітрі в антициклоні або гребені інверсія починається від землі, то при його зміщенні на теплу водяну поверхню нижній шар повітря нагрівається. Приземна інверсія при цьому руйнується до висоти 50...100 м і стає піднесеною. В підінверсійному шарі повітря стає нестійким і насиченим водяною парою. В результаті перемішування водяної пари з більш холодним повітрям під шаром інверсії відбувається конденсація, яка приводить до формування туману. Взимку туман випаровування спостерігається і над внутрішніми морями, а саме, над Чорним морем, поблизу узбережжя восени - над озерами і ріками, які не замерзають.

Швидкість випаровування з поверхні води залежить від різниці температур води та повітря і швидкості вітру. Зниження температури

повітря над водою в нічні години сприяє насиченню і перенасиченню нижнього шару холодного повітря.

Фронтальний туман виникає:

1. Попереду малорухомого теплового фронту або фронту оклюзії за типом теплового, 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 теплового ґрунту.

4. При зміщенні вологої теплої або холодної маси з великими контрастами температур, що сприяє утворенню туману, як в зоні фронту, так і за фронтом вздовж узбережжя морів, льодовиків, межі снігового покриву і т.п.

Тумани усіх видів спостерігаються, як правило, при стійкій стратифікації в граничному шарі атмосфери і наявності над ними піднесеної інверсії температури, яка затримує тепло і вологообмін з вище розташованими шарами. Для радіаційного і адвективного туманів характерна квазістаціонарність баричного поля.

При прогнозі всіх видів туману необхідно визначити наявність таких факторів їх утворення:

- а) синоптичні умови, напрямок і швидкість потоків біля поверхні землі;
- б) кількість хмарності, що очікується наступної ночі - ясно чи хмарно;
- в) характер стратифікації, наявність приземних або піднесених інверсій за даними радіозондування і прогностичною кривою стратифікації;
- г) наявність і знак адвекції температури;
- д) орографічні особливості пункту прогнозу;
- ж) стан підстильної поверхні, як джерела вологи.

6.2 Прогноз радіаційного туману

За методом О.С. Зверева:

Даний метод застосовують 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_T - точка роси в вечірній строк спостереження, близький до часу заходу сонця (як правило, це 18 год за місцевим часом) в пункті прогнозу; δT_T - додаткове охолодження, необхідне для формування туману, яке визначають за допомогою графіка (рис. 5.5). На цьому графіку від значення точки роси піднімаються по вертикалі вгору до перетину з демаркаційною кривою, потім зміщуються по горизонталі вправо і на вертикальній вісі відраховують додаткове охолодження δT_T ;

в) прогнозують мінімальну температуру повітря біля поверхні землі:

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

де T_0 - температура повітря в вечірній строк спостереження (18 год); δT_T - очікуване охолодження повітря при ясному небі; m - поправка на хмарність. Величини m і δT_T знаходять за номограмою (рис. 6.1);

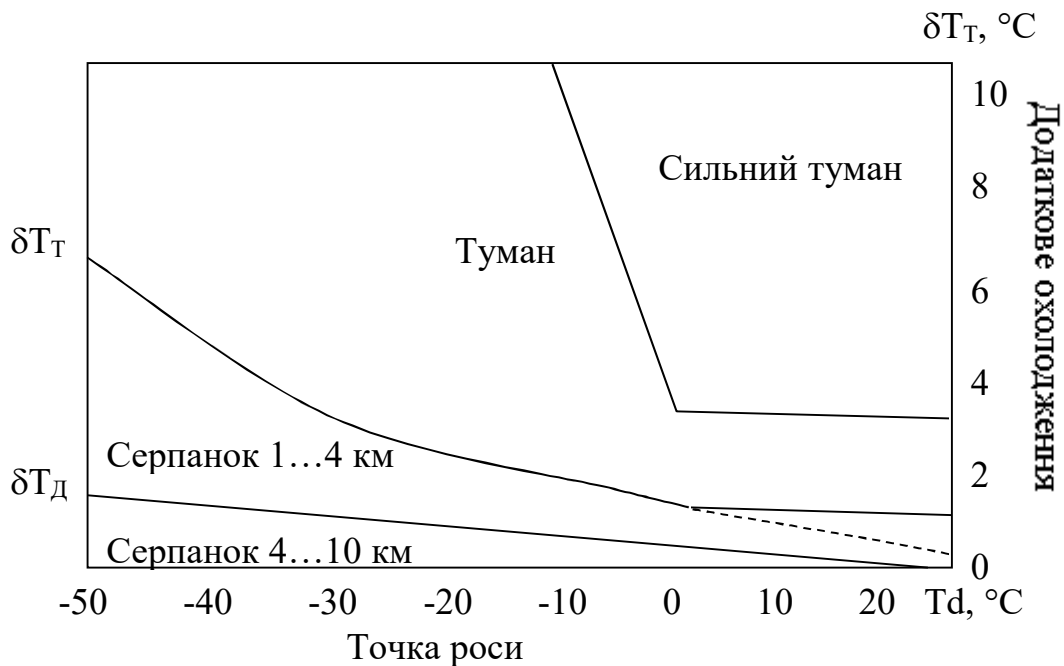


Рис.6.1. Графік для визначення додаткового охолодження δT_T .

г) визначають можливість утворення туману: при $T_{\min} \leq T_T$ слід очікувати туман (сильний туман), при $T_{\min} \geq T_T$ туман не передбачається;

д) прогнозують час формування туману: обчислюють відношення $\frac{T_0 - T_T}{T_0 - T_{\min}}$, потім за графіком (рис. 5.7) визначають долю ночі n , коли слід

очікувати утворення туману (при заході сонця $n = 0$, опівночі $n = 0,5$, при сході сонця $n = 1$).

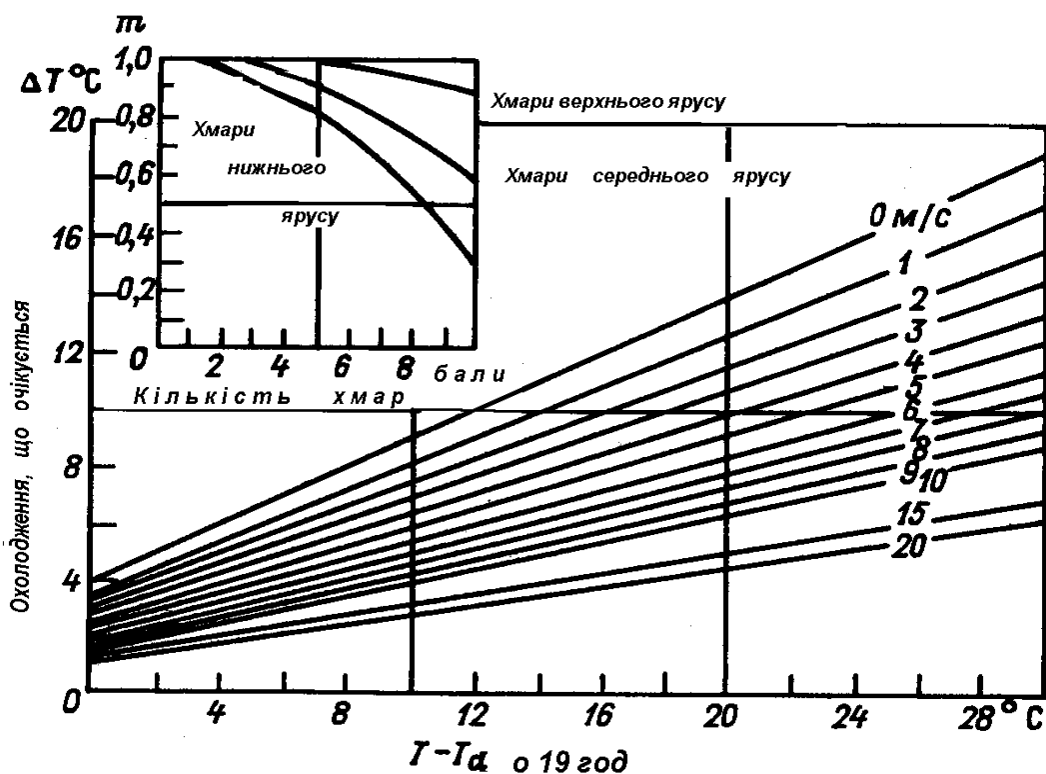


Рис. 6.2. Номограма для прогнозу мінімальної температури за даними спостережень о 17...19 год місцевого часу.

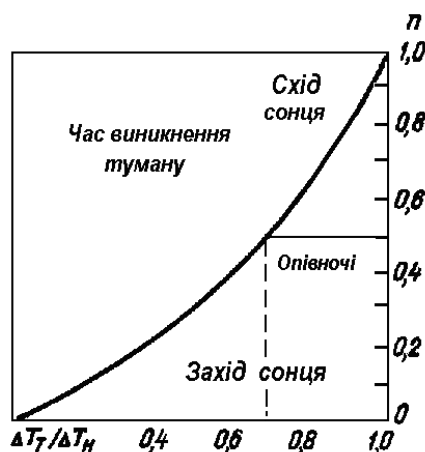


Рис. 6.3. Графік для прогнозу часу формування туману

За методом М.В. Петренка:

Прогноз туману здійснюється таким чином:

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

б) визначають додаткове охолодження δT_T ;
 в) за формулою (6.1) обчислюють T_T - температуру туманоутворення;
 г) складають (за одним із існуючих методів) прогноз мінімальної температури повітря T_{\min} . Якщо виявиться, що $T_{\min} > T_T$, то туман не прогнозується. Якщо $T_{\min} \leq T_T$, то за останніми даними зондування атмосфери слід встановити, чи буде сприятливим для виникнення туману розподіл швидкості вітру і дефіциту точки роси в нижньому шарі атмосфери;

д) в холодний період року туман можливий при швидкості вітру не більше $7 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на висоті 100 м і не більше $10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на висоті 300...900 м. В теплий період року ці значення слід зменшити на $2 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$. Якщо протягом ночі очікуються суттєві зміни баричних градієнтів, то рекомендується скласти прогноз швидкості вітру на тих же рівнях на 12 год вперед;

ж) виникнення туману можливе, якщо в шарі 100-300 м є умови для конденсації пари.

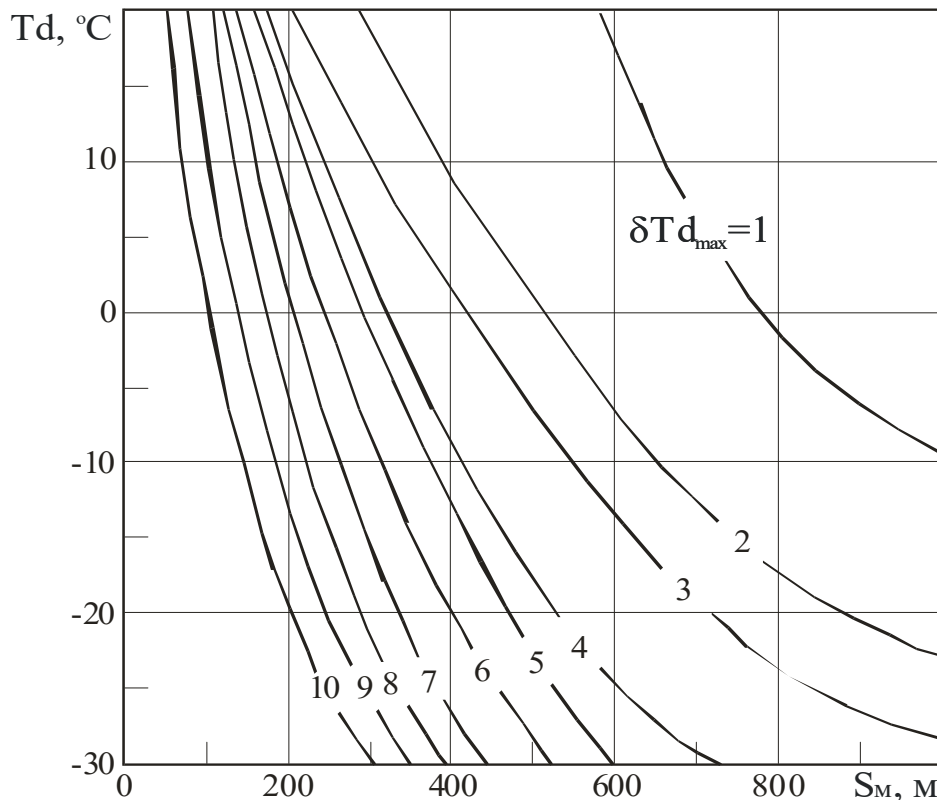


Рис. 6.4. Номограма для прогнозу мінімальної видимості в радіаційному тумані (згідно М.В. Петренка та П.А. Сироти).

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 Δh прилеглого до землі шару повітря, в якому можлива конденсація пари.

При цьому використовують такі критерії:

- при плюсовій температурі водяна пара конденсується в шарі, де дефіцит точки роси наближається до $0\text{ }^{\circ}\text{C}$;

- при температурі повітря від 0 до $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ конденсація виникає в шарі, де дефіцит точки роси не перевищує $1\text{ }^{\circ}\text{C}$;

- при температурі повітря від -20 до $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ конденсація можлива при дефіциті точки роси приблизно $2...3\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Якщо виявиться, що товщина шару $\Delta h \geq 100\text{ м}$, 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.

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 часток робиться припущення, що баричне поле квазістаціонарне для інтервалу часу, на який будується траєкторія (протягом 6 год). В прогнозі з завчасністю більше 6 год необхідно враховувати зміну баричного поля, тобто використовувати прогностичні карти погоди. При прогнозі переміщення зон туману необхідно брати до уваги еволюцію цих зон.

Необхідною умовою для тривалого туману є стійка стратифікація і наявність піднесеної інверсії. Окрім того, адвекція створює сприятливі умови для адвективного турбулентного тепло- і вологообміну нижніх шарів повітря з підстильною поверхнею, в результаті чого відбуваються неадвективні зміни температури і вологості. Однак, необхідно, щоб турбулентне перемішування, яке не залежить від швидкості вітру і стратифікації повітря, не встигало переносити вгору продукти конденсації, які виникли в приземному шарі повітря. В протилежному випадку формується не туман, а низька хмарність.

Прогноз утворення адвективного туману потребує врахування як локальних змін температури і вологості повітря, так і індивідуальних, які визначаються адвекцією і радіацією.

Якщо при радіаційному тумані індивідуальні зміни, як правило, збігаються з локальними, то при адвективному тумані ці зміни частіше мають протилежні знаки. Індивідуальні зміни температури і вологості

мають однакові знаки при вологій підстильній поверхні і малому дефіциті точки роси на початку траєкторії. Якщо при адвекції тепла повітря порівняно сухе, то індивідуальні зміни температури будуть мінусовими, а вологості - плюсовими.

По суті, адвективний туман і, в більшості випадків, шаруваті хмари є продуктами трансформації повітряної маси в нижньому шарі атмосфери в холодний період року. В нижньому шарі атмосфери при хмарній погоді трансформаційні зміни температури залежать, в основному, від величини адвекції температури в цьому шарі (T_n), яка визначається швидкістю потоку (u) і горизонтальним градієнтом температури вздовж потоку $\Delta T/\Delta S$.

При одній і тій же величині адвекції тепла, вертикальна стратифікація може бути різною, а також умови утворення адвективного туману будуть різними. При значній швидкості вітру і малих горизонтальних градієнтах температури вздовж потоку вертикальний градієнт буде великим, тому умови для адвективного туману несприятливі. І навпаки: при слабкому вітрі і великих горизонтальних градієнтах температури вертикальний градієнт буде малим, а умови для адвективного туману сприятливі.

За методом М.В.Петренка та С.В. Некрасова

1. Основні прогностичні параметри: різниці між значеннями температури повітря та її точки роси біля поверхні землі на початку дев'ятигодинної траєкторії частки і фактичними їх значеннями в пункті прогнозу, відповідно $(T_a - T_\phi)$ і $(T_{d_a} - T_{d_\phi})$, 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° до цих ізобар та відхилялась в сторону високого тиску. На цій кривій відкладають відрізок L , що дорівнює половині довжини 9-годинної прогностичної траєкторії частки повітря.

Довжину відрізка L (в км) розраховують за формулою

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

де u_{15} – швидкість вітру ($\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$) на висоті 150 м; Δn_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° . 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 Δn_2 – відстань (в см) між суміжними вихідними ізобарами. Знайдена точка є початковою точкою переносу.

3. За значеннями температури і точки роси на початку траєкторії та в пункті прогнозу визначають градієнти температури $\Delta T/\Delta S = (T_{\text{п}} - T_{\text{ф}})/\Delta S$ і точки роси $\Delta T_d/\Delta S = (T_{d\text{п}} - T_{d\text{ф}})/\Delta S$ вздовж траєкторії довжиною ΔS , в сотнях км (рис. 6.5). Чим більші додатні значення градієнтів, тим більша імовірність туману.

4. На полі графіку (рис. 6.5) знаходять точку перетину значень градієнта температури $\Delta T/\Delta S$ і дефіциту точки роси $(T - T_d)_{\text{п}}$.

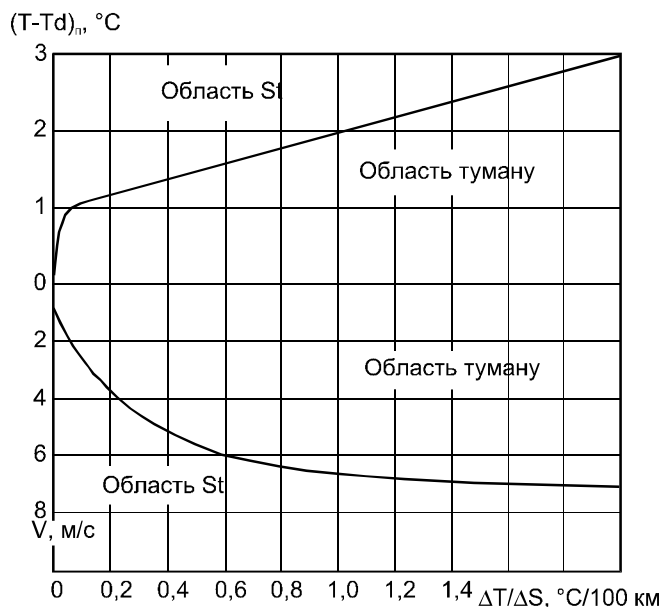


Рис. 6.5. Комплексний графік для прогнозу адвективного туману.

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. 6.5) очікується туман, то додатково використовують графік, приведений на рис. 6.6. На ньому знаходять точку перетину значень $\Delta T_d/\Delta S$ і дефіциту точки роси $(T - T_d)_n$ 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 графіку використовується при прогнозі видимості в тумані.

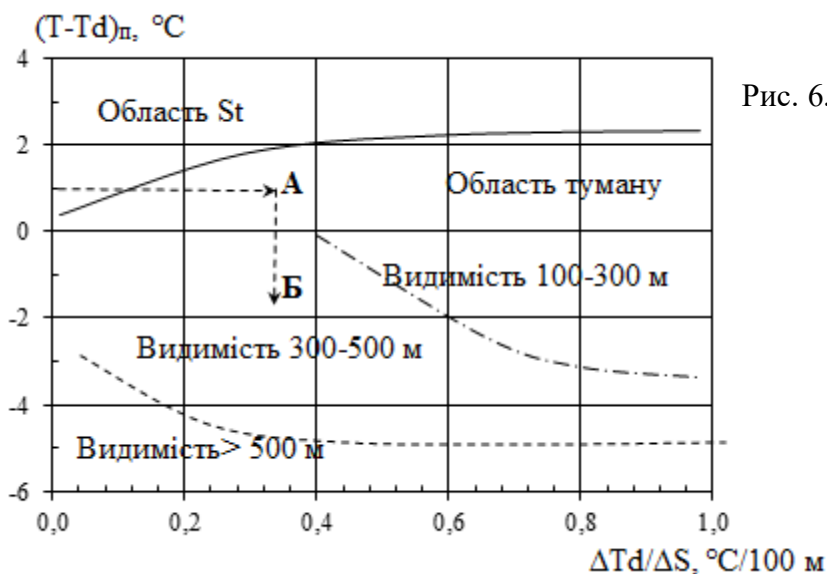


Рис. 6.6. Комплексний графік для прогнозу адвективного туману та видимості в ньому.

6. Якщо $\Delta T_d/\Delta S > 1 ^\circ\text{C}/100 \text{ км}$, $(T - T_d)_n < 2 ^\circ\text{C}$, а очікувана швидкість вітру $u < 4 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$, то туман може виникнути на 2-3 год раніше, тобто через 6...7 год після строку спостережень, за якими побудована вихідна карта.

Розсіюється адвективний туман внаслідок посилення вітру на $1-2 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ або при зміні адвекції теплого повітря на адвекцію сухого холодного повітря. В теплу пору року розсіювання адвективного туману можливе внаслідок денного прогріву повітря.

За методом І.В Кошеленка

Прогноз туману і низької хмарності з завчасністю 8-10 год робиться за допомогою номограми (рис. 6.7). На вертикальній вісі відкладається прогностичне значення швидкості вітру, на горизонтальній вісі - горизонтальний градієнт температури. Цей метод дозволяє визначити тільки необхідні умови утворення туману. Адвективний туман можна спрогнозувати тоді, коли адвективна температура буде нижчою або дорівнюватиме точці роси в пункті прогнозу. Величина такого зниження температури визначається за різницею між точкою роси на початку

траєкторії $T_{dп}$ та фактичною температурою повітря T_{ϕ} . Таким чином, якщо $T_{dп} - T_{\phi} \geq 0$, прогнозуємо туман.

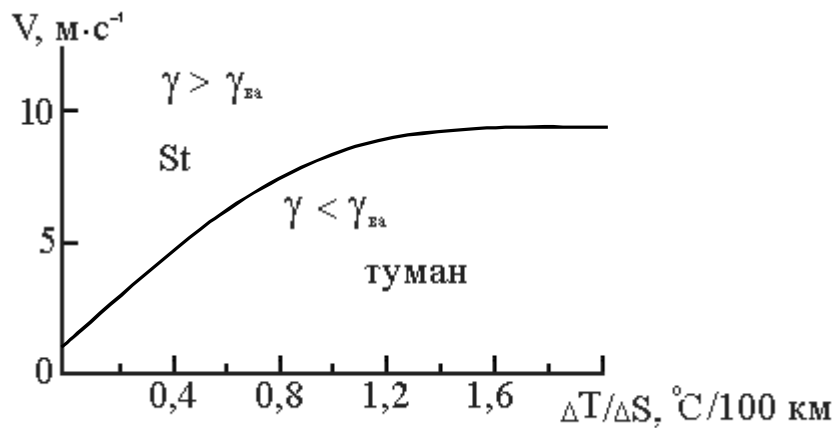


Рис. 6.7. Графік для прогнозу адвективного туману.

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

За методом І.В. Кошеленка передбачають переміщення зон туманів, які спостерігаються, і можливість збереження туману.

1. За приземною картою для даного пункту (району) визначають траєкторію, за якою в цей пункт перемістяться частки повітря.

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

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

4. Якщо відоме значення вертикального градієнту температури (γ) в граничному шарі повітряної маси, що переміщується, то імовірність туману визначають за графіком (рис. 6.7).

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

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 γ і т.п.).

7 ВПЛИВ ПОГОДНИХ ЯВИЩ НА ПОЛІТ ЛІТАКА

7.1 Електризація та її вплив на експлуатацію повітряного судна

7.1.1 Метеорологічні і синоптичні умови електризації літаків

Атмосфера має електричні властивості. Оскільки частинки повітря, краплі сконденсованої вологи, частинки опадів, кришталіки льоду мають електричний заряд, то літаки в польоті електризуються.

Електризація літака - це складний і не однорідний процес, тому що при польоті літак набуває заряд і позбувається його. На електризацію літака впливає мікроструктура хмар:

- в кришталевих хмарах інтенсивність зарядження літака вище, ніж в хмарах які складаються з крапель;
- чим більша водність хмари, тим інтенсивність зарядження літака вище.

Особливо небезпечні купчасті, купчасто-дощові, щільні шарувато-дощові хмари, шари цих хмар знаходяться між ізотермами від 0 до -15 °С.

З іншого боку, на електризацію літака істотний вплив чинять конструктивні особливості, розмір, аеродинамічні властивості літака. Велика роль також швидкості літака - реактивні швидкісні літаки найбільше електризуються, ніж літаки з поршневіми двигунами.

Значний вплив в електризацію літака вносять обледеніння та бовтанка (турбулентність).

Для враження літака електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах найбільше сприяють такі метеорологічні і синоптичні умови:

1. Активні циклони, баричні улоговини і фронти біля поверхні землі і на висотах при наявності в них хмар As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
2. Малорухомі циклони, в яких тиск зростає, баричні улоговини з розмитими фронтами з хмарами As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
3. Малоградієнтні області пониженого тиску з розмитими фронтами з хмарами As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
4. Передні частини баричних і термічних улоговин на картах АТ-850, АТ-700, АТ-500 гПа з малими дефіцитами точки роси, відповідно 2, 3 і 4° С.
5. Обледеніння та бовтанка в хмарах.
6. Наявність в районі аеропорту вильоту (посадки) і в зоні набору висоти (зниження) крім хмар Ns-As окремих грозових хмар на відстані від кількох до 30...40 км від траси (маршруту) польоту.

7. Антициклони і баричні гребені.
8. Тилові частини баричних улоговин на картах АТ-850, АТ-700, АТ-500 гПа і улоговин холоду на карті ВТ-500/1000.
9. Хмарність любых форм менш 5 балів (за винятком грозових хмар, які слід обходити на безпечній відстані).

7.1.2 Прогноз зон можливої поразки літаків електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах

Для прогнозу небезпечних електричних зон в шарувато-дошових хмарах і опадах отримані дискримінантні функції окремо для різних видів стратифікації атмосфери.

Для випадків стійкої стратифікації дискримінантна функція має вигляд

$$L_1 = 5,75 \gamma_{850}^{700} - 0,11 T_{500} - 2,83, \quad (7.1)$$

де γ_{850}^{700} - вертикальний градієнт температури повітря в шарі від 850 до 700 гПа в $^{\circ}\text{C}/100$ м; T_{500} - значення температури повітря на рівні 500 гПа в $^{\circ}\text{C}$. При значенні $L_1 \geq 0$ і сприятливих синоптичних умовах слід прогнозувати ураження літаків електричними зарядами в шаруватих хмарах і опадах. При значеннях $L_1 < 0$ - ураження не прогнозується.

Для виявлення зон можливого ураження літаків електричними розрядами при нестійкій стратифікації атмосфери використовується функція

$$L_2 = 12,40 \gamma_{850}^{500} - 0,046 \Theta_{700} + 12,52, \quad (7.2)$$

де γ_{850}^{500} - вертикальний градієнт температури в шарі від 850 до 500 гПа в $^{\circ}\text{C}/100$ м; Θ_{700} - значення псевдопотенційної температури в Кельвінах на рівні 700 гПа. При $L_2 \geq 0$ слід прогнозувати ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дошових хмарах і опадах. При $L_2 < 0$ - ураження не прогнозується.

Дискримінантна функція для ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дошових хмарах і опадах при байдужій стратифікації атмосфери має вид

$$L_3 = 0,38 \Theta_{700} + 1,50 H_5 - 104,19, \quad (7.3)$$

де Θ_{700} - значення псевдопотенційної температури в Кельвінах на рівні 700 гПа, H_{-5} - висота в км ізотерми -5 °С. При $L_3 \geq 0$ слід прогнозувати ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дощових хмарах і опадах. При $L_3 < 0$ - ураження не прогнозується.

7.2 Умови польотів в зоні грозової діяльності

Гроза є комплексним атмосферним явищем з багатократними електричними розрядами у вигляді блискавок, які супроводжуються громом. Гроза пов'язана з розвитком потужних купчасто-дощових хмар. При грозах спостерігаються інтенсивний зливовий дощ, град, а іноді і сніг. Сухі грози, що не супроводжуються осіданнями, зустрічаються рідко.

Гроза — найбільш небезпечне метеорологічне явище. Розвиток нестійкості атмосфери, результатом якого є бурхливе утворення купчасто-дощових хмар з великими електричними зарядами, залежить від місцевих умов і характеру підстильної поверхні. Внаслідок складності і великої кількості чинників, що визначають умови розвитку грозової діяльності, її важко прогнозувати для конкретного пункту. Щоб уникнути несподіваної появи грози в районі аеропорту, організовується штормове сповіщення і попередження.

Над Україною грози найчастіше спостерігаються в районі Прикарпаття та Подільської височини (в середньому 35-40 днів з грозою у рік, і до 45 днів у високогірних районах) та на північному сході України, в Донбасі і на Приазовській височини. По території СНД найбільше число гроз спостерігається на Кавказі, де на північ від Сухумі, на південний схід від Грозного і на північний захід від 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 нижче 0 °С.
3. Із-за можливості поразки літака блискавками.

Грозові хмари характеризуються максимальною вертикальною протяжністю 7-9 км, а іноді і більше. Наприклад, під час сильних гроз та шквалів зі швидкістю $25-32$ м·с⁻¹, що спостерігалися у західних областях України 23 липня 1997 р., висота верхньої межі купчасто-дощової хмари, за даними радіозондування, складала майже 13 км. Над Флоридою (США) найбільша вертикальна протяжність хмар при грозі, що визначена з літака, дорівнювала приблизно 20 км.

Найнебезпечніше при попаданні в грозову хмару — втрата керування літаком, безладне його падіння і перевантаження катастрофічного характеру, що здатні зруйнувати літак. Спеціальні дослідницькі польоти в СРСР і США, показують, що потужні нерегульовані рухи в грозових хмарах створюють перевантаження літака до $\pm 2g$. Вони хоч і менше експлуатаційних, але надзвичайно небезпечні тим, що накладаються на маневрені перевантаження і можуть створити сумарне перевантаження, що перевищує гранично допустиме, внаслідок чого літак може руйнуватися.

Крім того, потрібно мати на увазі, що в грозових хмарах можливі дуже високі швидкості вертикальних рухів повітря. За непрямыми даними, наприклад по вазі градин, що випадають, вони можуть досягати $60 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$.

Найбільшу небезпеку представляє попадання літака в зону сильних вертикальних рухів у верхній частині грозової хмари, де різниця між максимальною і мінімальною швидкостями польоту і допустимі перевантаження менші, ніж в нижній тропосфері. Поблизу стелі літака допустиме перевантаження значно менше. Тому при сильній бовтанці виникає небезпека виходу літака на закритичний кут атаки, внаслідок чого можуть зупинитися двигуни, і керування літаком може бути втрачено.

При сильних неупорядкованих вертикальних рухах повітря незалежно від керування літаком різко змінюються кути атаки, а звідси підйомна сила і лобовий опір. В результаті літак неупорядковано кидає вгору і вниз. Відмічені випадки, коли швидкість вертикальних поривів в хмарах досягала $34 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$, літак кидало на 1700 м , а його вимушений крен при бовтанці складав 60° .

Внаслідок великої водності купчасто-дощових хмар і їх змішаної структури при негативних температурах повітря дуже вірогідне обледеніння. Значну небезпеку для польотів представляють електричні розряди. Вони відбуваються між хмарами і землею, між хмарами та між різними частинами хмари, і літак може опинитися на шляху блискавки.

Блискавка — це гігантський іскровий електричний розряд між різнойменними об'ємними зарядами. Довжина лінійної блискавки зазвичай складає декілька кілометрів, але може досягати 20 км . і більше. Основний канал блискавки має декілька відгалужень завдовжки $2\text{...}3 \text{ км}$, 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 $10\ 000 \text{ }^\circ\text{C}$.

Вірогідність поразки блискавкою гвинтомоторних літаків невелика, оскільки маса таких літаків відносно мала і, як правило, не може викликати на себе електричний розряд. Можливість поразки блискавкою сучасних багатомісних реактивних лайнерів більш велика.

Згідно матеріалам, опублікованим ще у 60-ті рр. в США, вірогідність поразки блискавкою різних частин і приладів літака наступна: радіоантен - 27, крил - 22, площин хвоста - 21, фюзеляжу - 15, гвинтів - 7, контрольних отворів 6 та компаса 2 %, відповідно.

Поразка літака блискавкою може призвести до тяжкої льотної події.

Аналіз авіаційних катастроф і спеціальні дослідження показують, що фактична імовірність P_f поразки літаків блискавками в активних в грозовому відношенні хмарах дорівнює приблизно 10^{-2} , тобто блискавка потрапляє в літак в середньому один раз за 100 проходів через грозову хмару. Іншими словами, якщо за час знаходження літака в хмарі в останній спалахне 100 блискавок, то лише одна з них ударить в літак.

Розрахункова ж імовірність P_p зустрічі літака з блискавкою в активній грозовій хмарі, якщо поява літака не позначається на траєкторії блискавки, значно менше: $P_p \leq 10^{-4}$. Інакше кажучи, на 10 000 прольотів літака через грозові хмари блискавка може ударити в літак тільки один раз.

Розбіжність між P_p і P_f обумовлена тим, що сам літак, будучи своєрідним провідником, як би «викликає» на себе блискавку, що близько проходить. Якщо характерна довжина літака l_c , то блискавка, що проходить від нього на відстані, рівній або меншій $2l_c$, в 90 % випадків ударить в літак. Літак, що знаходиться в електричному полі, поляризується. Коли блискавка проходить від літака на відстані не більш $2l_c$, 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 l_{cQ} , на якій заряджений літак може перехопити блискавку, пов'язано з відстанню $2l_c$, на якій незаряджений літак захоплює блискавку. Таким чином:

$$l_{cQ} = 2l_c \sqrt{\frac{K_i E_{a-kp}}{K_i E_{a-kp} \pm p_i Q_c}}, \quad (7.4)$$

де E_{a-kp} — напруженість поля в атмосфері, при якій виникає стрімер з відповідної точки i на літаку; K_i — коефіцієнт, що показує, в скільки разів напруженість поля в i -й крапці більше напруженості поля в атмосфері E_a ; Q_c — електричний заряд літака; p_i — коефіцієнт, що зв'язує напруженість поля від заряду літака в i -й крапці із зарядом літака.

У реальних умовах l_{cQ} може, в 5-6 разів перевищувати l_c . У цих випадках розрахункова P_p і фактична P_f імовірності виявляються

приблизно рівними. Дія заряду літака на збільшення $\ell_{ср}$ зростає із збільшенням висоти польоту.

Якщо хмари в грозовому відношенні малоактивні, але літак летить в них протягом часу, за який на нім накопичується чималий заряд, і потенціал літака по відношенню до навколишнього середовища перевищує 1000000 В, то може відбутися електричний розряд. Таким чином, за певними умовами, літак може бути уражений блискавкою і в шарувато-дощових хмарах, якщо вони володіють електричним полем, достатнім для підтримки розряду, а літак несе електричний заряд, необхідний для початку розряду. Блискавка, викликана появою літака в таких хмарах, неминуче ударить в літак.

Безпеку польотів в зоні грозової діяльності допомагають підвищити наземні і бортові радіолокатори. За їх допомогою екіпаж може виявити грозові осередки за інтенсивністю засвітлення, визначити напрям і швидкість руху грозових хмар, та обійти небезпечні для польоту зони.

Щоб успішно подолати зону грозової діяльності, екіпаж зобов'язаний прийняти всі залежні від нього заходи безпеки. Ще до польоту він повинен отримати в метеорологічному підрозділі консультацію про метеорологічну обстановку. Знаходячись у польоті, потрібно уважно стежити за погодою, щоб не зустріти грозу несподівано. Якщо на літаку є радіолокатор, необхідно використовувати його для виявлення грози, визначення відстані до неї і швидкості переміщення купчасто-дощових хмар.

На літаках, що мають бортовий радіолокатор, дозволяється обходити грозові (зливові) осередки, що видимі на індикаторі, на відстані не менше 15 км. Перетин фронтальної хмарності з окремими грозовими осередками можна проводити в тому місці, де відстань між ними на індикаторі радіолокатора не менше 50 км. Якщо грозові (зливові) осередки обійти на заданій висоті неможливо, вирішується політ з перевищенням не менше 500 м над верхньою межею хмар. Підходити до грозових (злизовим) вогнищ на відстані менше встановлених забороняється. Категорично забороняється навмисно заходити в потужні купчасті і купчасто-дощові хмари.

При ненавмисному попаданні в купчасто-дощову хмару екіпажу необхідно:

- 1) вимкнути радіобладнання і прибрати випускні антени;
- 2) включити освітлення кабіни і обігрів приймача повітряного тиску, а також привести до готовності інші засоби проти обледеніння;
- 3) політ проводити вище або нижче за нульової ізотерми в цілях зменшення імовірності удару блискавки в літак;
- 4) уникати польоту поблизу області, де найчастіше спостерігаються блискавки і де посилюється тріск і шум в навушниках;
- 5) зменшити швидкість до меж, безпечних для даного типу літака;

б) 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.

Небезпека *смерчів* для авіації полягає в їх руйнівній силі, яка може бути величезною. Смерч здатний зруйнувати не тільки літаки на стоянках і в ангарах, але й аеродромні будівлі. Особливо небезпечні смерчі для літаків у польоті. Руйнівна дія смерчів обумовлюється переважно величезною швидкістю вітру і сильним перепадом атмосферного тиску. У внутрішній порожнині смерчу тиск знижений. Тому, як тільки вона стосується іншої більш менш замкнутої порожнини, остання вибухає повітрям, що спрямовується з неї до вихору. Вибухають консервні банки, автомобільні шини, закриті кімнати і навіть будинки.

Шквал — різке короткочасне посилення вітру, яке часто перевищує $20-30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ та супроводжується зміною його напрямку.

7.3 Вплив опадів та пилових бур на роботу авіаційної техніки

Як відомо, опади, що випадають з хмар, дають більше 99 % загальної кількості води, яка поступає з атмосфери на земну поверхню. Вони часто істотно ускладнюють діяльність авіації і навіть можуть бути причиною важких авіаційних подій. Ступінь впливу опадів залежить від їх вигляду, інтенсивності і температури повітря, при якій вони випадають.

Мряка випадає з низьких густих шаруватих хмар, а іноді з шарувато-купчастих хмар. Вона сильно погіршує видимість, особливо в тих випадках, коли поєднується з імлою і туманом. Горизонтальна протяжність зон опадів може складати багато сотень кілометрів, а іноді перевищує 1000 км.

Мряка, більше всього ускладнює польоти на малих висотах. Польоти за правилами візуальних польотів (ПВП) часто стають неможливими. Застосування авіації в народному господарстві, особливо виконання авіаційно-хімічних робіт, також обмежується опадами, хоча АХР можна проводити і за складних метеорологічних умов. Ці умови зазвичай передбачають для літаків висоту нижньої межі хмар 150 м, дальність видимості 3 км, а для вертольотів - висоту 150 м, видимість 2 км.

Опади, що мрячать, найчастіше спостерігаються в перехідні сезони року, але на суші вони найчастіші взимку при сильній відлизі. Якщо вони випадають при негативній температурі, можливе обледеніння повітряних суден.

Облогові опади типові для фронтальних шарувато-дощових хмар, а взимку нерідко і для високошаруватих хмар. Ширина зон опадів коливається від декількох десятків до декількох сотень кілометрів,

довжина - від декількох сотень до декількох тисяч кілометрів. Досить значна протяжність зон облогових опадів і велика тривалість опадів примушують передбачати їх дію на підготовку і виконання польотів.

Польоти при облогових опадах сильно ускладнюються поганою видимістю. При слабкому облоговому снігу дальність видимості зазвичай не перевищує 1-2 км, а при сильному снігу може зменшуватися до декількох десятків метрів. При польоті по ПВП під час снігопаду помітно знижується контрастність всіх предметів на земній поверхні, що істотно ускладнює орієнтування за наземними об'єктами.

Облоговий дощ менше погіршує видимість, ніж облоговий сніг. Проте при сильному дощі краплі води можуть частково блокувати отвір приймача повітряного тиску і викликати заниження показань швидкості іноді на $100 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$.

Під час облогових опадів, особливо при великих швидкостях польоту, внаслідок тертя крапель і сніжинок об поверхню літака виникають значні потенціали статичної електрики.

При польоті в зоні переохолодженого дощу спостерігається інтенсивне обледеніння ПС, що особливо небезпечно для гелікоптерів.

Тривалі облогові дощі можуть призвести до розмокання ґрунтових аеродромів, можуть зробити зліт і посадку на них неможливими і порушити регулярність руху на місцевих повітряних лініях. При тривалих облогових дощах особливо ускладнюється використання реактивних літаків. При рулюванні, струмінь води, що відкидається носовим або основними колесами, може всмоктуватися в двигун. В результаті цього падає його тяга, вода може заповнити заборники, що призводить до перегріву масла.

Зливові опади випадають з внутрішньомасових і фронтальних купчасто-дощових хмар, вони порівняно короткочасні, але інтенсивні. Через них може зменшитися дальність видимості (до декількох десятків метрів).

Крупнокраплинний дощ під час польоту може порушити нормальне всмоктування повітря і викликати зменшення оборотів компресора реактивного літака. Особливо істотно зливи впливають на посадку літаків. Унаслідок утворення плівки води на склі кабіни і заломлення в плівці світлових променів пілот позбавляється можливості точно оцінити висоту літака над ЗПС при приземленні. Це може зумовити «жорстке» приземлення, привести до сильного удару і навіть руйнування покриття. Крім того, при посадці під час злив створюється ефект «глісеру», збільшується довжина пробігу літака, що небезпечно при посадці на аеродромах, довжина ЗПС яких може опинитися недостатньою для зупинки літака.

Град - найнебезпечніший вид опадів. Найбільш великий град випадає в зонах холодних фронтів. Тривалість граду найчастіше незначна - від 5 до

15 хв. Чим більша швидкість польоту літака, тим важчий наслідок дії граду. Літаку заподіюються механічні пошкодження, на обшивці утворюються вм'ятини, створюються мікрозавихрення повітря в граничному шарі, погіршуються аеродинамічні характеристики літака. Навіть може бути пошкоджене скло кабіни.

Пилові бурі можуть значно порушити регулярність руху літаків. У ряді випадків, особливо на МПЛ, польоти із-за пилових бур неможливі. Вони можуть привести до важких авіаційних подій.

Сильні пилові бурі, що охоплюють великі площі, часто спостерігаються над південним сходом України і можуть продовжуватися декілька діб. При цьому явищі швидкість вітру досягає ураганної сили – $30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ і більш. На півдні і південному сході України бурі спостерігаються в теплий період року – з березня по вересень. Незвично сильні «чорні» бурі були в березні і квітні 1960 р. на півдні України. Східний і південно-східний вітер мав швидкість $16\text{-}28 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ при поривах до $40 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$. Площа розповсюдження бурі досягла 1 млн. км^2 . Видимість погіршувалася до 50 м. Висота підйому пилу, за даними розвідки погоди, перевищувала 1500 м, а на окраїнах Одеси досягала 2400 м. Зазвичай чорні бурі тривають не більше 5 год, але іноді бувають дуже тривалими. Наприклад, в 1946 р. в Донецьку така буря безперервно продовжувалася 93 год.

В цілому по СНД пилові бурі виникають найчастіше в Середній Азії і Казахстані. Висота пилової хмари нерідко досягає 2 км і більше. У цих випадках Сонця майже не видно, іноді настає повна темнота. Найбільш тривалі періоди нельотної погоди при пилових бурях, коли дальність видимості зменшується до 500 м, бувають в Туркменії. Тут виділяються два осередки особливо тривалих пилових бур: на південь від м. Туркменбаши (Красноводськ), де загальна тривалість їх в середньому за рік складає 80 год, і на південному сході Туркменії, де середня річна тривалість бур 40 год.

Сильні пилові бурі бувають в центральних штатах США. В період засух і ураганних вітрів вони досягають виняткових розмірів. Іноді пил переноситься майже на 2000 км і досягає побережжя Атлантичного океану.

Враховуючи небезпеку пилових бур для авіації, документи, що регламентують льотну діяльність, забороняють проводити посадку літаків в умовах пилової бурі при видимості нижче за мінімум, а також в тих випадках, коли буря викликає сильну бовтанку.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Івус Г.П., Боровська Г.О. Практикум з авіаційної метеорології: навч. посібник. – Одеса: Екологія, 2006. – 224 с.
2. Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б. Авіаційна метеорологія. – Конспект лекцій – Дніпропетровськ: Економіка, 2006. – 140 с.
3. Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б. Авіаційна метеорологія та кліматологія. – Конспект лекцій – Одеса: Екологія, 2008. – 208 с.
4. Правила метеорологічного забезпечення авіації. – 2006. – 224 с.
5. Руководство по прогнозированию метеорологических условий для авиации/Под ред. Абрамович К.Г., Васильева А.А. – Л.:Гидрометеиздат, 1985. - 301 с.
6. Авіаційна метеорологія. Терміни та визначення основних понять. – Київ. Держстандарт України, 2002. – 16 с.
7. Електронна бібліотека ОДЕКУ - <http://library-odeku.16mb.com>.
8. Офіційний сайт міжнародної організації цивільної авіації - <http://www.icao.int/>
9. Офіційні документи ІКАО - <http://aviadocs.net/icaodocs/Docs>
10. Український гідрометеорологічний центр - <http://meteo.gov.ua>.
11. Державна авіаційна служба України - <https://avia.gov.ua/>
12. <http://zakon3.rada.gov.ua/laws/show/z1092-17/page5>

Навчальне електронне видання

ІВУС ГАЛИНА ПЕТРІВНА
СЕМЕРГЕЙ-ЧУМАЧЕНКО АЛІНА БОРИСІВНА

АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ

Конспект лекцій

Видавець і виготовлювач

Одеський державний екологічний університет

вул. Львівська, 15, м. Одеса, 65016

тел./факс: (0482) 32-67-35

E-mail: info@odeku.edu.ua

Свідоцтво суб'єкта видавничої справи

ДК № 5242 від 08.11.2016

ЗМІСТ

Передмова	5
Вступ.....	7
Частина I (ЗМ-Л1).....	9
Суб'єкти цивільної авіації та метеорологічне обслуговування її роботи	9
1 Основні суб'єкти цивільної авіації.....	9
1.1 Основні групи та марки сучасних літальних апаратів.....	9
1.2 Літаки та гелікоптери, конструкція і класифікація.....	16
1.2.1 Головні елементи літальних апаратів	16
1.2.2 Класифікація літаків	18
1.2.3 Класифікація гелікоптерів	19
1.3 Аеродроми	21
1.3.1 Класифікація аеродромів	21
1.3.2 Складові частини аеродромів	24
2 Системи забезпечення безпеки польотів	27
2.1 Організація системи керування повітряним рухом та її роль при забезпеченні безпеки польотів.....	27
2.2 Класифікація польотів.....	31
2.3 Організація польотів в цивільній авіації	34
2.4 Ешелонування літаків на повітряних трасах.....	35
2.5 Системи посадок.....	39
2.5.1 Радіотехнічна та радіолокаційна посадкові системи.....	39
2.5.2 Оптична система посадки	42
2.6 Мінімуми погоди	43
2.7 Структура та основні задачі метеорологічних органів, що обслуговують цивільну авіацію	48
2.8 Аеродроми та навколишнє середовище	53
2.9 Орнітологічне обслуговування	54
Частина II (ЗМ-Л2).....	59
Вплив фізичного стану атмосфери на льотно-технічні характеристики.....	59
3 Вплив фізичного стану атмосфери на характеристики польоту літака	59
3.1 Стандартна атмосфера.....	59
3.2 Причини виникнення підйимальної сили.....	62
3.3 Залежність сили тяги турбогвинтового двигуна від фізичного стану атмосфери	68
3.4 Вплив фізичного стану атмосфери на витрату палива	73
3.5 Вплив температури повітря на стелю літака.....	74
3.6 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйом повітряних суден	76
3.7 Вплив температури та тиску повітря на зліт та посадку	77
3.8 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів	80
3.8.1 Способи вимірювання висоти польоту.	80
3.8.2 Вплив метеорологічних умов на показання барометричного висотоміру	81

3.8.3 Вплив густини та температури повітря на показання показника повітряної швидкості	82
4 Вплив вітру на польоти повітряних суден.....	84
4.1 Вплив вітру на зліт, посадку та на політ літака	84
4.2 Вплив вертикального зсуву вітру в найнижчому шарі атмосфери на зліт та посадку літаків	85
4.3 Вплив вітру на путьову швидкість та напрям руху літака при горизонтальному польоті.....	87
4.4 Еквівалентний вітер.....	89
4.5 Струминні течії в атмосфері та їх аеронавігаційне значення.....	89
Частина III (ЗМ-ЛЗ)	91
Умови утворення та прогноз метеорологічних явищ, що небезпечні для польотів повітряних суден	91
5 Прогноз турбулентності та обледеніння.....	91
5.1 Атмосферна турбулентність і польоти повітряних суден	91
5.1.1 Загальна інформація про турбулентність в атмосфері	91
5.1.2 Вплив бовтанки на політ літака.....	92
5.1.3 Оцінка інтенсивності бовтанки	93
5.1.4 Турбулентність ясного неба	94
5.1.5 Турбулентність у хмарах	96
5.1.6 Бовтанка літаків на атмосферних фронтах	98
5.1.7 Турбулентність у зоні тропопаузи	99
5.1.8 Орографічна бовтанка.....	99
5.1.9 Прогноз турбулентності в нижньому шарі атмосфери	102
5.1.10 Прогноз бовтанки літаків.....	103
5.2 Обледеніння літаків та його вплив на польоти	107
5.2.1 Причини обледеніння повітряних суден.....	107
5.2.2 Метеорологічні і синоптичні умови обледеніння	109
5.2.3 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака	111
6 Прогноз туманів	115
6.1 Умови формування різних видів туманів	115
6.2 Прогноз радіаційного туману	117
6.3 Прогноз адвективного туману	121
7 Вплив погодних явищ на політ літака.....	126
7.1 Електризація та її вплив на експлуатацію повітряного судна.....	126
7.1.1 Метеорологічні і синоптичні умови електризації літаків	126
7.1.2 Прогноз зон можливої поразки літаків електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах	127
7.2 Умови польотів в зоні грозової діяльності.....	128
7.3 Вплив опадів та пилових бур на роботу авіаційної техніки	132
Перелік посилань	135

ПЕРЕДМОВА

Метеорологічне обслуговування авіації є однією із найважливіших задач Гідрометеорологічної служби. В процесі розвитку авіаційної техніки вимоги до метеорологічного обслуговування 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. Отже, авіація залишається найбільш вимогливим користувачем метеорологічної інформації.

Дисципліна *«Авіаційна метеорологія»* належить до циклу професійно-орієнтованих дисциплін підготовки студентів рівня вищої освіти "бакалавр", з напрямку «Гідрометеорологія» 6.040105 відноситься до вибіркової частини професійно-практичного циклу ОПП.

Мета дисципліни - підготовка фахівців, які володіють глибокими теоретичними знаннями та практичними навиками, що необхідні для якісного проведення метеорологічного забезпечення польотів з метою підвищення безпеки, регулярності та економічної ефективності повітряних перевезень.

Завданням дисципліни *«Авіаційна метеорологія»* є засвоєння вивчення питань впливу метеорологічних умов на діяльність авіації, знайомство з теоретичними та методичними основами метеорологічного забезпечення польотів

Вивчення дисципліни *«Авіаційна метеорологія»* базується на знаннях студентів, які отримані внаслідок вивчення курсів фізики атмосфери, синоптичної метеорології, динамічної метеорології.

Після освоєння цієї дисципліни студент повинен:

Знати:

- задачі авіаційної метеорології та їх зв'язок з потребами практики;
- основні льотно-технічні характеристики повітряних суден сучасної цивільної авіації та їх залежність від стану атмосфери;
- умови польотів на різних висотах та в різних географічних районах;
- порядок метеорологічного забезпечення цивільної авіації та регламентуючі документи.
- причини утворення небезпечних для польотів погодних явищ;
- методика складання авіаційних прогнозів.

Вміти:

- грамотно аналізувати аеросиноптичні матеріали та проводити оперативний аналіз впливу атмосферних процесів на роботу авіаційної техніки;
- розробляти оперативну метеорологічну документацію;
- оцінювати можливість виникнення складних метеорологічних умов та небезпечних для авіації атмосферних явищ;

- добре орієнтуватися в особливостях метеорологічного забезпечення польотів авіації різного застосування.

Знання, що отримані в результаті вивчення дисципліни будуть використовуватися при створенні бакалаврської кваліфікаційної роботи, при навчанні на рівні вищої освіти «магістр».

При підготовці конспекту лекцій з курсів «Авіаційної метеорології» автори виходили в своїй роботі із того, що покращення підготовки спеціалістів в галузі авіаційної метеорології повинно базуватися на глибокому вивченні атмосферних процесів та явищ, які формують небезпечні метеорологічні умови діяльності авіації.

Автори рукопису залучали до створення конспекту лекцій найсучасніші відомості в області авіаційної метеорології з тим, щоб сприяти розвитку творчих здібностей студентів-метеорологів.

ВСТУП

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

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

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

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

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

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

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

Основні етапи розвитку авіаційної метеорології:

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

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

метеорологічних умов польоту на великих висотах та дала технічні засоби для її вирішення.

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

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

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

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

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

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

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

Частина I (ЗМ-Л1)

СУБ'ЄКТИ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ ТА МЕТЕОРОЛОГІЧНЕ ОБСЛУГОВУВАННЯ ЇЇ РОБОТИ

1 ОСНОВНІ СУБ'ЄКТИ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

1.1 Основні групи та марки сучасних літальних апаратів

Літальний апарат (ЛА) – це пристрій для польотів в атмосфері або космічному просторі.

Види літальних апаратів:

- Пілотні та безпілотні;
- Одно- і багаторазового використання;
- Науково-дослідні, пасажирські вантажні, сільськогосподарські, військові, спортивні;

Аеростатичний ЛА – у якого піднімальна сила утворюється внаслідок різниці щільності атмосферного газу і газу, що наповнює оболонку (напр. аеростат, дирижабль);

Аеродинамічний ЛА – піднімальна сила створюється крилом (літак, планер, екраноплан) чи несучим гвинтом (вертоліт, автожир, гвинтокрил).

Всі літальні апарати підрозділяються на 3 групи (рис.1.1):

Перша (основна), до якої належать апарати, в яких піднімальна сила створюється нерухомо розташованим відносно апарата крилом (планери, літаки і літаки-снаряди).

Друга – безкрилі керовані реактивні снаряди-ракети. Вони майже весь політ здійснюють за інерцією (закон вільно кинутого тіла) за винятком невеликої ділянки (чи ділянок) траєкторії з працюючим двигуном. Цю ділянку називають активною.

Третя – гвинтоносійні апарати (вертольоти, автожири), підіймальна сила в яких утворюється внаслідок обертання несучого гвинта.

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

Літак (застар. *Аероплан*) — літальний апарат важчий за повітря для польотів в атмосфері за допомогою двигуна та нерухомих крил (крила). Літак здатний переміщуватися з високою швидкістю (летіти), використовуючи підіймальну силу крила і тягу двигуна. Нерухоме крило відрізняє літак від **махольота**, а наявність двигуна — від **планера**.

Вертоліт або **гелікоптер** (фр. *hélicoptère* — від грец. ἑλίξ, «гелікс» (род. відм. ἑλικος, «гелікос») - «гвинтова лінія» + грец. πτερόν, «птерон» - «крило»)

літальний апарат, важчий за повітря. Підйом і переміщення в повітрі забезпечується гвинтом, що обертається в горизонтальній площині. Переміщення забезпечується нахилом у відповідному напрямку несучого гвинта. Оскільки гвинт, обертаючись, створює значний обертальний момент, цей момент необхідно компенсувати.

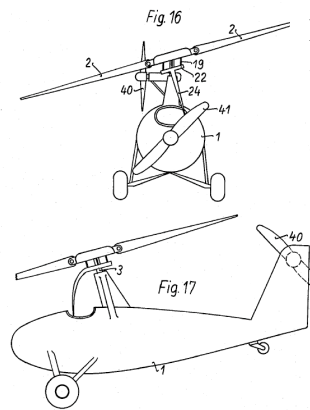


Рис. 1.1. Приклади літальних апаратів різних груп

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

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

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



КаСКР-1
«Красный инженер»

Современный лёгкий автожир
Arrow-Copter AC-10



Рис. 1.2. Приклади автожирів

Літаковий парк планети наближається до 25 тисяч одиниць. На початку 90-х років 45 % усіх авіаперевезень приходить на Боїнг (Boeing-727, 737); Дуглас DS-9; Мак-Дональд MD-80. На 2004 р. лідерами авіаперевезень є Boeing і Airbus (34 і 26 %, відповідно), германський Bombardier (14 %) та бразильський Embraer (3 %). Частка авіавиробників з країн СНД становить 0,7 %.

В 2013 р. було зареєстроване у світі 18202 літака, на 31.12.2016 - 26500, та очікується зростання світового повітряного пасажирського флоту кількості до 37207 і 41800 у 2031 та 2041 р. Найбільший внесок у збільшення повітряного флоту внесе КНР, якій потрібно майже 5000 нових літаків. Витрати Китаю оцінюються в 563 млрд дол.

Згідно з даними онлайн-сервісів <https://www.flightradar24.com> та <http://www.radarvirtuel.com> за добу 29 червня 2018 р. (рис. 1.3) у повітряному просторі вперше перебувало понад 20 тисяч лайнерів, а саме - 202 157 літаків за добу. Одночасно в цей день в небі було зафіксовано 19 тисяч лайнерів, хоча в середньому ця оцінка не перевищує 11 тисяч.

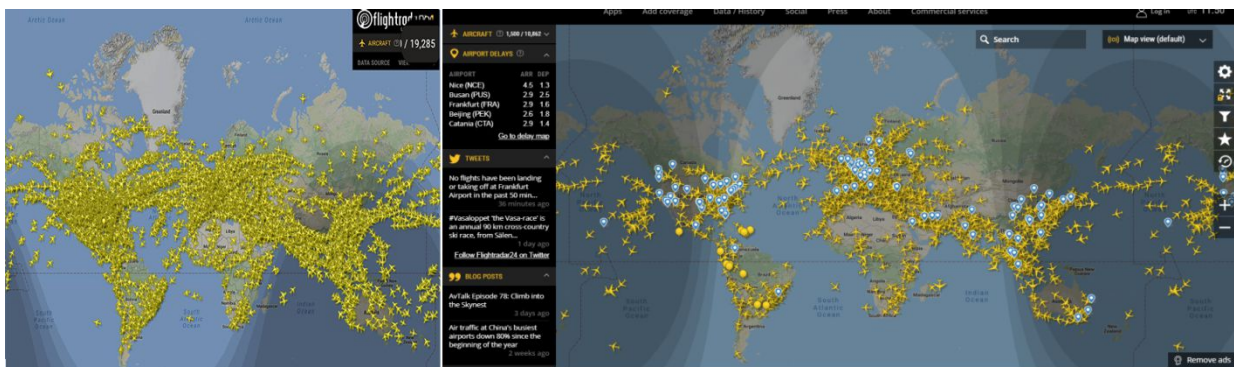


Рис. 1.3. Авіаційні перевезення 29.08.18 та 10.09.19 рр.

Найбільш перевантаженим було повітряний простір над США, Європою, Індією, Середнім Сходом і Південно-Східною Азією. Найменше літаків здійснювало переліт над західним Китаєм, Росією, північній

Скандинавією, центральної Африкою і західної Австралією. Над Лівією наважився пролетіти всього один пілот.

Згідно прогнозу Міжнародної асоціації повітряного транспорту (IATA), в 2020 році світова авіаційна галузь отримає чистий прибуток у розмірі \$ 29,3 млрд, що вище очікуваного чистого прибутку 2019 року - \$ 25,9 млрд. <https://www.aex.ru/docs/2/2019/12/16/2992/>

На **2004 р.** лідерами авіаперевезень є **Boeing** і **Airbus** (34 і 26 %, відповідно), канадський **Bombardier** (14 %) та бразильський **Embraer** (3 %). Частка авіавиробників з країн СНД складає 0,7 % (**Ту, Іл, Як, Ан**).

- **Найбільші світові виробники авіатехніки у 2019 р.**
- європейський Airbus <https://www.airbus.com/>
- американський Boeing [Boeing: The Boeing Company](https://www.boeing.com/)
- канадський Bombardier <https://www.bombardier.com/>
- бразильський Embraer <https://embraer.com/global/en>

Україна належить до небагатьох країн світу, що володіють повним циклом (макротехнологією) створення авіаційної техніки, і займає провідне місце на світовому ринку в секторі транспортної та регіональної пасажирської авіації. За рівнем розвитку літакобудування Україна належить до найбільш розвинутих держав. Таку промисловість мають п'ять-шість держав, які застосовують високі технології. Виробництво великих пасажирських літаків взагалі освоїли всього кілька держав. Найбільші літаки - аеробуси: вони вміщують близько 300 пасажирів. Їх випускають компанії [«Airbus»](https://www.airbus.com/) (Євросоюз) і [«Boeing»](https://www.boeing.com/) (США). Літаки, розраховані на меншу кількість пасажирів, виробляються в країнах ЄС (компанії [«ATR»](https://www.ATR.com/) і [«Saab AB»](https://www.saab-ab.com/)), в Канаді ([«Bombardier»](https://www.bombardier.com/)), в Бразилії ([«Embraer»](https://embraer.com/global/en)), в Ірані (HESA) і в Україні — на Харківському авіазаводі і на київському «Антонові». Зайнятися пасажирським авіабудуванням збирається Китай - там колосальна потреба в цьому виді авіатехніки. Деякі моделі літаків типу Ан випереджають аналогічні світові зразки на три — чотири роки. Літакобудування є однією з найбільш прибуткових і в той же час найбільш капіталоемних галузей машинобудування.

В **2010–2012** підприємствами авіабудування виготовлено та передано замовникам 19 літаків.

Галузь нараховує понад 60 підприємств, на які припадає близько 25 відсотків зайнятих у [машинобудуванні в Україні](#). Основу галузі становлять п'ять великих підприємств, на яких зосереджено дві третини працівників галузі. Потенціал авіаційної промисловості дає змогу збільшувати обсяги розроблень і виробництва авіаційної техніки, зокрема:

- регіональні пасажирські та транспортні літаки,
- авіаційні двигуни та агрегати,

- бортове радіоелектронне обладнання, орієнтоване на використання супутникових систем зв'язку, навігації та спостережень,
- вертольоти та літальні апарати малої авіації, зокрема безпілотні.
- До перспективних розробок галузі можна віднести:
- літаки типу [Ан-74](#), [Ан-38](#), [Ан-70](#), [Ан-124](#), [Ан-140](#), [Ан-148](#), [Ан-178](#), [Ан-225](#) та їх модифікації,
- серійне виробництво двигунів [Д-27](#), [Д-18Т](#) четвертої серії, [АІ-450](#), [АІ-222-25](#), [ВК-2500](#),
- український гвинтокрил.

Авіабудівні компанії і підприємства України

Надлегка авіація - [Аерос](#) [Аеропракт](#)

Авіаційні заводи [Державне підприємство «Антонов»](#)

- [Серійний завод «Антонов»](#)
- [Державне підприємство «Завод 410 цивільної авіації»](#)
- [Харківське державне авіаційне виробниче підприємство](#)

Авіаремонтні заводи

- [Вінницький авіаційний завод](#)
- [Євпаторійський авіаційний ремонтний завод](#)
- [Запорізький державний авіаційний ремонтний завод «МіГремонт»](#)
- [Конотопський авіаремонтний завод «Авіакон»](#)
- [Львівський державний авіаційно-ремонтний завод](#)
- [Луцький ремонтний завод «Мотор»](#)
- [Луганський авіаційний ремонтний завод](#)
- [Миколаївський авіаремонтний завод «НАРП»](#)
- [Одеський авіаційний завод](#)
- [Чугуївський авіаційний ремонтний завод](#)

Виробники гелікоптерів

- [Авіаімпекс](#) (рис. 1.4)
- [Авіакон](#)
- [Авіант](#)
- [Аерокоптер](#)
- [ВіАЗ](#)
- [Горизонт-12](#)
- [Закарпатський машинобудівний завод](#)
- [Мотор Січ](#)
- [Софтекс-Аеро](#)
- [Вібстон Аеро](#)



Рис. 1.4. Українські гелікоптери

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

Олég Костянтинович Антонов (25 січня (7 лютого) 1906, с. Троїці (нині Подольського району Московської області) - 4 квітня 1984, Київ) — радянський літакобудівельник російського походження, один із провідних авіаконструкторів СРСР. Доктор технічних наук, академік АН УРСР і АН СРСР, Герой Соціалістичної Праці.



Таблиця 1.1 - Перелік основних літаків бюро Антонова (АН)

Марка	Коротка характеристика	Рік	Запуск у серію
АН-2	Легкий багатоцільовий літак	1946	31 серпня 1947
АН-3	Легкий багатоцільовий літак	1967	13 травня 1980
АН-4	Легкий транспортний літак	1950	31 липня 1951
АН-6	Висотний погодні розвідник	1948	21 березня 1948
АН-8	Військово-транспортний літак	1954	11 лютого 1956
АН-10 «Україна»	Середньоміагістральний пасажирський літак	1955	7 березня 1957
АН-12	Транспортний літак	1955	16 грудня 1957
АН-14 «Бджілка»	Транспортний літак	1950	14 березня 1958
АН-22 «Антей»	Транспортний літак	1960	27 лютого 1965
АН-24	Пасажирський турбогвинтовий літак	1958	20 жовтня 1957
АН-26	Військово-транспортний літак	1964	21 травня 1969
АН-28	Пасажирський літак	1968	29 січня 1973
АН-30	Літак повітряного спостереження та аерофотозйомки	1964	21 серпня 1967
АН-32	Багатоцільовий транспортний літак	1975	9 липня 1976
АН-34	Транспортний літак	1961	4 вересня 1961
АН-38	Пасажирський літак	1989	23 червня 1994
АН-70	Військово-транспортний літак	1987	16 грудня 1994

Ан-71	Літак авіаційного комплексу радіовиявлення і наведення	1983	12 липня 1985
Ан-72	Багатоцільовий транспортний літак	1976	31 серпня 1977
Ан-74	Транспортний літак	1980	29 вересня 1983
Ан-124 «Руслан»	Найбільший серійний вантажний літак у світі	1971	24 грудня 1982
Ан-132	легкий турбогвинтовий багатоцільовий транспортний літак	2016	31 березня 2017
Ан-140	Вантажопасажирський літак	1993	17 вересня 1997
Ан-148	Близькомагістральний пасажирський літак	2001	17 грудня 2004
Ан-158	Близькомагістральний пасажирський літак	2010	28 квітня 2010
Ан-178	Військово-транспортний літак	2015	7 травня 2015
Ан-180	Середньомагістральний пасажирський літак	1991	Програма заморожена
Ан-188	Середній військовий транспортний літак		
Виріб-181	Експериментальний зразок з крилом арконого типу	1991	Не злетів
Ан-218	Широкофюзеляжний пасажирський літак	1991	Програма заморожена
Ан-318	Широкофюзеляжний пасажирський літак	1990-ті	Програма заморожена
Ан-418	Широкофюзеляжний пасажирський літак	1990-ті	Програма заморожена
Ан-225 «Мрія»	Найбільший, найважчий і найбільш вантажопідйомний літак у світі з будь-коли побудованих	1984	21 грудня 1988

Координацію питань в області цивільної авіації на міжнародному рівні здійснює Міжнародна Організація Цивільної Авіації.

Міжнародна організація цивільної авіації (ІКАО) (англ. *International Civil Aviation Organization, ICAO*) - заснована відповідно до Чиказької конвенції про цивільну авіацію 1944 року, є спеціалізованою установою ООН, що займається організацією і координацією міжнародного співробітництва держав у всіх аспектах діяльності цивільної авіації. Учасниками ІКАО є близько 190 держав, у тому числі на основі правонаступництва й Україна. СРСР вступив в ІКАО 10 листопада 1970 року. Штаб-квартира розташована в місті Монреаль (Канада).



Рис. 1.5. Система кодів ІКАО для аеродромів

В ІКАО та [IATA](#) є власна система кодів для аеропортів і авіакомпаній. ІКАО використовує чотирибуквеними коди аеропортів і трибуквенні коди авіакомпаній.

1.2 Літаки та гелікоптери, конструкція і класифікація

1.2.1 Головні елементи літальних апаратів

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

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

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

Головні елементи літаків і гелікоптерів (рис. 1.6):

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

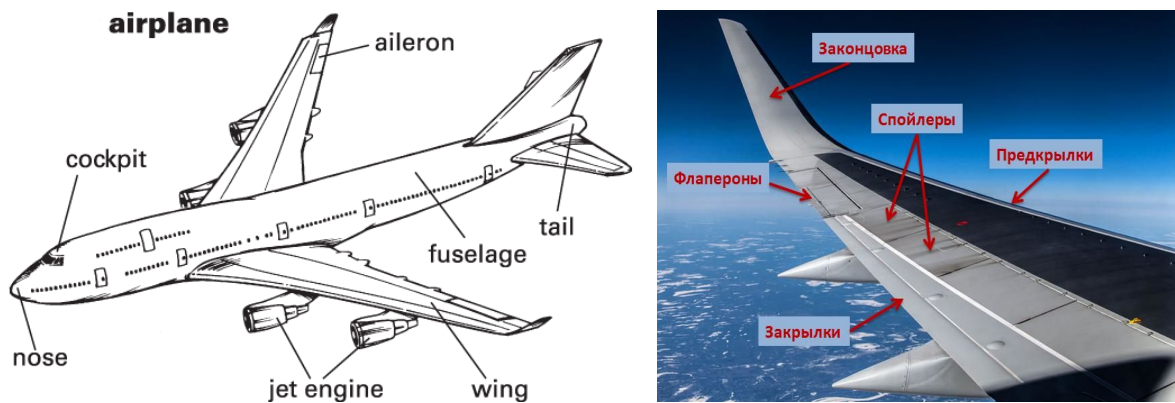


Рис. 1.6. Основні елементи літака

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

Передня частина фюзеляжу – «ліхтар» – місце розташування екіпажу. До фюзеляжу кріпляться крила, шасі та, іноді, силові установки. Фюзеляж повинен забезпечувати міцність твердої конструкції при мінімальній масі,

а також повинен мати мінімальний аеродинамічний опір і бути зручним для розміщення екіпажу і пасажирів. Фюзеляж повинен бути зручним для експлуатації та ремонту. До фюзеляжу гелікоптера кріпляться шасі, рами двигунів і несучі гвинти.

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

Вимоги до крил:

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

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

Несучий гвинт – заміняє гелікоптеру крило і тягнучий гвинт. У залежності від нахилу тяги несучого гвинта гелікоптер може переміщатися у різних напрямках. Тут може виникнути авторотація обертання несучого гвинта під впливом несучого потоку, що дає можливість уникнути падіння при аварії.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

1.2.2 Класифікація літаків

Літаки можуть бути класифіковані як мінімум за шістьма позиціями:

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

I. За числом крил літаки поділяються:

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

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

II. За розташуванням крил виділяють три типи літаків:

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

III. За типом фюзеляжу:

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

IV. За типом шасі:

1. сухопутні – колеса, лижі, гусениці;
2. гідролітаки - поплавки;
3. амфібії
- 4. універсальні, на повітряної подушці.

V. За типом та числом двигунів:

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

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

VI. За типу та розташуванню оперення:

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

1.2.3 Класифікація гелікоптерів

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

Таким чином, розрізняють шість видів вертольотів (рис. 1.7):

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

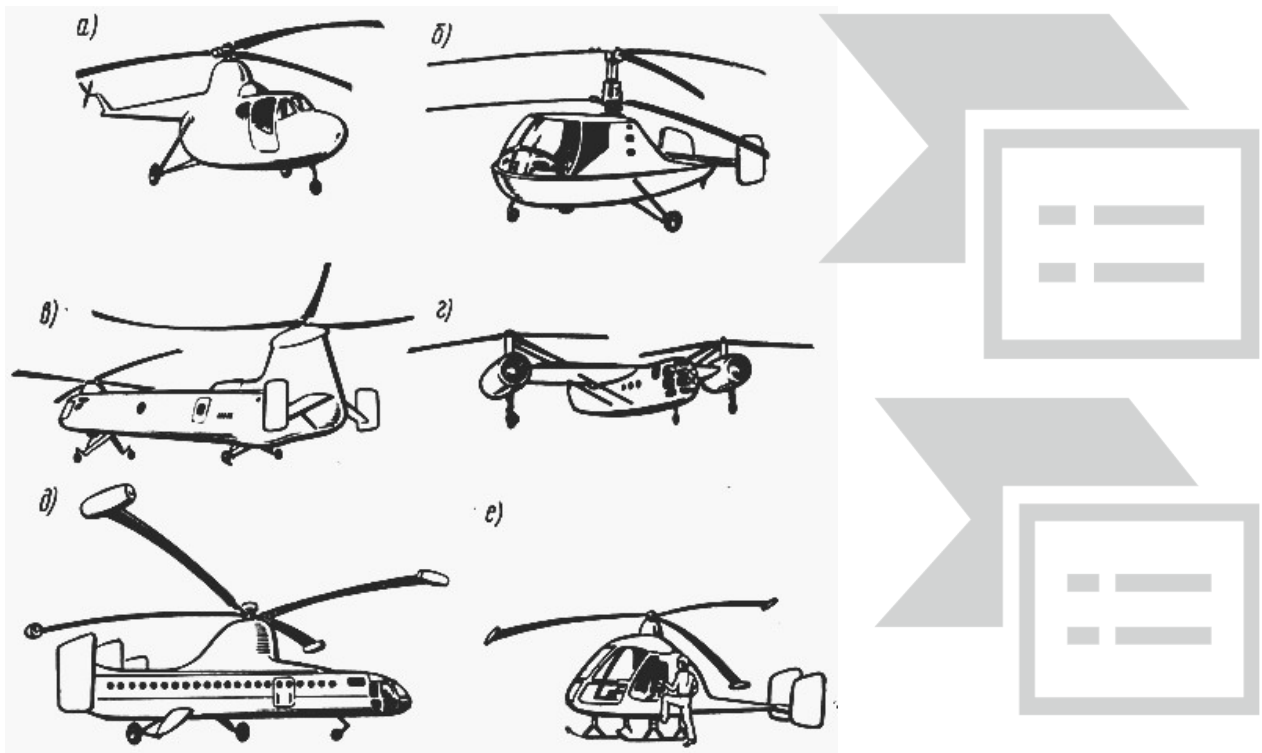


Рис. 1.7. Основні схеми гелікоптерів

I тип – це найбільш розповсюджена схема гелікоптерів. Вона була запропонована академіком Юр'євим Б.Н. ще у 1910 р. Та реалізована у 1924 р. Представник – система Міля М.Л. (МІ-2, МІ-4, МІ-6, МІ-8, МІ-16, МІ-24 та інші). Вона виробляється з 1951 р. і є самою поширеною в СНД.

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

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

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

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

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

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

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

Основні характеристики гелікоптера:

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

Наприклад, за останньою характеристикою гелікоптери розрізняються таким чином: МІ-2 – 3 м/с, МІ-4 – 5 м/с, МІ-6 та МІ-8–10 м/с.

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

За злітною масою літаки діляться на:

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

За злітною масою гелікоптери діляться на:

5. гелікоптери, злітна маса яких перевищує 10 тон (МІ-8, МІ-6);
6. гелікоптери, злітна маса яких складає від 5 до 10 тон (МІ-4);
7. гелікоптери, злітна маса яких складає від 2 до 5 тон (МІ-2, КА-26);

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

За тривалістю польоту ПС поділяються на:

1. далекомагістральні – з тривалістю більш ніж 6000 км (ІЛ-96);
2. середньомагістральні – від 2500 до 6000 км (ІЛ-86, ІЛ-62, ТУ-154);
3. близькомагістральні – від 1000 до 2500 км (ЯК-40);
4. місцеві повітряні лінії – менше ніж 1000 км (АН-24).

В 2018 р. Інститут автоматизації Шеньяна при Академії наук Китаю представив перший безпілотний гелікоптер.

1.3 Аеродроми

1.3.1 Класифікація аеродромів

Аеродром – земельна або водяна ділянка, спеціально обладнана для зльоту, посадки, стоянки та обслуговування повітряних суден.

Летовища бувають військові і цивільні, поділяються на постійні і польові (тимчасові), за технічними характеристиками льотних смуг - на класи.

Цивільні (для перевезення цивільних пасажирів і вантажів, входять до складу аеропортів):

- трасові - для виконання авіаційних рейсів;
- навчальні - для навчання і тренування курсантів льотних училищ;
- заводські - для випробування повітряних суден після ремонту на авіаремонтних заводах;
- для виконання авіаційних робіт.

Експериментальні - для випробування авіаційної техніки на авіаційних заводах і полігонах.

Державні аеродроми:

- військові (для вирішення завдань оборонного характеру, несення бойового чергування, перекидання військ тощо)
- навчальні (для навчання льотного, штурманського і технічного складу військової авіації)
- спортивні (для навчально-тренувальних і показових польотів на літаках, вертольотах, дельтапланах, планерах, парапланах, виконання парашютних стрибків)

Також існують **приватні аеродроми і льотні поля.**

На цивільних аеродромах дислокуються (базуються) цивільні авіапідприємства (авіакомпанії), на військових - військові частини Міністерства Оборони та інших силових відомств, на експериментальних аеродромах - організації, що здійснюють випробування авіатехніки (льотно-випробувальні станції авіазаводів,

науково-дослідні установи різних відомств - як цивільних, так і військових), на навчальних - літні та авіаційно-технічні училища (цивільні або військові), на спортивних – авіаційні спортклуби і подібні організації. Існує низка аеродромів спільного базування, на яких поряд з цивільною авіацією, розміщується і військова.

У деяких країнах, для позначення військових аеродромів нерідко застосовується термін **авіабаза**, запозичений з англійської мови (**air base**), де він активно використовується (особливо в США).

Аеродроми **цивільної авіації** класифікуються за наступними основними ознаками:

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

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

II. За характером використання:

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

III. За призначенням:

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

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

1. базові;
2. проміжні;
3. аеродроми вильоту;
4. аеродроми призначення;
5. запасні.

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

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

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

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

V. *За висотою над рівнем моря:*

1. гірські;
2. рівнинні.

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

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

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



Рис. 1.8. Розподіл аеропортів у світі станом на 2008 р.

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

Згідно ІСАО (Annex 14) кожному цивільному аеродрому надається код, що складається з двох показників: цифра індексу довжини ЗПС та літера індексу ширини ЗПС (згідно розмаху крил та ширини бази зовнішнього головного шасі (*outer main gear wheel span*)).

Київ (Бориспіль) – клас А, індекс 6, 4Е

Одеса – клас В, індекс 6, 4С

Львів - клас В, індекс 6, 4D

<https://web.archive.org/web/20170211082641/http://www.avia.gov.ua/uploads/documents/11320.pdf>

Індекс довжини ЗПС:

Цифра коду	Референтна довжина ЗПС	Типове ПС
1	< 800 м	De Havilland Canada DHC-6/Piper PA-31
2	800 м, але < 1200 м	ATR42/Bombardier Dash 8 Q300
3	1200 м, але < 1800 м	Saab 340/Bombardier Regional Jet CRJ-200
4	> 1800 м	Boeing 737-700/Airbus A-320

Індекс ширини ЗПС:

Літера коду	Розмах крил	Ширина бази шасі	Типове ПС
A	< 15 м	< 4,5 м	Piper PA-31/Cessna 404 titan
B	15 м, але < 24 м	4,5 м, але < 6 м	Bombardier Regional Jet CRJ-200/De Havilland DHC-6
C	24 м, але < 36 м	6 м, але < 9 м	Boeing 737-700/Airbus A-320/Embraer ERJ 190-100
D	36 м, але < 52 м	9 м, але < 14 м	B767/Airbus A-310
E	52 м, але < 65 м	9 м, але < 14 м	B777/B787 series/A330
F	65 м, але < 80 м	14 м, але < 16 м	Boeing 747-8/Airbus A-380-800

Рис. 1.9. Класи цивільних аеродромів згідно ІСАО

1.3.2 Складові частини аеродромів

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

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

- **Льотне поле** - частина території аеродрому, призначена для зльоту, посадки, рулювання, розміщення і обслуговування повітряних суден (літаків, вертольотів і планерів).
- Льотне поле включає в себе:
 - - Льотна смуга - злітно-посадкова смуга (ЗПС) з пов'язаними бічними і кінцевими смугами безпеки.
 - - Руліжні доріжки (РД), що з'єднують ВПП з пероном і торці ЗПС один з одним.
 - - Місця стоянки (МС), призначені для передпольотної обслуговування повітряних суден.
 - - Перон - місце для стоянки літальних апаратів і виконання з ними вантажно-розвантажувальних операцій. У комерційних аеропортах перон і місця стоянки ПС зазвичай суміщені, в такому випадку це також називається пероном.
 - - Майданчики для посадки вертольотів (літаків вертикального

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

До службово-технічної зони звичайно відносяться:

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

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

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

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

По вертикалі ПП ділиться на верхній і нижній.

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

Верхній простір – простір вище 6100 м.

Простір вище 16 км – поза контролю.

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

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

По горизонталі ПП над аеродромом поділяється на:

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

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

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

Мінімальні за широтою повітряні траси мають місцеві повітряні лінії.

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

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

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

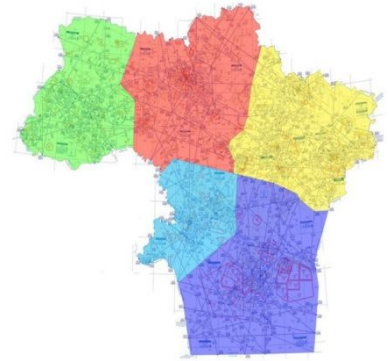
Райони аеродрому – райони у радіусі 50...100 км від аеродрому.

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

- Керування повітряним рухом у вищевказаних межах здійснюється конкретними диспетчерськими пунктами.
<https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z1571-14/print>

Структура повітряного простору України

Віртуальне повітряний простір України по горизонталі розділене на 5 районів польотної інформації (РПІ). У кожному районі є диспетчерські зони (CTR), вузлові диспетчерські райони (ТМА) та районні диспетчерські центри (АСС).



Також в структурі повітряного простору ОПР України є зони з особливими умовами польотів UK-D (перелік небезпечних зон), UK-P (заборонені зони), UK-R (зони обмеження польотів) (рис. 1.10).

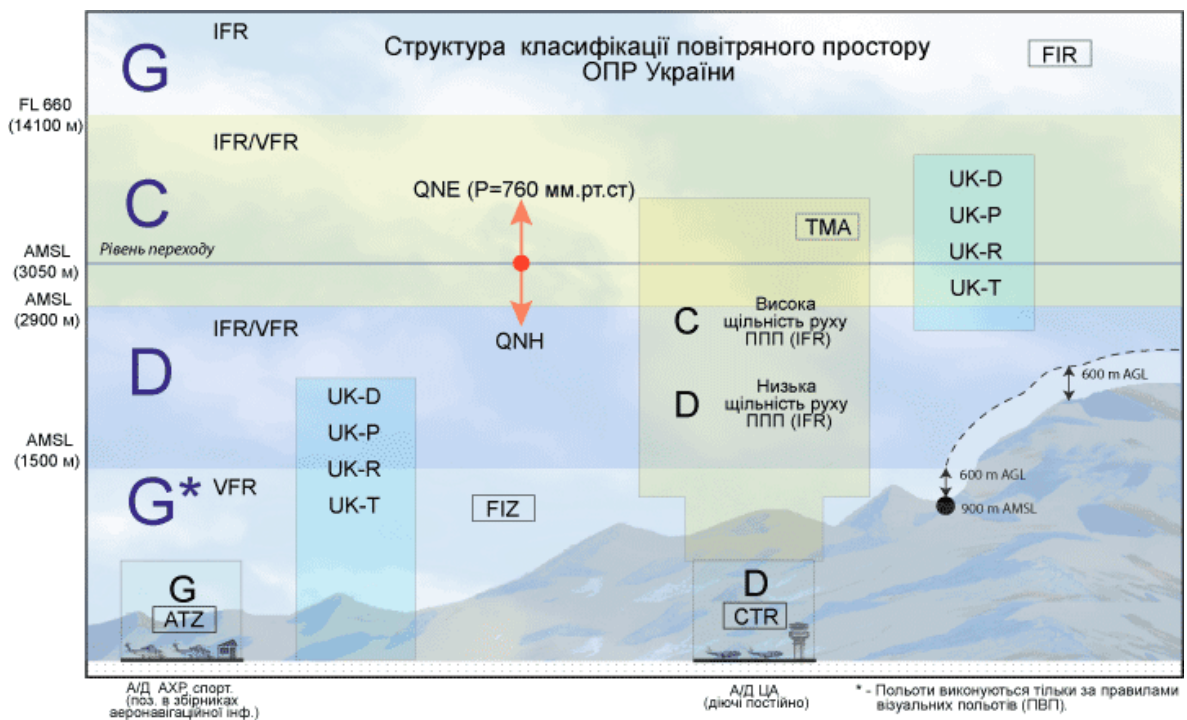


Рис. 1.10. Структура повітряного простору над Україною

Увесь повітряний простір України поділено на контрольований (класи С і D) і неконтрольований (клас G).

Обслуговування повітряного руху на цивільних аеродромах, що належать державним органам, органам місцевого самоврядування, суб'єктам авіаційної діяльності, здійснюється в порядку, встановленому уповноваженим органом з питань цивільної авіації.

2 СИСТЕМИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ

2.1 Організація системи керування повітряним рухом та її роль при забезпеченні безпеки польотів

В кінці 1991 року розпалася Єдина системи управління повітряним рухом (ЄС УПР СРСР), яка була сформована за період з 1973 по 1983 рр. (1975 р.), як суміщена військово-громадянська система, що забезпечує безпечне та ефективне використання повітряного простору країни в інтересах вирішення економічних і оборонних завдань в умовах мирного і воєнного часу.

Система організації повітряного руху (ОПР) в Україні

У повітряному просторі України та у повітряному просторі над відкритим морем обслуговування повітряного руху надає Служба аеронавігаційного обслуговування, що діє у складі Украероруху (<http://uksatse.ua/>).

Службі підпорядковані об'єкти аеронавігаційного обслуговування, у складі яких є органи ОПР — аеродромні диспетчерські вишки.

В Україні є чотири районні диспетчерські центри - Київ - 2 сектори польотної інформації, Львів — 2 сектори польотної інформації, Одеса - 1 сектор та Дніпропетровськ - 1 сектор), які здійснюють:

- районне диспетчерське обслуговування,
- диспетчерське обслуговування підходу,
- польотно-інформаційне обслуговування повітряного руху,
- аварійне обслуговування повітряного руху.

Також є чотири диспетчерські органи підходу (Харків, Івано-Франківськ, Запоріжжя, Ужгород).

Аеродромне диспетчерське обслуговування в Україні здійснюється Украерорухом на 18 аеродромах України: «Вінниця», «Дніпропетровськ», «Запоріжжя», «Івано-Франківськ», «Київ» (Бориспіль), «Київ» (Жуляни), «Кіровоград», «Кривий Ріг», «Львів», «Миколаїв», «Одеса», «Полтава», «Рівне», «Суми», «Ужгород», «Харків», «Херсон», «Чернівці».

Польотно-інформаційне обслуговування повітряного руху на аеродромах (AFIS)

Польотно-інформаційне обслуговування на аеродромах [«Озерне»](#), «Тернопіль», «Черкаси» та вертодромі «Гелікоптерний майданчик Канів» (Пекарі) здійснюють органи AFIS — польотно-інформаційного обслуговування повітряного руху на аеродромах англ. (aerodrome flight information service).

- <http://uksatse.ua/index.php?act=Part&CODE=309>

Етапи становлення Украероруху

- 1992** Створення Державного підприємства обслуговування повітряного руху України.
- 1995** Завершення процесу об'єднання органів обслуговування повітряного руху (ОПР) та технічного забезпечення в єдиному підприємстві.
- 1999** Введення мережі маршрутів B-RNAV.
- 1999** Створення Об'єднаної цивільно-військової системи організації повітряного руху (ОЦВС).
- 2000** Перше видання Плану конвергенції та імплементації для України (LCIP).
- 2001** Публікація Збірника аеронавігаційної інформації (AIP) України.
- 2002** Впровадження скороченого мінімуму вертикального ешелонування (RVSM) в усьому повітряному просторі України.
- 2003** Завершення обладнання всіх районних центрів автоматизованими системами керування повітряним рухом.
- 2004** Впровадження класифікації та Правил польотів у повітряному просторі України згідно зі стандартами та рекомендованою практикою ICAO.
- 2005** Вхідження до Центральної системи організації потоків повітряного руху ЄВРОКОНТРОЛЮ.
- 2005** Завершення розроблення Регіонального плану переходу до систем CNS/ATM.
- 2006** Впровадження процедур та організація взаємодії з ЄВРОКОНТРОЛЕМ відповідно до вимог Концепції гнучкого використання повітряного простору, що впроваджена в Європейському регіоні.
- 2007** Введення у експлуатацію нових центрів КПП у Дніпропетровську та Сімферополі.
- 2007** Отримання САІ сертифіката якості ISO 9001:2000.
- 2008** Отримання сертифіката на здійснення аеронавігаційного обслуговування
- 2009** Введення в дію системи централізованого метеозабезпечення аеронавігації
- 2010** Отримання нового сертифіката провайдера та сертифіката відповідності стандарту з якості ISO 9001:2008.
- 2010** Відкриття нової аеродромно-диспетчерської вишки в Сімферополі.
- 2010** Завершення будівництва й відкриття нового офісу Украероруху в м. Борисполі.
- 2010** Започаткування обслуговування повітряного руху в повітряному просторі класу G англійською мовою в рамках підготовки до Євро-2012.
- 2011** Приєднання України до Загальноєвропейської бази даних САІ.
- 2011** Завершення модернізації автоматизованих систем мовлення метеоінформації VOLMET.
- 2011** Введення в експлуатацію нової аеродромно-диспетчерської вишки у Сімферополі.

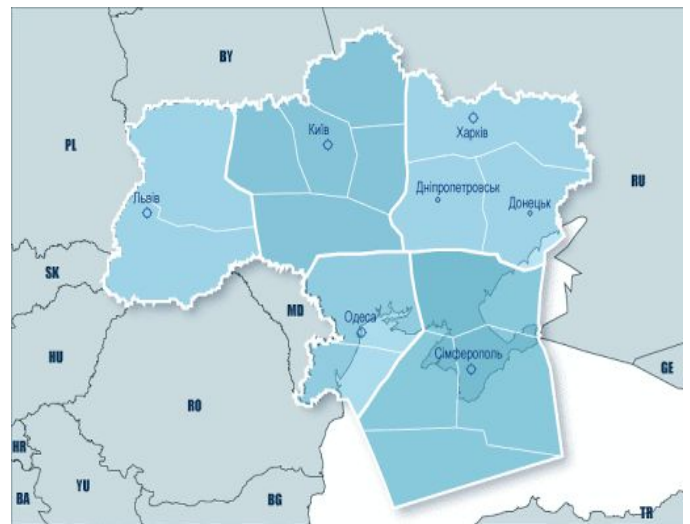
- 2012** Завершення впровадження автоматизованих систем передачі інформації в районі аеродрому (ATIS) на семи аеродромах України.
- 2012** Отримання Украерорухом сертифікату Державіаслужби України на право здійснювати професійну підготовку для отримання відповідних свідоцтв персоналу організації повітряного руху.
- 2012** Введення в експлуатацію 4-х доплерівських метеорологічних радіолокаторів (Сімферополь, Львів, Харків, Донецьк).
- 2013** Введення в експлуатацію нових центрів КПП та АДВ у Харкові.
- 2013** Введення в експлуатацію 7 нових всенаправлених радіомаяків (NDB) в РСП «Київцентраеро» та Львівському РСП.
- 2014** Проведення модернізації до твердотільної технології первинних каналів на трасових радіолокаційних комплексах.
- 2014** Створення та задіяння 3 нових радіолокаційних позицій з використанням автономних вторинних радіолокаторів типу «Корень-АС» з приймально-передавальними центрами.
- 2014** Введення в експлуатацію аеродромно-трасових радіолокаторів типу ATCR-33S/SIR-S у Харкові та Донецьку.
- 2014** Проведення модернізації АОРЛ-85 у Запорізькій службі ОПР Дніпропетровського РСП.
- 2014** Розпочато впровадження новітніх систем наземних станцій прийому даних від повітряних суден за технологією автоматизованого залежного спостереження ADS-B.
- 2014** Введення в експлуатацію 2 нових радіомаяків VOR/DME в Івано-Франківській службі ОПР та Кіровоградській службі ОПР.
- 2014** Впровадження навігації, заснованої на характеристиках (PBN).
- 2015** Початок здійснення допорогових закупівель через платформу ProZorro.
- 2015** Визнання міжнародними експертами аргументів України щодо спроможності гарантувати безпеку польотів над Чорним морем – схвалено проведений Украерорухом Аналіз безпеки польотів при забезпеченні аеронавігаційного обслуговування у повітряному просторі, що перебуває під відповідальністю України (Safety Case).
- 2016** Вихід інформаційного бюлетеня EASA з безпеки польотів з рекомендаціями авіакомпаніям щодо виконання польотів у частині міжнародного повітряного простору над Чорним морем, де відповідальність за ОПР делегована Україні.
- 2016** Введення в експлуатацію нового центру КПП у Львові.
- 2016** Перехід органів метеорологічного стеження Украероруху в оновлений формат на складання інформації SIGMET відповідно до поправки 77 до Додатку 3 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію.
- 2016** Введення в експлуатацію нової автоматизованої системи керування повітряним рухом «Роксолана» у Львові.

- 2017** Підписання угоди між Украерорухом та Польською агенцією аеронавігаційного обслуговування (PANSА) про обмін радіолокаційними даними.
- 2018** Украерорух посів 3-є місце за оцінкою зрілості системи управління безпекою польотів (Safety Management System) за підсумками 2017 року та увійшов до п'ятірки лідерів серед провайдерів аеронавігаційного обслуговування в Європейському регіоні.
- 2018** Встановлення сучасного диспетчерського тренажера автоматизованої системи керування повітряним рухом «Стріла-Аленія» в РСРП «Київцентраеро».
- 2018** Підписання угоди щодо надання підтримки Євроконтролем через проведення зовнішнього оцінювання ефективності системи менеджменту Украероруху.
- 2018** Перегляд Федеральною авіаційною адміністрацією Сполучених Штатів Америки (FAA) спеціальних федеральних правил (SFAR113) щодо скасування заборони на виконання польотів у східній частині повітряного простору України та над відкритим морем, де відповідальність за обслуговування повітряного руху міжнародними договорами покладена на Україну.
- 2018** Підписання Меморандуму про співробітництво Украероруху та Інституту ІСАО (НАУ).
- 2018** Сертифікація EASA на відповідність Державного підприємства обслуговування повітряного руху України як національного провайдера аеронавігаційного обслуговування нормам Європейського Союзу.
- 2019** Запровадження середовища умовних маршрутів ОПР єдиної категорії (SCC)

Структура Украероруху

До складу Украероруху входять:

- Український центр планування використання повітряного простору України та регулювання повітряного руху (**Украероцентр**),
- Служба аеронавігаційної інформації України (**САІ**),
- Авіакомпанія «**Украерорух**»,
- Навчально-сертифікаційний центр Украероруху,
- Центр авіаційної підготовки та сертифікації



шість регіональних структурних підрозділів:

[РСРП «Київцентраеро»](#)

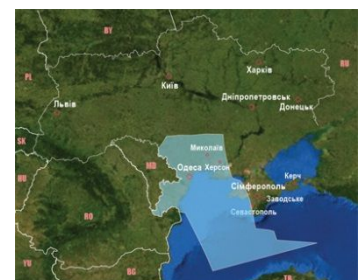
[Дніпровський РСРП](#)

[РСРП «Кримаерорух»](#)

[Львівський РСРП](#)

[Одеський РСРП](#)

[Харківський РСРП](#)



Державна авіаційна служба України (**Державіаслужба**) є центральним органом виконавчої влади, діяльність якого спрямовується і координується Кабінетом Міністрів України через міністра інфраструктури України.

Державіаслужба реалізує державну політику у сфері цивільної авіації та використання повітряного простору (ВПП) України і є уповноваженим органом з питань цивільної авіації.

В інституційному плані Державне підприємство обслуговування повітряного руху України (**Украерорух**) як провайдер аеронавігаційного обслуговування (**АНО**) відокремлене від регулюючого органу цивільної авіації – Державіаслужби.

Основою національної аеронавігаційної системи та об'єднаної цивільно-військової системи організації повітряного руху (**ОЦВС**) є **Украерорух**.

Підприємство уповноважене Державіаслужбою здійснювати АНО у повітряному просторі (ПП) України та у ПП над відкритим морем, де відповідальність за обслуговування повітряного руху (ОПР) міжнародними договорами покладено на Україну.

2.2 Класифікація польотів

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

І. За призначенням польоти поділяються на:

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

10. демонстраційні – для показу авіаційної техніки, пропаганди досягнень авіації та для аерошоу;
11. пошукові;
12. аварійно-рятувальні та інші.

II. За районом дії польоти поділяються на:

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

III. За висотою польоти поділяються на:

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

IV. За часом доби польоти підрозділяються на:

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

V. За умовами погоди польоти діляться на:

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

Складність метеорологічних умов визначається низькою хмарністю й обмеженою видимістю.

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

VI. За фізико-географічними умовами виділяють:

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

VII. За умовами пілотування і літаководіння польоти діляться на:

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

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

ПВП та особисті ПВП визначаються та регламентуються документом від 2019 р. «Авіаційні правила ми України. Метеорологічне обслуговування цивільної авіації», раніше від 2005 до 2017 рр. діяли «Правила метеорологічного забезпечення цивільної авіації», ще раніше «Наставлением по метеорологическому обеспечению гражданской авиации (НМО ГА-90)». <https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/z1092-17>

При цьому враховується цілий комплекс умов:

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

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

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

2.3 Організація польотів в цивільній авіації

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

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

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

Планування поділяють на довгострокове (≥ 10 діб), добове і поточне.

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

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

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

Наприклад:

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

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

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

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

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

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

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

Розглянемо порядок роботи диспетчерських пунктів докладніше.

Після готовності ПС до вильоту керування бере диспетчер руління (від стоянки до рульової доріжки), потім диспетчер старту дає дозвіл на запуск двигунів, заняття ЗПС та виконання зльоту. Після зльоту керування

передається диспетчеру кола. Коло над аеродромом нагадує прямокутник. Це коло та висота польоту по колу встановлюються спеціальної інструкцією.

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

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

2.4 Ешелонування літаків на повітряних трасах

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

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

Використовуються три види ешелонування:

1. вертикальне (VSM);
2. подовжнє;
3. бокове.

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

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

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

- $\Delta H = 300$ м до висоти 6000 м;
- $\Delta H = 600$ м від 6000 до 9000 м;
- $\Delta H = 1000$ м вище 9000 м.

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

З 1 березня 1984 р введено нова система вертикального ешелонування:

- $\Delta H = 300$ м до висоти 8100 м;
- $\Delta H = 600$ м від 8100 до 12100 м.

Це нововведення дозволило ввести 5 нових ешелонів, що збільшило їх кількість у порівнянні з 1977 р. Для повітряних трас встановлюється напівкругла система вертикального ешелонування польотів (рис. 2.1).

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

При напрямі повітряних трас і маршрутів поза траси з істинними путтьовими кутами від 180 до 359° (західна половину горизонту) встановлюються наступні ешелони: 1200, 1800, 2400 м і т.п., тобто кожні 600 м до висоти 8600 м; далі через кожні 1000 м до висоти 13100, а потім через 2000 м – 15100, 17100 м і т.п.

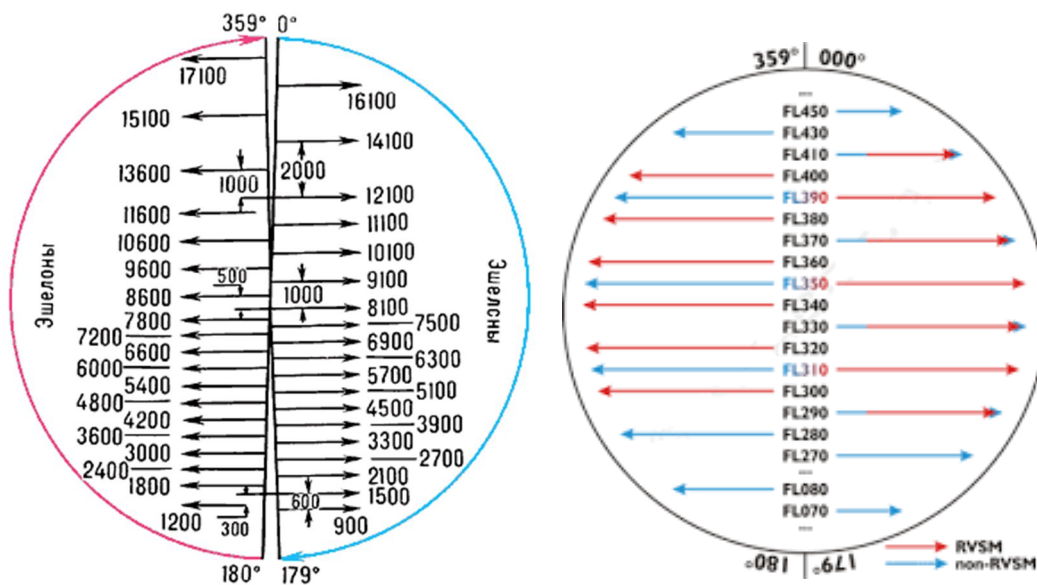


Рис. 2.1. Напівкругла система вертикального ешелонування польотів

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

При польоті по району аеродрому вертикальне ешелонування проводиться незалежно від курсу польоту через кожні 300 м до висоти 6000 м і далі через 1000 м. Обраний ешелон повинен повністю виключати можливість зіткнення літаків на зустрічних або перехресних курсах, а також зіткнення з природними перешкодами (височини, гори і т.п.) та штучними (високими будівлями, вишками і т.п.). Ешелонування має особливе значення у гірській місцевості. При висоті гір більше 2000 м найнижчий ешелон встановлюють не нижче 1000 м над перешкодами.

В Україні застосовується стандартна **півколова система вертикального ешелонування** з секторами **ЗАХІД** (180-359 градусів) / **СХІД** (360-179 градусів), одиниці виміру висоти - **фути**.

Всі повітряні судна, що виконують, політ в ЗАХІДНОМУ напрямку повинні перебувати на **парному ешелоні**, що виконують політ в СХІДНОМУ напрямку - на **НЕ парному**.

Мінімальні вертикальні інтервали при польотах до ешелону **FL290** складають **1000 футів**. При польотах від **FL290** до **FL660** мінімальний вертикальний інтервал дорівнює **2000 футів** (рис. 2.2).

У шарі від **FL290** до **FL410** включно діє ешелонування згідно правил **RVSM (Reduced Vertical Separation Minimum)** при яких мінімальний вертикальний інтервал становить 1000 футів <https://vacc-ua.org/atc.php>

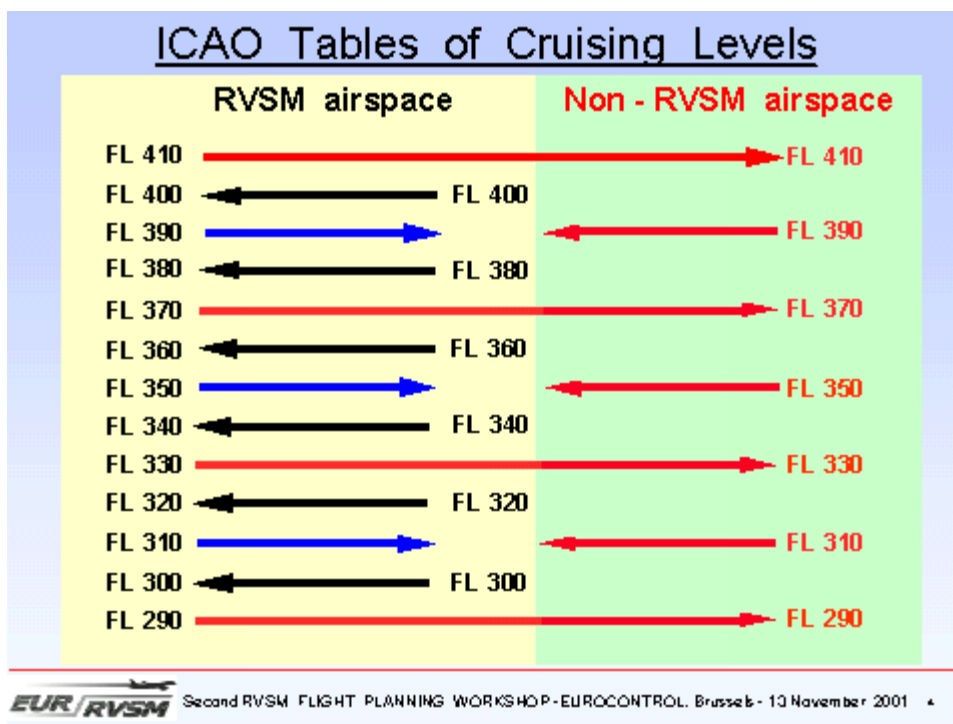


Рис. 2.2. Система вертикального ешелонування візуальних польотів

У повітряному просторі Україна зі скороченим інтервалом вертикального ешелонування (**RVSM**) від ешелону польоту 8850м (**FL 290**) до ешелону польоту 12500м (**FL 410**) включно забороняються польоти повітряних суден, що не допущені до польотів зі скороченим інтервалом вертикального ешелонування (**RVSM**), крім державних повітряних суден, повітряних суден, що виконують політ у складі групи, повітряних суден, з будь-яких причин втратили в польоті здатність витримувати заданий ешелон польоту, в тому числі виконують політ без радіозв'язку. У цих випадках між повітряними судами встановлюється мінімальний інтервал вертикального ешелонування **600м**.

Мінімальний інтервал вертикального ешелонування між повітряними суднами, які виконують польоти за правилами візуальних польотів (**VFR**)

вище ешелону переходу до ешелону польоту 8100 м (FL 265), встановлюється **300 м**.

В районі контрольованого аеродрому, в зоні аеродромного диспетчерського обслуговування, в зоні диспетчерського обслуговування підходу та в зонах очікування вертикального ешелонування встановлюється **незалежно від напрямку польоту повітряного судна**.

Мінімальний інтервал вертикального ешелонування між повітряними суднами (рис. 2.3), які виконують політ на надзвуковій швидкості, а також між повітряними суднами, які виконують політ на надзвуковій і дозвуковій швидкості, повинен бути **1000 м (3000 футів)**. Мінімальний інтервал між ешелонами переходу і висотою переходу повинен бути не менше **(1000 футів)**

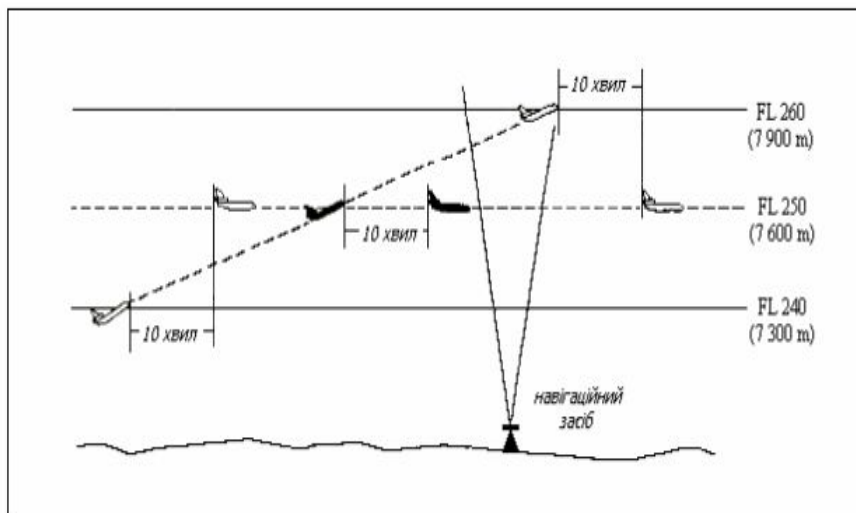
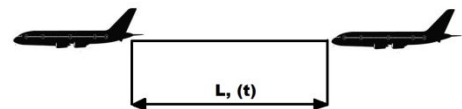


Рис. 2.3. Мінімальні інтервали вертикального ешелонування

http://avpu.org/docs/Info/pr_epopr.pdf

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

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



Мінімальні інтервали поздовжнього ешелонування по ПВП/VFR встановлюються:

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

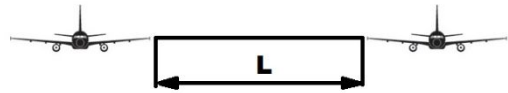
Мінімальні інтервали поздовжнього ешелонування по ППП/IFR при наявності безперервного радіолокаційного контролю встановлюються:

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

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

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

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



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

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

При відсутності безперервного радіолокаційного контролю бокове ешелонування по ППП/IFR забороняється.

2.5 Системи посадок

2.5.1 Радіотехнічна та радіолокаційна посадкові системи

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

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

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

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

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

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

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

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

- дальній приводний радіомаркер (ДПРМ) або дальній привод, який розташований на відстані 4 км від початку (торцю) ЗПС;
- ближній приводний радіомаркер (БПРМ) або ближній привод, який розташований на відстані 1 км від початку (торцю) ЗПС (рис. 2.4).

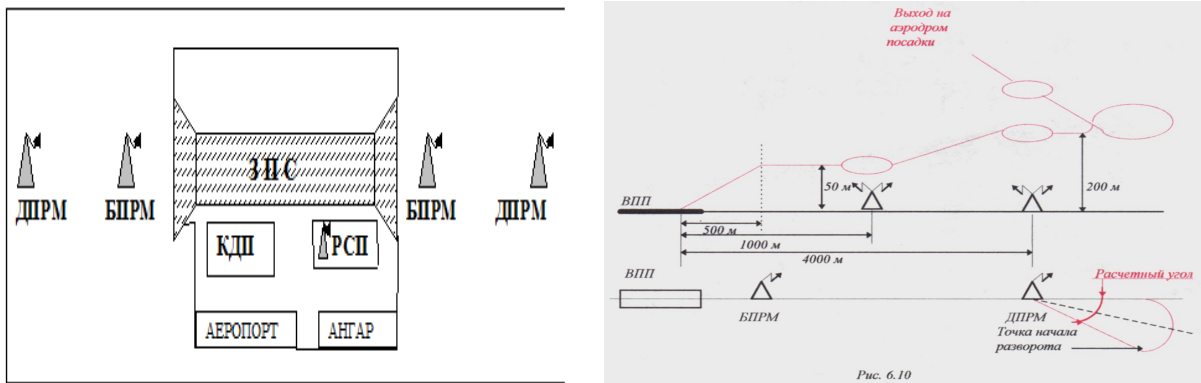


Рис. 2.4. Схема розташування радіотехнічних засобів аеродрому.

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

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

Зниження ПС починається приблизно за 35 км з висоти біля 1000 м. Над ДПРМ літак пролітає на висоті 200-300 м, над БПРМ – 50-100 м. Кут глісади коливається у межах від 3° до $2^\circ 40'$ (рис. 2.5).

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

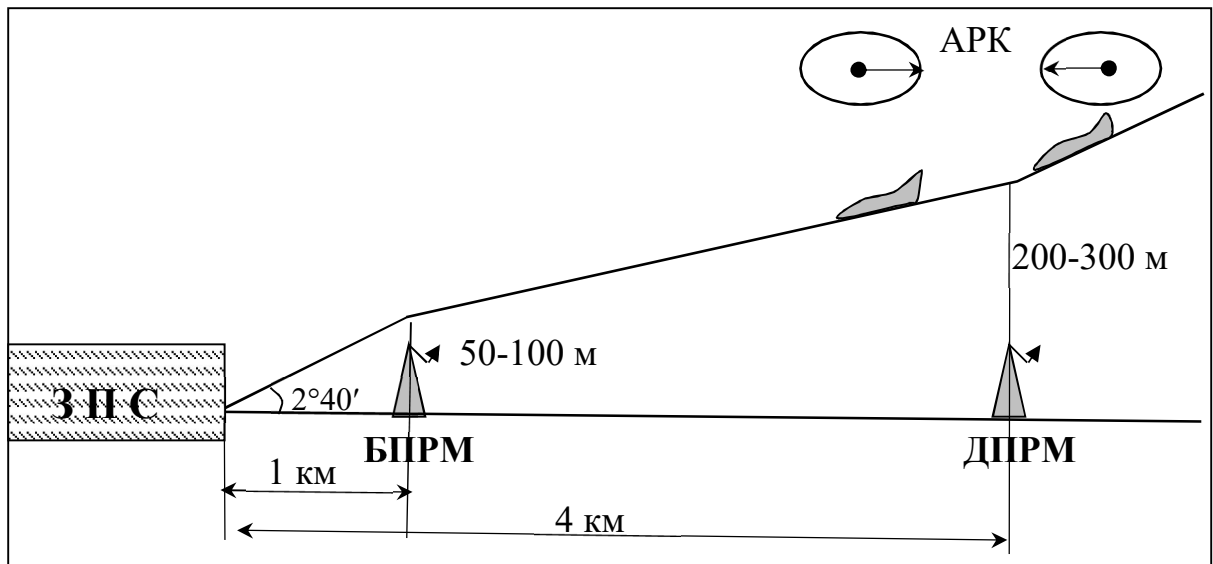


Рис. 2.5. Схема розташування радіотехнічних засобів аеродрому.

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

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

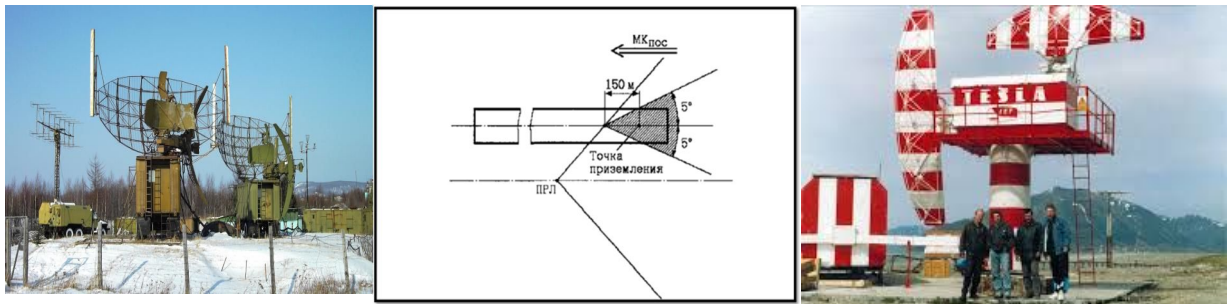


Рис. 2.6. Приклади радіолокаційних посадкових систем

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

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

У великих аеропортах часто використовуються об'єднані посадкові системи.

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

2.5.2 Оптична система посадки

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

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

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

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

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

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

Якщо посадкова швидкість 220 км·год⁻¹, видимий контакт продовжується 16 с. За цей час пілот повинен оцінити просторове положення літака та прийняти рішення про посадку або відхід на друге коло.

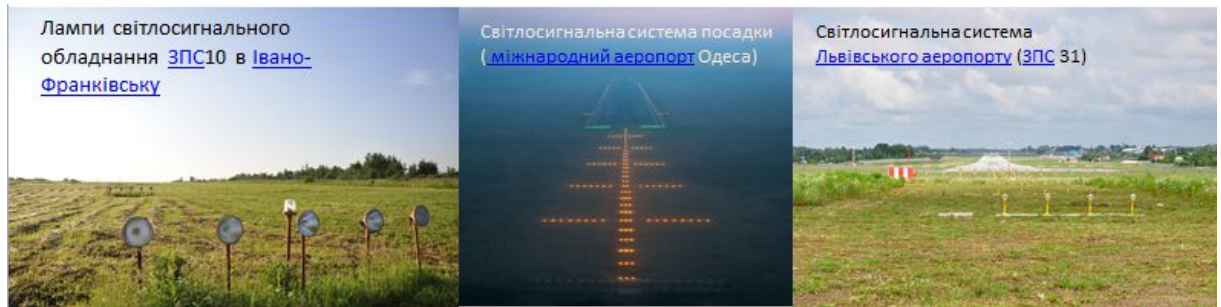


Рис. 2.7. Приклади оптичних посадкових систем

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

2.6 Мінімуми погоди

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

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

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

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

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

Мінімальна абсолютна висота зниження (MDA) або мінімальна відносна висота зниження (MDH) – визначена абсолютна або відносна висота при неточному заході на посадку або при заході на посадку з кола, нижче якої зниження повітряного судна не повинно здійснюватися за відсутності візуального контакту з наземними орієнтирами.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

- До **2009** року використовувався термін метеорологічний мінімум (метеомінімум).

- Отже, мінімум встановлюється окремо для аеродрому, для типу повітряного судна, видів авіаційних робіт і для пілотів.
- Для аеродрому мінімум може встановлюватися окремо для різних злітно-посадочних смуг і для різних схем заходу на посадку.
- Для аеродрому і для типу повітряного судна можуть бути одночасно встановлені різні мінімуми в залежності від справності або несправності використовуваних систем забезпечення польотів (чіткий і світлосигнальне обладнання, радіомаяки, навігаційні прилади та т. П.)
- Для пілота мінімум встановлюється окремо для кожного типу повітряного судна, до польотів на якому він допущений. Крім того, мінімум пілота може бути встановлений окремо для польотів в якості командира екіпажу і для польотів в якості другого пілота.

При прийнятті рішення на виліт, політ за маршрутом, виконанні заходу на посадку і в інших випадках одночасно повинні задовольнятися всі перераховані мінімуми, тобто рішення приймається за найвищим з них.

У нормативних документах СРСР метеомінімум позначався як «висота в метрах х видимість в метрах». Для пілота може бути додатково зазначено «зліт ...» - мінімум горизонтальній видимості (в метрах), при якому пілоту дозволяється злітати. Наприклад, якщо в свідоцтві пілота написано «Допущений до польотів командиром ПС Ту-154 по метеомінімуму **80x1000 зліт 400**», це означає, що **пілотові при управлінні літаком відповідного типу дозволено заходити на посадку при висоті нижньої межі хмар 80 м і видимості на ЗПС 1000 м , якщо мінімум аеродрому (і літака) не гірше зазначених параметрів, і, крім того, дозволяється злітати з аеродрому, якщо видимість на ЗПС становить не менше 400 метрів.**

Є істотні відмінності в методиці розрахунку метеомінімуму аеродромів та порядок опублікування в Україні та за кордоном (зокрема, в США).

<https://www.aex.ru/docs/4/2011/3/21/1308/>

Мінімуми погоди ІКАО:

- мінімум I категорії: $H_{ВПР} = 60$ м, видимість посадкових вогнів $V = 800$ м;
- мінімум II категорії: $H_{ВПР} = 30$ м, $V = 400$ м;
- мінімум III категорії: без обмеження (автоматична посадка):
- III-A $H_{ВПР} = 0$ м, $V = 200$ м;
- III-B $H_{ВПР} = 0$ м, $V = 0$ м

Аеропорт «Бориспіль» був обладнаний для автоматизованої посадки літаків за метеомінімумом I категорії ІКАО ще в 70 рр. Тоді ж на базі новітньої електронної обчислювальної техніки почали розробляти

автоматизовані системи управління повітряним рухом. Вперше в Радянському Союзі в березні 1979 р. Бориспільському аеропорту було вручене сертифікат на право здійснювати прийом літаків II категорії ІКАО. Колектив Бориспільського аеропорту іноді називають «випробувальним полігоном цивільної авіації».

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

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

Мінімуми для неточного заходу на посадку

Крім інструментального заходу на посадку, може виконуватися також неточний захід на посадку; мінімуми (аеродрому, повітряного судна, пілота) при цьому більш високі. Такі мінімуми розраховуються за спеціальними методиками в залежності від ступеня обладнання аеродрому і повітряного судна радіонавігаційним обладнанням, наявності штучних (телевежі, щогли, високі будівлі тощо) та природних (височини) перешкод поблизу аеродрому, швидкості заходу повітряного судна на посадку.

Значення таких посадкових мінімумів вказуються в аеронавігаційних збірниках для кожного конкретного аеродрому і конкретного класу повітряного судна. Типові значення:

неточний захід на посадку по приводним радіостанціям (ОСП) - видимість 1500-2000 м, мінімальна висота зниження 110-130 м;

- візуальний захід на посадку для літаків 4 класу (Ан-2 і їм подібні) і вертольотів всіх типів - видимість 2000-3000 м, мінімальна висота зниження 150-200 м;

- візуальний захід на посадку для літаків 1, 2, 3 класу - видимість 3000-5000 м, мінімальна висота зниження 200-600 м.

При розрахунку мінімуму для візуального заходу на посадку враховуються категорії повітряних суден цивільної авіації відповідно до правил ІКАО. Повітряні судна поділяються на категорії залежно від класифікаційної швидкості (швидкість, в 1,3 рази перевищує швидкість звалювання в посадковій конфігурації при максимальній сертифікованій посадковій масі).

Категорії позначаються латинськими літерами А, В, С, D:

- А (класифікаційне швидкість менш 169 км / ч) - Ан-2, Ан-28, Л-410, вертольоти.
- В (169-223 км/год) - Як-40, Як-42, Ан-24, Ан-26, Ан-30, Ан-72, Ан-74, Іл-114.
- С (224-260 км/год) - Ан-32, Іл-76.
- D (261-306 км/год) - Іл-18, Іл-62, Іл-86, Іл-96, Ту-134, Ту-154, Ту-204, Ан-12, Ан-124.

Мінімуми категорій ІКАО для точного заходу на посадку

- Для спрощення формулювань вимог до обладнання літаків і аеродромів ІКАО визначила наступні категорії мінімумів при інструментальному заході на посадку (категорії позначаються римськими цифрами і буквами латинського алфавіту):
- Категорія I - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 550 метрів (або метеорологічної дальності видимості не менше 800 метрів) і висоті прийняття рішення не менше 60 метрів. Літак, який претендує на отримання I категорії, повинен забезпечувати напівавтоматичне зниження до висоти 60 метрів.
- Категорія II - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 300 метрів і висоті прийняття рішення не менше 30 метрів. Літак, який претендує на отримання II категорії, повинен забезпечувати автоматичне зниження до висоти предпосадочного вирівнювання.

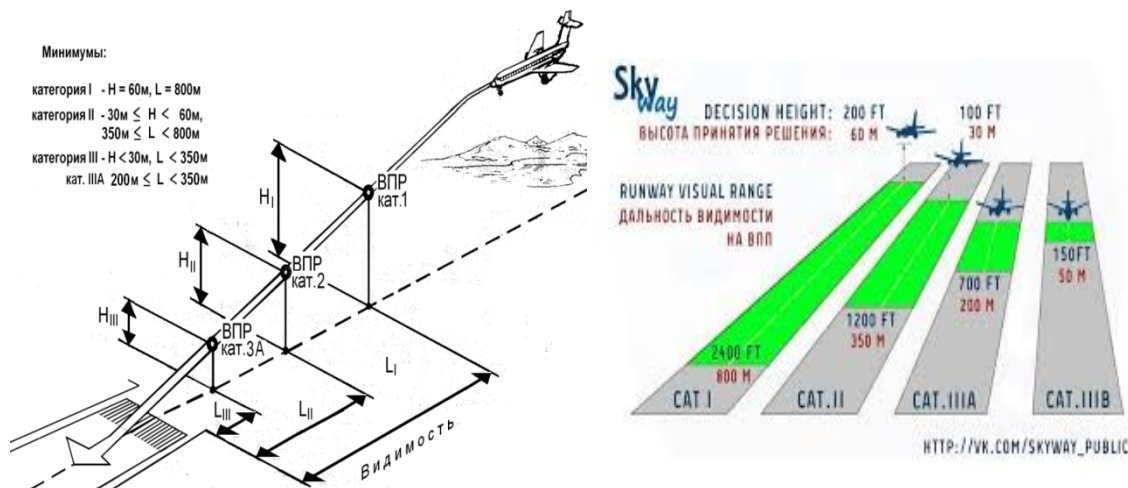


Рис. 2.8. Категорії ІКАО для точного заходу на посадку

- Категорія IIIA - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 200 метрів і висоті прийняття рішення не менше 30 метрів. Літак, який претендує на отримання IIIA категорії, повинен

забезпечувати автоматичне зниження і предпосадочное вирівнювання.

- Категорія ШВ - допускається посадка при дальності видимості на ЗПС не менше 50 метрів і висоті прийняття рішення не менше 15 метрів. Літак, який претендує на отримання ШВ категорії, повинен забезпечувати автоматичне зниження, вирівнювання і парировання знесення.
- Категорія ШС - допускається посадка при будь-яких умовах видимості без обмежень (аж до «нуль на нуль», тобто повної відсутності видимості по горизонталі і вертикалі). Літак, який претендує на отримання ШС категорії, повинен забезпечувати автоматичне зниження, вирівнювання, посадку і руління по ЗПС.

2.7 Структура та основні задачі метеорологічних органів, що обслуговують цивільну авіацію

Вся організація та керівництво метеорологічним забезпеченням ЦА здійснюється **відділом авіаційної метеорології Українського гідрометеорологічного центру**. Відділ авіаційної метеорології є структурним підрозділом Головного центру аналізу, прогнозування гідрометеоумов та гідрометзабезпечення Українського гідрометеорологічного центру.

https://meteo.gov.ua/ua/33345/aviameteorology/avia_structure_aircraft_meteorologichnoho_service/

Основні завдання відділу авіаційної метеорології :

- організаційно-методичне керівництво мережею аеродромних метеорологічних органів гідрометеорологічної служби з питань метеорологічного обслуговування цивільної авіації;
- розробка проектів нових та вдосконалення діючих нормативних документів з питань організації та здійснення метеорологічного обслуговування цивільної авіації.
- сприяння реалізації державної політики у сфері метеорологічної діяльності, якісного та безпечного метеорологічного обслуговування аеронавігації з врахуванням стандартів і рекомендацій ВМО та ІКАО.

Метеорологічну інформацію для авіаційних експлуатантів на кожному аеродромі цивільної авіації України надають різні метеорологічні підрозділи, більшість із яких підпорядкована УкрГМЦ, а саме:

- **авіаметеорологічні станції I розряду**, що розташовані на аеродромах Дніпропетровськ, Донецьк, Запоріжжя, Івано-Франківськ, Кіровоград, Львів, Луганськ, Одеса, Сімферополь, Харків;

- **авіаметеорологічні станції II розряду** на аеродромах Вінниця, Кривий Ріг, Маріуполь, Миколаїв, Рівне, Ужгород, Херсон, Хмельницький, Чернівці;

- **авіаметеорологічні станції IV розряду** на аеродромах Полтава, Сєверодонецьк, Суми, Тернопіль, Черкаси, Заводське.

Відділ авіаційної метеорології УкрГМЦ взаємодіє з **Державним підприємством Український авіаметеорологічний центр** з питань методичного супроводження метеорологічного обслуговування цивільної авіації.

Щорічно авіаційні метеорологи обслуговують близько 100 тис. літако-вильотів, з яких майже дві третини - на міжнародних трасах. Метеорологічне забезпечення міжнародних польотів здійснюється у відповідності зі стандартами і рекомендаціями Всесвітньої Метеорологічної Організації (ВМО) та Міжнародної організації цивільної авіації (ІКАО), членом яких є Україна.

Авіаційна метеорологічна станція цивільна (АМСЦ) - спеціалізована установа, яка здійснює метеорологічне забезпечення цивільної авіації. АМСЦ є в більшості аеропортів України та країн СНД (крім частини невеликих аеропортів місцевих повітряних ліній).

Створення мережі АМСЦ було розпочато в СРСР в першій половині 1930-х років. Спочатку аеродромні метеорологічні органи носили назву «Бюро сповіщень» (БО), в 1938 році вони були перейменовані в АМСЦ.

Основні функції АМСЦ :

- спостереження за метеорологічними умовами на аеродромі;
- Розробка та випуск прогнозів погоди і попереджень по аеродрому, маршрутами і районам польотів;
- проведення консультацій та надання польотної документації екіпажам повітряних суден та іншим авіаційним споживачам, пов'язаним з виробництвом польотів;
- обмін метеорологічною інформацією з іншими метеорологічними органами;
- навчання та інструктаж авіаційного персоналу, залученого до виробництва метеорологічних спостережень на вертолітних майданчиках;
- здійснення технічного обслуговування метеорологічних приладів на аеродромі, організація їх ремонту та монтажу;
- контроль роботи з передачі метеорологічної інформації;
- вивчення кліматичних умов району, що обслуговується польотів, складання кліматичних описів і розділів «Метеорологічне забезпечення» для інструкції з виконання польотів на аеродромі.

Існують АМСЦ чотирьох розрядів:

- **Перший** - при цілодобовій роботі аеродрому, в міжнародних аеропортах; чисельність штату близько 20 осіб (з них 1 начальник, 8 синоптиків, 8 техніків-метеорологів (метеоспостерігачів), 2 інженера

по експлуатації гідрометеорологічних приладів, обладнання та систем).

- **Другий** - при цілодобовій роботі аеродрому, у внутрішніх російських аеропортах; чисельність штату близько 14 осіб (з них 1 начальник, 5 синоптиків і 5 техніків-метеорологів, 1 інженер з експлуатації гідрометеорологічних приладів, обладнання та систем).
- **Третій** - при нецілодобовій роботі аеродрому (за регламентом); чисельність штату близько 9 осіб (з них 1 начальник, 3 синоптика та 4 техника-метеоролога, 1 інженера з експлуатації гідрометеорологічних приладів, обладнання та систем).
- **Четвертий** - АМСЦ без синоптичної групи (отримує прогнози погоди від іншої АМСЦ); чисельність штату 5 осіб (з них 1 начальник і 4 техника-метеоролога).

Більші, ніж АМСЦ I розряду, установи з метеорологічного забезпечення авіації зводяться **Авіаційний метеорологічний центр (АМЦ)**.

В Росії вони знаходяться в найважливіших аеропортах (**Домодедово, Шереметьєво, Пулково, Самара, Єкатеринбург** і т.д.). Крім того, є зональні авіаметцентри (**ЗАМЦ**) в Новосибірську і Хабаровську, а також головний авіаметцентр (**ГАМЦ**) у Внуково.

Державне підприємство «Український авіаційний метеорологічний центр» - перше державне підприємство в системі гідрометслужби України є спеціалізованим державним підприємством з метеорологічного обслуговування авіації, яке засноване на державній власності і входить у сферу управління Державної служби України з надзвичайних ситуацій. <http://www.namc.com.ua>

Протягом року ДП **“УАМЦ”** загалом обслуговує більше 50 тисяч літако-вильотів, які виконують близько 100 авіакомпаній.

- **Головною метою підприємства** є метеорологічне обслуговування польотів цивільної авіації та експлуатантів авіаційного транспорту інформацією про фактичний та очікуваний стан погоди на повітряних трасах в межах держави, міжнародних, міжконтинентальні, на аеродромах Київ/Бориспіль, Київ/Жуляни, Київ/Антонов-2 і Київ/Антонов-1, на аеродромах посадки, запасних аеродромах відповідно до вимог нормативних документів, чинних в Україні, стандартів ВМО та ІСАО. **УАМЦ** - це головний методичний центр у сфері гідрометеорології з питань метеозабезпечення цивільної авіації в Україні, до обов'язків якого входить стажування, перепідготовка спеціалістів авіаційної метеорології, оцінка якості їх праці, випробування та впровадження нових технологій і методик прогнозування небезпечних для авіації погодних явищ.

Основними напрямками діяльності Підприємства є:

- проведення комплексу метеорологічних і спеціалізованих авіаційних спостережень;

- своєчасне надання споживачам метеорологічної інформації, в тому числі про небезпечні і стихійні явища погоди;
- складання і доведення до споживачів прогнозів погоди і попереджень про небезпечні явища погоди на аеродромах Київ/Бориспіль, Київ/Жуляни, Київ/Антонов-2, Київ/Антонов-1;
- підготовка польотної документації;
- консультації авіаційних експлуатантів;
- надання кліматично-довідкової інформації на відповідних аеродромах за запитом споживачів;
- вивчення фізико-географічних і кліматичних особливостей авіатрас і аеродромів, проведення регіональних досліджень і випробувань нових методів гідрометеорологічних спостережень та прогнозів з метою удосконалення метеорологічного забезпечення авіації;
- здійснення належної експлуатації і повірки технічних засобів, впровадження у виробництво сучасних технологій, пов'язаних з напрямками діяльності Підприємства;
- аналіз та удосконалення технологій отримання, обробки і використання авіаційних метеорологічних даних, контроль відповідності авіаметеорологічної інформації вимогам нормативних документів національного та міжнародного рівнів;
- методичне забезпечення мережі авіаметеорологічних станцій з питань метеорологічного обслуговування цивільної авіації згідно із порядком, визначеним нормативно-правовими актами у сфері гідрометеорології;
- розробка та реалізація програм економічного та соціального розвитку Підприємства, участь у розробці і реалізації програм розвитку системи метеорологічного обслуговування аеронавігації.

Всесвітній центр зональних прогнозів (*World Area Forecast System*) - метеорологічний центр, призначений для підготовки і розсилки безпосередньо державам прогнозів особливих явищ погоди, вітру і температури на висотах в цифровій формі в світовому масштабі.

ІКАО при координації з ВМО створила **Всесвітню систему зональних прогнозів (ВСЗП)** з двома призначеними центрами для надання спеціалізованої метеорологічного обслуговування авіації на глобальному рівні. Всесвітній центр зональних прогнозів **ВЦЗП Лондон** і **ВЦЗП Вашингтон** відповідають за випуск глобальних авіаційних прогнозів вітру, температури і особливих явищ погоди на підтримку планування польотів на висоті вище 24 000 футів.

Продукція ВСЗП поширюється за допомогою супутників в рамках Авіаційної фіксованої служби ІКАО з використанням супутникової системи розсилки аеронавігаційної інформації (**SADIS**) Сполученого Королівства і Міжнародної супутникової системи зв'язку (**ISCS**) США.

Також все більше використовується схвалений ІКАО FTP сервер SADIS, що працює на базі Інтернет.

Тобто, є тільки два всесвітніх центру зональних прогнозів, кожен з яких забезпечує резервне копіювання для іншого. Це Бюро Сполученого Королівства Великої Британії та Вашингтон НОАА, що працюють в двох примірниках, тому можна було б замінити один одного в разі невдачі.

Кожна з цих двох служб використовує власну супутникову систему мовлення для поширення даних в аеропортах по всьому світу. Британське Met Office називається **SADIS** (SATellite DIstribution System) і в основному охоплює Європу, Азію, Індійський океан і Африку. Система мовлення США НОАА є Міжнародною системою супутникового зв'язку (**ISCS**) і в основному охоплює Америку і Тихий океан.

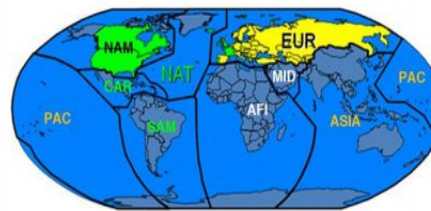
WAFC надає різні типи даних, включаючи інформацію **OPMET**, діаграми **T4** (які в даний час застаріли, але деякі порції і раніше розподілені через застарілі причин), а графіки **GRIB** і **BUFR** - це діаграми вітру і температури і діаграми **SIGWX** (значна діаграма погоди) для **SWH** (високий рівень) і **SWM** (середній рівень).

Всесвітній центр зональних прогнозів (ВЦЗП) є метеорологічним центром, який забезпечує передачу метеорологічної інформації в режимі реального часу в авіаційних цілях. Ці трансляції контролюються Міжнародною організацією цивільної авіації (ІКАО) з метою виконання вимог Додатка 3 ІКАО, що охоплюють метеорологічну інформацію, необхідну для польотів. Роль ВЦЗП полягає в наданні метеорологічних повідомлень зі всесвітнім охопленням для проведення експериментального брифінгу. Вони зазвичай є частиною Інформаційного бюлетеня перед польотом (PIB).

NWSI 10-806 OCTOBER 10, 2017

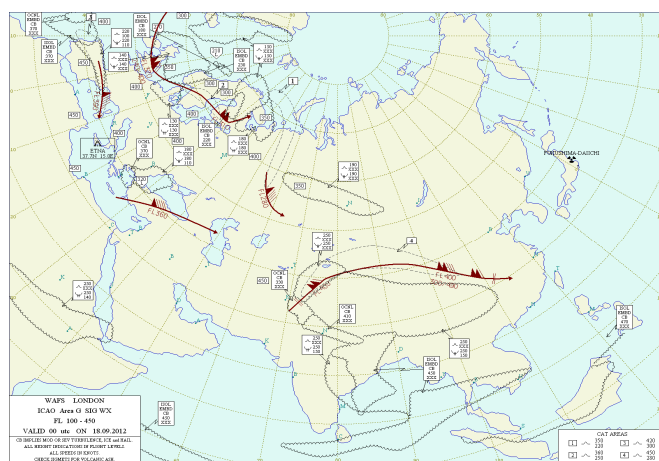
APPENDIX C - WIFS and SADIS Coverage Areas

WIFS and SADIS Coverage Areas



US	UK
NAM	EUR
CAR	AFI
SAM	MID
NAT	
US/UK Share	
ASIA-PAC	

- The US and the UK share responsibility for distribution among the ICAO Regions to include backup for each other
 - The US provides internet distribution through WIFS
 - The UK provides internet distribution through the Secure Aviation Data Information Service (SADIS); formerly the SATellite DIstribution System



2.8 Аеродроми та навколишнє середовище

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

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

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

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

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

Авіаційне забруднення атмосфери, яке виникає при роботі авіадвигунів, можна розглядати як продукт повного та неповного згорання палива. Кількість перших (CO_2 , і H_2O) пропорційно кількості спаленого пального та не залежить від режиму роботи двигунів та їх конструкції. Утримання інших (сажа, вуглеводень, водень, окис вуглеводу та ін.) відзначається конструкцією двигуна та режимом його роботи. Склад та кількість забруднень повітря авіадвигунами обумовлюється ще і якістю

палива, зокрема, утриманням в ньому сірки (окислу сірки поступає в 20 разів більше, ніж утримується у повітрі).

Для захисту навколишнього середовища ІКАО введені обмеження на шум літаків і емісію (викиди) шкідливих речовин від авіаційних двигунів. **Міжнародні стандарти по екології цивільних літаків** існують у вигляді томи I "Авіаційний шум" і томи II "Емісія авіаційних двигунів" Додатки 16 до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію. В рамках СНД рівні шуму літаків нормуються Авіаційними правилами АП-36, а рівні емісії авіадвигунів (до розробки Авіаційних правил АП-34 відповідно до Директивним листом Авіареєстра МАК від 15.03.95 №5-93) нормуються відповідно до томом II Додатка 16.

В даний час ІКАО нормує емісію незгорілих вуглеводнів (НС), оксиду вуглецю (СО), оксидів азоту (NO_x) і диму від турбореактивних і турбовентиляторних двигунів цивільних літаків в зоні аеропортів, а також забороняє навмисний викид палива після зупинки двигуна.

2.9 Орнітологічне обслуговування

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

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

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

Для підвищення ефективності заходів щодо забезпечення орнітологічної безпеки польотів в Україні розроблена нормативно-правова база з питань щодо **bird strike**; вона спираються на **Додаток 14 «Аеродроми» до Конвенції про міжнародну цивільну авіацію**, що вводить стандарти щодо забезпечення безпеки польотів на території аеродромних комплексів та поблизу них, в тому числі і орнітологічне забезпечення.

Виявлено 30 фактів зіткнення цивільних ПС з птахами на території України протягом 2011 року. Зіткнення ПС з птахами щодо окремих етапів польоту розподілились наступним чином: під час заходження на посадку відбулося 9 (30%) зіткнень ПС з птахами, під час розбігу по ЗПС відбулося 8 (27%) зіткнень, під час зльоту – 5 (16%) та 8 (27%) зіткнень на невстановленому етапі польоту.

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

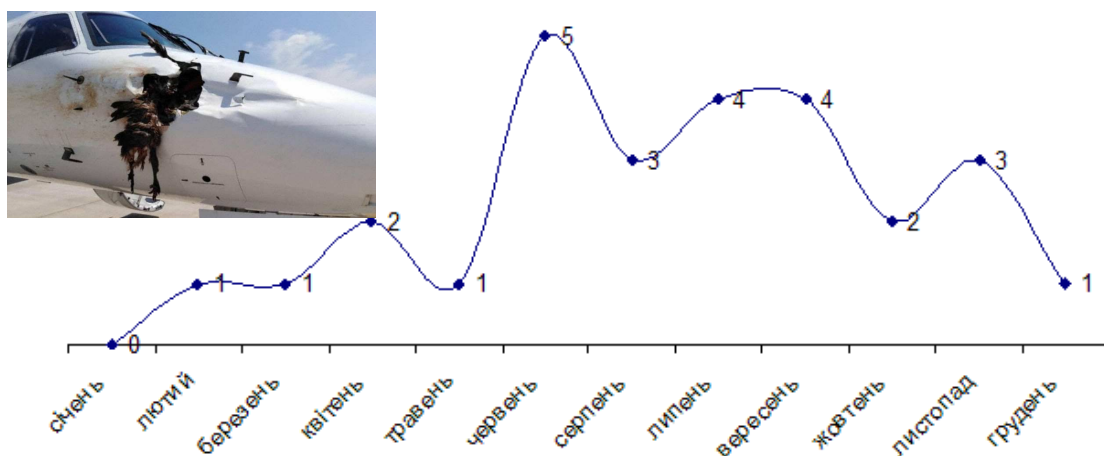


Рис. 2.9. Зіткнення ПС з птахами у 2011 році
 Про затвердження **Правил орнітологічного забезпечення польотів державної авіації України**, 06.10.16.

<https://ips.ligazakon.net/document/view/Re29454?an=1>

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

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

Найбільша кількість зіткнень буває при швидкості польоту 100-200 км/год. (біля 52 %). Це можна пояснити тим, що зазначені швидкості виявляються переважними швидкостям зльоту та посадки більшості літаків. А саме на цих етапах польоту частіше всього були зіткнення. (Для

довідки: швидкість польоту багатьох птахів при штилі коливається у межах 25-85 км·год⁻¹. Качки, гуси, голуби, шпаки, стрижі летять при попутному вітрі зі швидкістю до 150 км·год⁻¹).

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

Особливої уваги птахи заслуговують під час міграції, коли вони додержуються певного строю в зграї, пролітаючи над неоднаковим рельєфом місцевості. Ніколи птахи не літають уроздріб. Над одноманітними великими степовими просторами, напівпустелями та пустелями вони летять широким фронтом. Проте, опинившись над широкими ріками або морським узбережжям, зграя збивається у щільний потік, в якому нараховується іноді до тисячі пернатих.

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

Задачі орнітологічного забезпечення безпеки польотів:

1. Доведення до командного та льотного складу аеродрому і працівників СР необхідної інформації про фактичну орнітологічну обстановку.

2. Своєчасне попередження про її ускладнення та виникнення небезпечної орнітологічної ситуації.

3. Проведення заходів, які спрямовані на усунення факторів, що принадають птахів на аеродром.

Для вирішення перерахованих задач необхідно:

1. Мати інформацію про фактичну та очікувану орнітологічну обстановку та своєчасно доводити її до командного і льотного складу та працівників СР;

2. Проводити заходи по усуненню на аеродромі умов, які сприятливі скупченню птахів;

3. Вести методичну роботу, тобто розробляти посібники, інструкції та порадики по орнітологічному забезпеченню польотів.

Інженер з авіаційної орнітології (якщо є така посада на підприємстві) здійснює загальне керівництво по орнітологічному забезпеченню польотів, організує взаємодію між службами аеродрому, аналізує та прогнозує орнітологічну обстановку, систематично інформує керівництво та льотний склад про орнітологічну обстановку на аеродромі, проводить заняття з авіаційно-орнітологічної тематики з працівниками аеродрому, контролює вірність та своєчасність прийняття мір по запобіганню зіткнень з птахами.

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

Орнітологічна обстановка оцінюється за картою-схемою (рис. 2.10), річною та добовою активністю птахів та даними про фактичну наявність птахів в районі аеродрому. Дані спостережень за птахами записуються в спеціальні журнали:

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

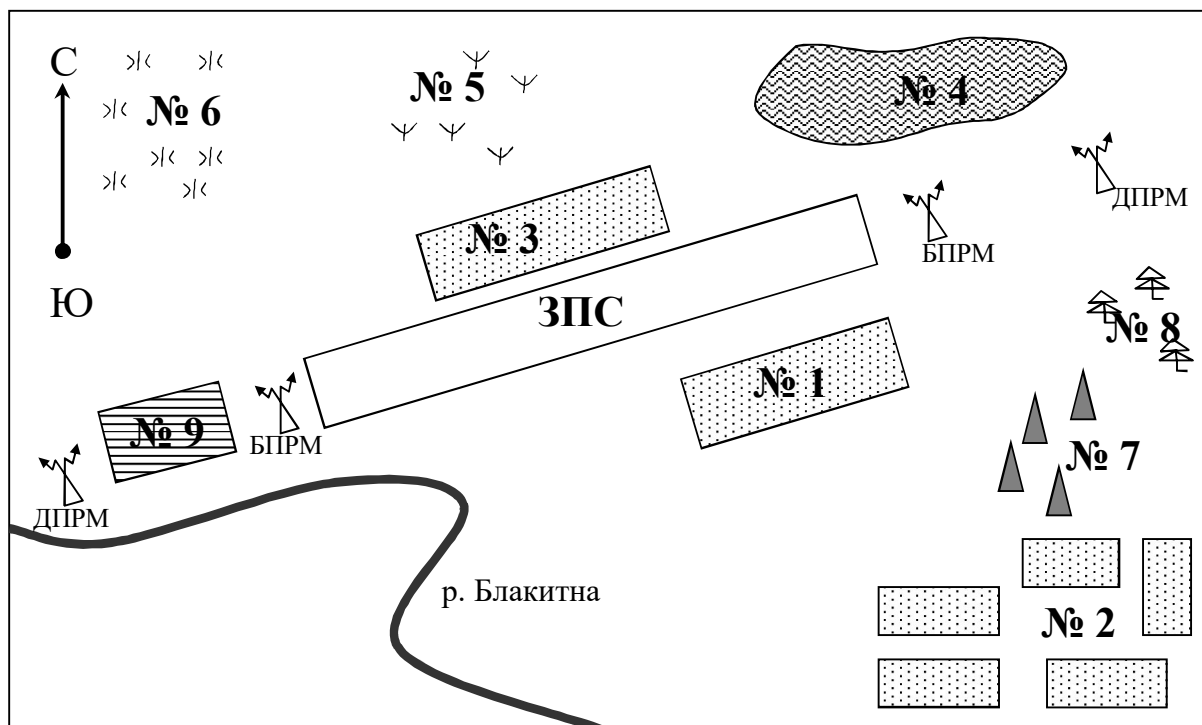


Рис. 2.10. Карта-схема орнітологічної обстановки в районі аеродрому.

Умовні позначення:

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

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

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

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

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

Аеродромні метеорологічні органи, які прогнозують погоду, дають інформацію загального характеру про метеорологічні умови, сприятливі для польотів птахів. Досвід свідчить, що польоти літаків, а саме, і ймовірність зіткнень літаків з птахами частіше спостерігаються при ПМУ, особливо при антициклонічній погоді зі слабким вітром або штилем. За статистикою повторення зіткнень з птахами: вдень в ПМУ – 64 %, вночі – 20 %; вдень в СМУ – 11 %, вночі – 5 %, тобто повторення залежить від ступеня складності метеорологічних умов. Сприятливі для польотів та зіткнень з ПС – тил антициклону, передня частина циклону, зона розмитих фронтів, де спостерігаються підвищена температура повітря, попутний вітер, знижена вологість, відсутність небезпечних явищ.

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

Частина II (ЗМ-Л2)

ВПЛИВ ФІЗИЧНОГО СТАНУ АТМОСФЕРИ НА ЛЬОТНО-ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3 Вплив фізичного стану атмосфери на характеристики польоту літака

3.1 Стандартна атмосфера

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

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

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

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

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

Міжнародна стандартна атмосфера / International standard atmosphere (скор. МСА / ISA) – умовний вертикальний розподіл температури, тиску і

щільності повітря в атмосфері Землі прийняте міжнародною організацією зі стандартизації. До висоти 80 км параметри атмосфери відповідають середнім для географічної широти 45 °. Основою для розрахунку параметрів МСА служить барометрична формула, з певними в стандарті параметрами.

Як параметри та фізичні константи в СА використані:

- температура;
- тиск;
- густина повітря;
- відносні величини тиску та густини у порівнянні з їх значеннями на рівні моря;
- молекулярна вага;
- швидкість звуку;
- в'язкість (динамічна та кінематична);
- прискорення вільного падіння;
- середня довжина вільного пробігу молекул.

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

Таблиці МСА містять у собі значення характеристик атмосфери для висот від 2000 м нижче рівня моря до 50000 м над рівнем моря. Для рівня моря в МСА прийняті значення основних фізичних характеристик:

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

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

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

- до рівня 11 км - за законом політропної атмосфери

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

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

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

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

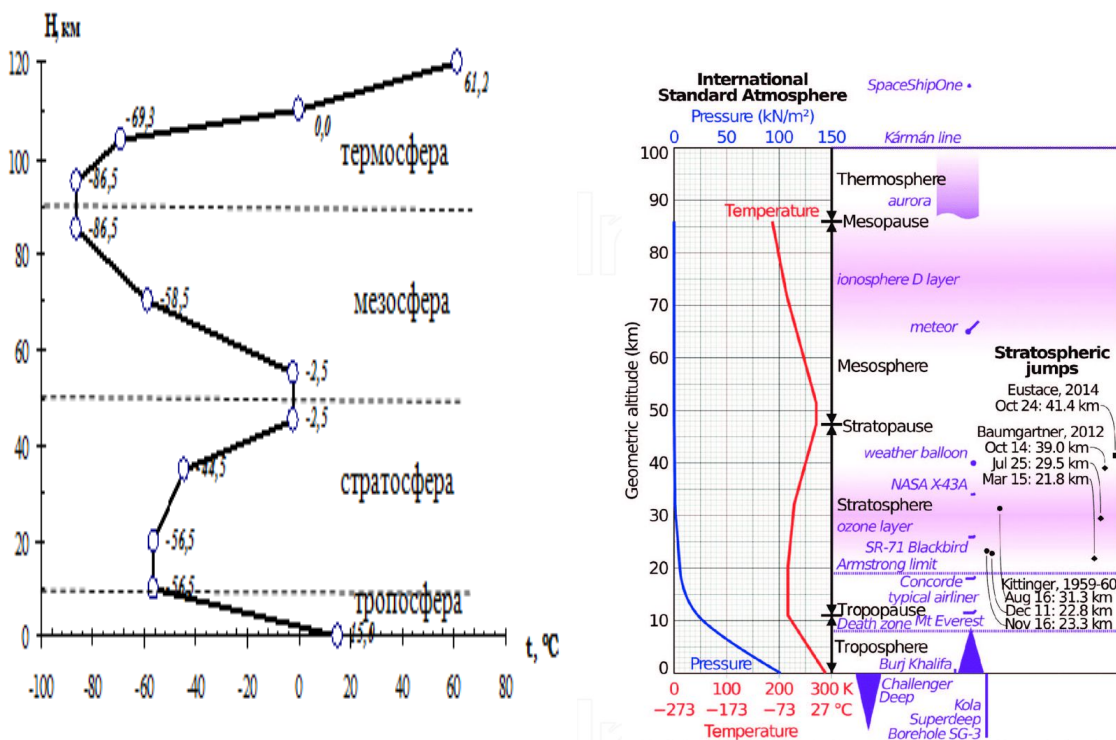


Рис. 3.1. Вертикальне розподілення температури з висотою в умовах стандартної атмосфери МСА.

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

Якби реальні атмосферні умови збіглися зі стандартними, то стандартні висоти z (ті висоти, на яких атмосферні умови такі, що

відповідають МСА), 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 МСА. Тому й стандартні висоти, які отримані за фактичними значеннями p і ρ , відрізняються від стандартних.

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

3.2 Причини виникнення підйимальної сили

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

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

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

Основні рівняння руху повітря:

Рівняння стану повітря: $pV = RT$,

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

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

Величина ρV - удільна витрата повітря, котра дорівнює вазі повітря, що мінає за 1 с крізь 1 м².

Рівняння енергії (закон Бернуллі) у загальному вигляді:

$$p + \frac{\rho V^2}{2} = const, \tag{3.4}$$

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

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

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

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

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

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

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

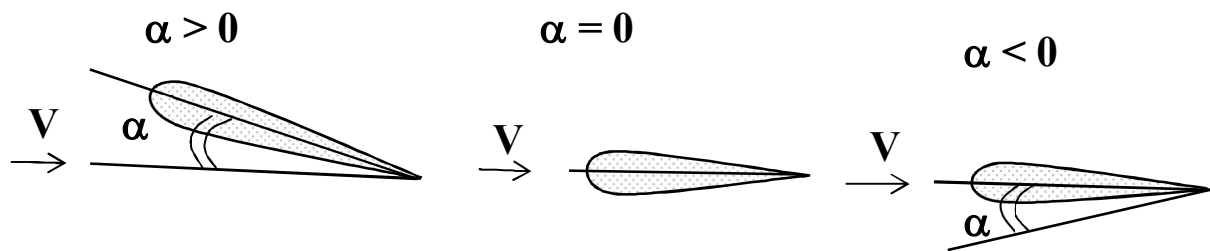


Рис. 3.2. Кут атаки крила

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

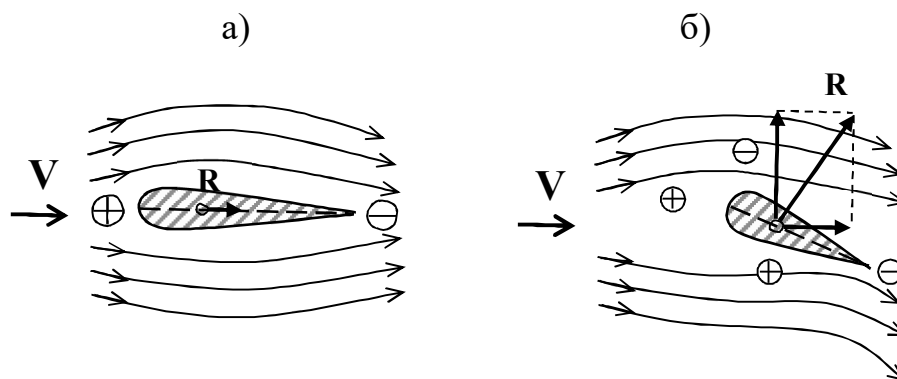


Рис. 3.3. Аеродинамічні сили крила при симетричному (а) та несиметричному (б) обтіканні крила

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

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

Емпірично встановлено, що:

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

Аеродинамічна досконалість крила характеризується аеродинамічною якістю K , яка дорівнює відношенню підймальної 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 θ , який можна визначити за формулою $\text{tg}\theta = \frac{X}{Y} = \frac{1}{Y/X} = \frac{1}{K}$.

Аеродинамічні сили та коефіцієнти для крила та літака в цілому залежать від α і наведені на рис. 3.4. Кут атаки, при якому $c_Y = c_{Y_{\text{max}}}$, зветься *критичним кутом* $\alpha_{\text{кр}}$. Для сучасних літаків $\alpha_{\text{кр}} \approx 15...20^\circ$, $c_{Y_{\text{max}}} = 0,8-1,2$. Зменшення коефіцієнта підймальної сили при $\alpha > \alpha_{\text{кр}}$ пояснюється тим, що на більших кутах α 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 α ; $c_{X_{\text{min}}}$ спостерігається при близькому до α нульовій підймальній силі.

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

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

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

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

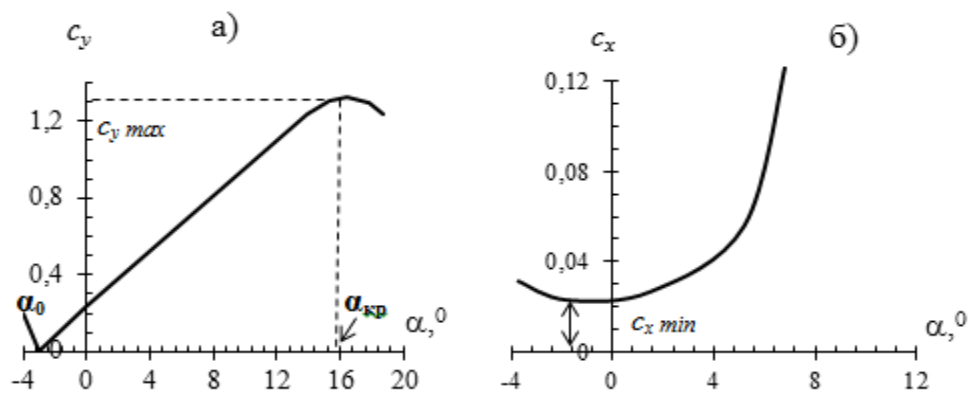


Рис.3.4. Залежність коефіцієнтів c_x (а) та c_y (б) від кута атаки крила α

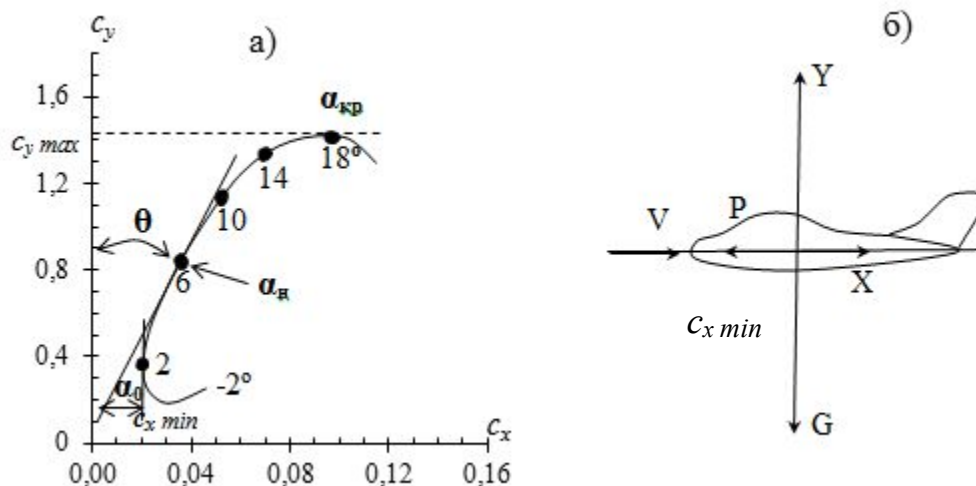


Рис. 3.5. Поляра крила (а) та сили, які діють на літак у горизонтальному польоті (б).

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

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

Якщо взяти окремий випадок подовжнього руху - горизонтальний політ літака з постійною швидкістю, то крім зазначених сил на літак діє сила тяги P та сила ваги G . У випадку усталеного руху літака ($VV, dd = const$) всі сили знаходяться в рівновазі, тобто рівнодіюча зовнішніх сил, що діють на літак, повинна дорівнювати нулю.

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

$Y = G$ - умова прямолінійного руху повітряного судна;

$X = P$ - умова постійних швидкостей.

$$V_{ГП} = \sqrt{\frac{2G}{c_Y S_k \rho}}, \quad (3.7)$$

де c_Y - коефіцієнт підйимальної сили, S_k - площа крила, ρ - густина повітря.

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

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

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

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

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

Якщо записати співвідношення, аналогічне (3.7) для потрібної швидкості V_0 біля поверхні землі (над рівнем моря) в умовах СА, і

поділити співвідношення (3.7) на нове, то отримаємо залежність, яка характеризує вплив ρ на потрібну повітряну швидкість.

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

В залежності від метеорологічних умов указані величини 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 втримується постійна висота, тобто літак переміщується по ізобаричній поверхні, тоді швидкість польоту залежить тільки від розподілу температури.

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

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

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

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

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

З'ясуємо фактори, від яких залежить потрібна тяга горизонтального польоту. Кожному α відповідає значення K . Максимальна якість буде

спостерігатися при польоті на $\alpha_{\text{наїв}}$ (рис. 3.5), а потрібна тяга тут буде мінімальна. При збільшенні або зменшенні α при порівнянні з $\alpha_{\text{наїв}}$ потрібна тяга горизонтального польоту буде зростати. Залежність потрібної тяги горизонтального польоту від кута атаки одержала назву кривої Жуковського.

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

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

Для вирішення питання про можливість виконання горизонтального польоту з заданою швидкістю V необхідно зрівняти $P_{\text{гп}}$ з P_p . Якщо $P_{\text{гп}}$ менше P_p , тобто існує зайва тяга ΔP , 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 спливу з великою швидкістю робочих газів з реактивного сопла) та комбіновані - турбогвинтові (ТГД), в яких основна тяга створюється повітряним гвинтом, а додаткова тяга (8-12 %) - за рахунок спливу продуктів горіння. Гвинтові поршневі двигуни (ПД) встановлюються на літаках з невеликою швидкістю польоту (200-500 км·год⁻¹, тобто $M = 0,2-0,5$), а також на вертольотах. ТГД знайшли своє застосування на літаках зі швидкістю 500-800 км·год⁻¹ ($M = 0,5-0,8$) і на вертольотах. Турбореактивні двигуни (ТРД) використовуються як на дозвукових, так і надзвукових літаках, вертольотах, гелікоптерах. ТРД мають малу питому масу, яка практично залишається постійною як на злітному, так і у крейсерському режимах польоту. Це робить ТРД найбільш вигідні при великих швидкостях польоту.

3.3 Залежність сили тяги турбогвинтового двигуна від фізичного стану атмосфери

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

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

Залежність сили тяги P_p від температури та тиску повітря на висоті польоту впливає з принципу роботи двигуна. Повітря поступає у ТРД зі швидкістю, перед потрапленням до камери згорання воно йде під стиснення компресора, що розташований між дифузоровим і камерами

згорання, для більш рівного використання теплової енергії. Проходячи крізь камеру згорання (в яку впорскується рідке паливо), повітря гріється, що приводить до його поширення та збільшення швидкості стікання газу з реактивного сопла. Таким чином, змінюється кількість руху. Зміна кількості руху газів дорівнює імпульсу реактивної сили тяги. Тоді, на основі третього закону механіки (дії завжди відповідає певна і протилежно спрямована протидія) можна записати, що реактивна сила тяги, яка створюється двигуном дорівнює:

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

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

Якщо покласти $dt = 1\text{с}$, 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 (3.11) після диференціювання та заміни диференціалу кінцевими різницями, одержимо:

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

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

Величина m_b в багато десятків разів більша за m_n , тому останнім додатком у формулі (3.13) у першому наближенні можна зневажити та розрахувати силу тяги P_p за формулою:

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

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

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

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

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

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

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

Відносна густина Δ з висотою зменшується, а множник $\frac{T_0}{T_z}$ зростає, але це зростання менше, ніж падіння Δ , тому тяга ТРД з висотою також зменшується. З висоти приблизно 11 км в МСА, тяга зменшується більш інтенсивно, тому що температура повітря перестав 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 приводить до більш інтенсивного зменшення сили тяги з висотою. З цієї причини при наборі висоти до тропопаузи повинно спостерігатися дуже помітне падіння сили тяги, і навпаки, при зниженні літака при переході зі стратосфери у тропосферу, сила тяги повинна різко зростати. При польоті на постійному ешелоні значні коливання сили тяги можуть спостерігатися при пересіканні атмосферних фронтів та фронтальних зон. Значна зміна сили тяги може бути обумовлена мінливістю температури, особливо її сезонними коливаннями.

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

Вплив температури та густини повітря на швидкість польоту.

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

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

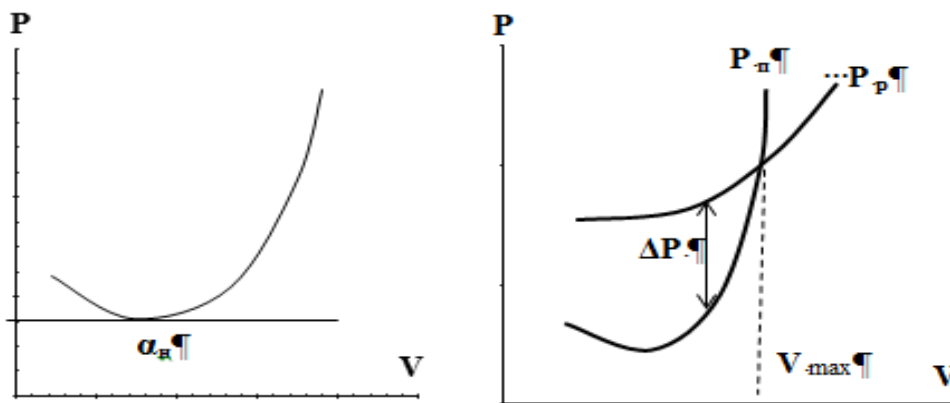


Рис. 3.6. Криві Жуковського

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

Точка перетину кривих P_p та P_n відповідає горизонтальному польоту з V_{max} - найбільшою швидкістю в горизонтальному польоті при максимальному режимі роботи двигуна (в режимі P_p). V_{min} визначається виразом $V_{min} = \sqrt{\frac{2G}{c_y S_k \rho}}$ (в режимі P_n), залежить від відношення G/S (питоме навантаження на крило) та з висотою збільшується за рахунок падіння ρ .

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

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

Економічна швидкість знаходиться із мінімуму потрібної потужності (в основному для літаків з поршневіми та турбогвинтовими двигунами).

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

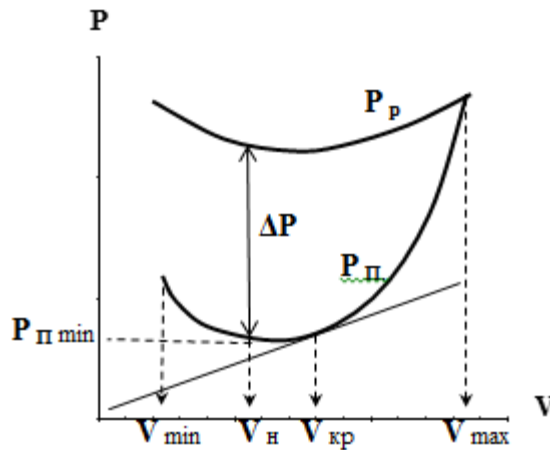


Рис. 3.7. Метод Жуковського для визначення швидкості усталеного горизонтального руху літака з ТРД

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

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

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

Отже, V_{max} польоту залежить від висоти польоту (змінюється ρ) 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 ρ та T , отримаємо:

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

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

Таким чином, максимальна швидкість пропорційна кореню квадратному з відношення абсолютних температур на нульовому рівні та деякій висоті. При зниженні температури на 5°C максимальна швидкість зростає приблизно на 1 %.

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

3.4 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_{zod} , кг·год⁻¹) – це витрата палива за годину польоту.

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

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

$$c_{zod} = c_{num} P_n = c_{num} G/K. \quad (3.17)$$

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:

$$c_{zod} = (c_{zod})_{CA} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}} \quad \text{або} \quad c_{zod} = (c_{zod})_{CA} \frac{p}{p_{CA}} \sqrt{\frac{T}{T_{CA}}}. \quad (3.18)$$

Тривалість польоту T_n залежить від c_{zod} і запасу палива, що 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 необхідно для польоту на відстань 1 км. Від c_k

залежить дальність горизонтального польоту $L_2 = G_n / c_k$, яка є складовою часткою в загальну дальність польоту (L).

$$L = L_{\text{наб}} + L_2 + L_{\text{зн}}, \quad (3.19)$$

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

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

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

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

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

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

3.5 Вплив температури повітря на стелю літака

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

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

За *практичну стелю* умовно приймають висоту, на якій максимальна 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:

$$P_2 = P_1 \frac{p_2}{p_1} \left(\frac{T_1}{T_2} \right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{h_2}{h_1} \right)^3. \quad (3.20)$$

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

Зміну висоти стелі приблизно можна оцінити за формулою:

$$H_n = H_{ncm} - K_n T, \quad (3.21)$$

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

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

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

3.6 Вплив температури, тиску і густини повітря на швидкопідйом повітряних суден

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

$$V_y = \frac{\Delta P V}{G}, \quad (3.22)$$

де ΔP – зайва тяга, V – повітряна швидкість.

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

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

Знаючи V_y при наборі висоти, можна знайти час, який потрібен для набору літаком певної висоти польоту. З рис. 3.8 видно, що при підвищенні температури повітря (при зниженні ρ) час набору певної висоти буде збільшуватися, а при зниженні температури (відносно МСА) – зменшуватися.

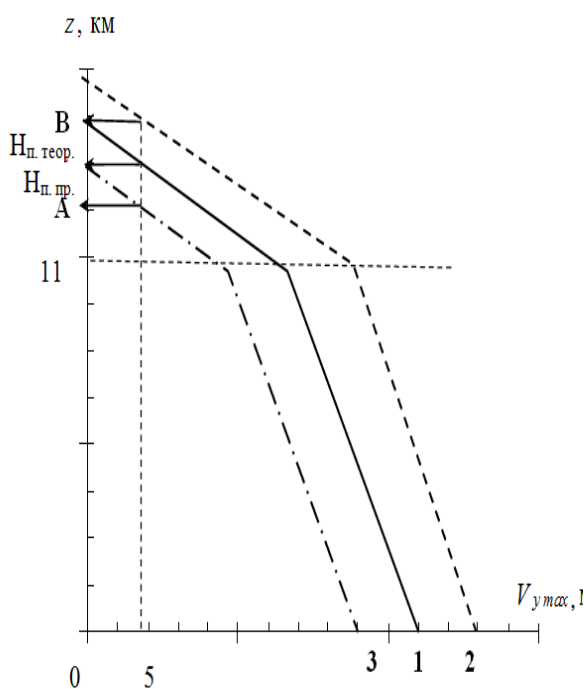


Рис. 3.8. Зміна $V_{y\max}$ з висотою z для дозвукового літака з ТРД, якщо кут атаки та кількість обертів двигуна не змінюються:
 1 – для умов МСА;
 2 – при підвищенні температури повітря по відношенню до МСА; 3 – при зниженні температури повітря по відношенню до МСА;
 А – висота практичної стелі при додатному відхиленні температури повітря відносно МСА;
 В – висота практичної стелі при від'ємному відхиленні температури повітря відносно МСА;

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

Характеристика швидкопідйому літака - 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. Висота H_{11} залежить від температури, тому швидкопідйом з підвищенням температури повітря зменшується.

3.7 Вплив температури та тиску повітря на зліт та посадку

Злітні та посадкові дані літака – довжина розбігу та швидкість відриву при зльоті (рис. 3.9), посадкова швидкість та довжина пробігу при посадці в значній мірі залежать від фізичних характеристик стану атмосфери.

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

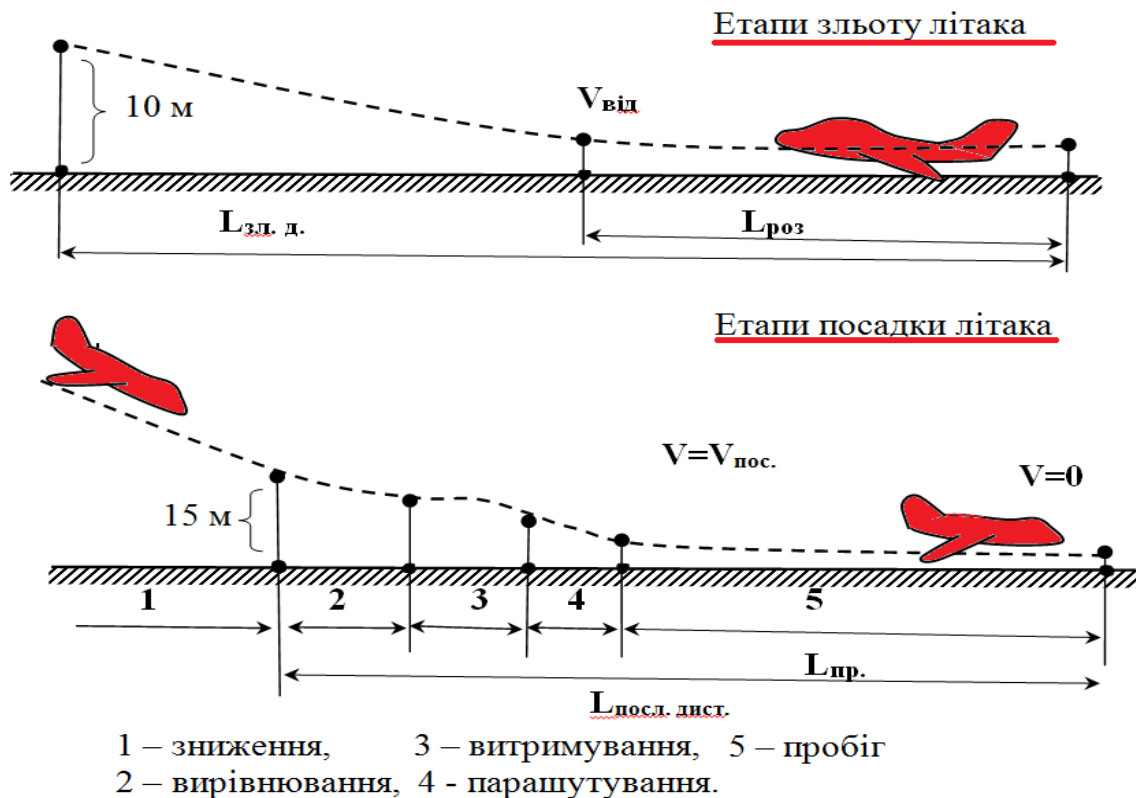


Рис. 3.9. Етапи зльоту та посадки літака:

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

$$V_{\text{від}}^2 = \frac{2G RT}{c_{y\text{ від}} \rho S_k} = \frac{2G K_T}{c_{y\text{ від}} S_k \rho} \quad V_{\text{нос}}^2 = 0,95 \frac{2G}{c_{y\text{ нос}} \rho S_k} \quad c_{y\text{ від}} = 0,85 c_{y\text{ max}}, \quad (3.23)$$

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

Із формул (3.23) видно, що підвищення температури повітря приводить до збільшення швидкості відриву, а ріст атмосферного тиску, навпаки, – до її зменшення.

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

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

$$L_{\text{роз}} = \frac{V_{\text{від}}^2}{2 j_{\text{ср}}}, \quad (3.24)$$

де $j_{\text{ср}}$ – середнє прискорення.

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

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

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

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

$$L_{роз} = \frac{L_{роз ст}}{\Delta}, \quad (3.25)$$

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

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

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

$$L_{роз} = \frac{L_{роз ст}}{\Delta^2}. \quad (3.26)$$

Довжина пробігу реактивного літака обчислюється:

$$L_{np} = L_{np ст} (0,95 + 0,0031 T_0); \quad L_{np} = \frac{V_{noc}^2}{2j_{noc сep}}, \quad (3.27)$$

де T_0 – температура повітря на рівні землі.

$$V_{noc} = \frac{2m_{noc}gRT}{c_{y noc} S_k p}; \quad L_{np} = \frac{L_{np ст}}{\Delta^2}, \quad (3.28)$$

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 %.

3.8 Вплив метеорологічних умов на показання деяких аеронавігаційних приладів

3.8.1 Способи вимірювання висоти польоту.

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

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

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

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

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

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

Основним навігаційно-пілотажним приладом для визначення висот є барометричний висотомір. Він являє собою дуже відчутний барометр-анероїд, шкала якого проградуєвана у метрах по барометричній формулі

для умов СА. Крім цього, на приладі є друга шкала в мм рт.ст., значення тиску на якій відповідають стандартній атмосфері.

Із принципу роботи висотоміру випливає: 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.

3.8.2 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 установлений на приладі.

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

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

пункту посадки пілот запитує атмосферний тиск на рівні ЗПС посадки та установлює на висотомірі тиск на рівнях ЗПС аеродрому посадки.

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

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

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

$$h_z = 18400 \frac{T_m}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p} = h_p \frac{T_m}{T_{m\text{ст}}}, \quad (3.29)$$

де $h_p = 18400 \frac{T_m}{T_{o\text{ст}}} \lg \frac{p_0}{p}$ - барометрична стандартна висота, $T_{o\text{ст}}$, $T_{m\text{ст}}$, T_m -

температура повітря на рівні моря в умовах МСА, середня в умовах МСА та фактична барометрична температура в шарі від нульового рівня до висоти польоту, відповідно. Звичайно в практичних розрахунках замінюють T на середню арифметичну температуру шару, тобто $T_{cp} = (T_0 + T)/2$. Тут припускається невелика похибка при постійному вертикальному градієнті температури з висотою. Але, у випадку інверсії або ізотермії похибка може дорівнювати 10 % висоти.

Із аналізу вищенаведеної формули випливає, що показання приладу залежать від відношення температур ($T_m/T_{m\text{ст}}$): якщо $T_m > T_{m\text{ст}}$, то показання приладу будуть зменшені, та навпаки, при $T_m < T_{m\text{ст}}$ - підвищенні. Так, влітку, в Арктиці температура часто перевищує $-40...-45$ °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 %).

3.8.3 Вплив густини та температури повітря на показання показника повітряної швидкості

Для розрахунку повітряної швидкості літака, тобто швидкості руху літака відносно повітря, використовується прилад, який зветься

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

Залежність швидкості польоту від температури повітря визначається відношенням:

$$V = V_{T_{ст}} \sqrt{\frac{T}{T_{ст}}}, \quad (3.30)$$

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

При достатніх відхиленнях ($T > T_{ст}$) показання приладу знижені, при від'ємних – завищені. Зв'язок між дійсною та індикаторною (приладовою) швидкостями має вигляд:

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}}, \quad (3.31)$$

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

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

4 ВПЛИВ ВІТРУ НА ПОЛЬОТИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

4.1 Вплив вітру на зліт, посадку та на політ літака

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

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

$$t_{роз\ 0} = \frac{V_{від}}{j}; \quad L_{роз\ 0} = \frac{V_{від}^2}{2j}, \quad (4.1)$$

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

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

Довжина пробігу при посадці літака проти вітру зменшується із-за того, що вітер створює лобовий опір, який разом з силою тертя коліс літака дуже збільшує абсолютну величину від'ємного прискорення після приземлення. Крім того, швидкість руху літака відносно ЗПС у момент торкання при зустрічному вітрі менша, ніж при штилі або попутному вітрі.

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

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

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

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

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

Для кожного типу літака встановлюється найбільш припустима швидкість бокового вітру (бокової складової), при якій можливі посадка та зліт. Її величина залежить від особливостей конструкції літака та питомого навантаження на крило G/S . Чим більше питома 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 обслуговуванні польотів.

4.2 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 в заключній стадії приземлення. Це пов'язано з тим, що в самому нижньому шарі атмосфери може спостерігатися дуже різка зміна вітру з висотою - *зсув вітру*. Під зсувом вітру β розуміють різницю векторів вітру на верхній та нижній межах цього шару: $\beta = |\Delta U| / \Delta z$, де $|\Delta U| = |U_v - U_n|$.

Розрізняють вертикальний зсув вітру - зміну горизонтальної складової вітру на заданій висоті, а також зсув вітру в заданому напрямі в просторі. Великі зсуви вітру здібні 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 $70 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$.

Критерії інтенсивності зсуву вітру наведені в табл. 4.1.

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

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

Кількісна характеристика	Вплив на управління ПС	Вертикальний зсув вітру, м·с ⁻¹ на 30 м	Горизонтальний зсув вітру, м·с ⁻¹ на 600 м,	Швидкість верт. потоку, м·с ⁻¹
Слабкий	Незначний	0-2	0-2	0-2
Помірний	Значний	2-4	2-4	2-4
Сильний	Істотний	4-6	4-6	4-6
Дуже сильний	Небезпечний	> 6	> 6	> 6

По рекомендації ІСАО напрям зсуву вітру визначається відносно напрямку руху літака (вісі ЗПС). Наприклад, в самому нижньому шарі атмосфери, від рівня ЗПС і до висоти 30...50 м спостерігається сильний поздовжній (уздовж ЗПС) зсув вітру, вітер з висотою збільшується. Для літака, який йде на зниження, це буде від'ємний зсув вітру і він при зниженні буде мати знижену повітряну швидкість, що приведе до його «провалювання» та до недольоту відносно ЗПС (рис. 4.1).

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

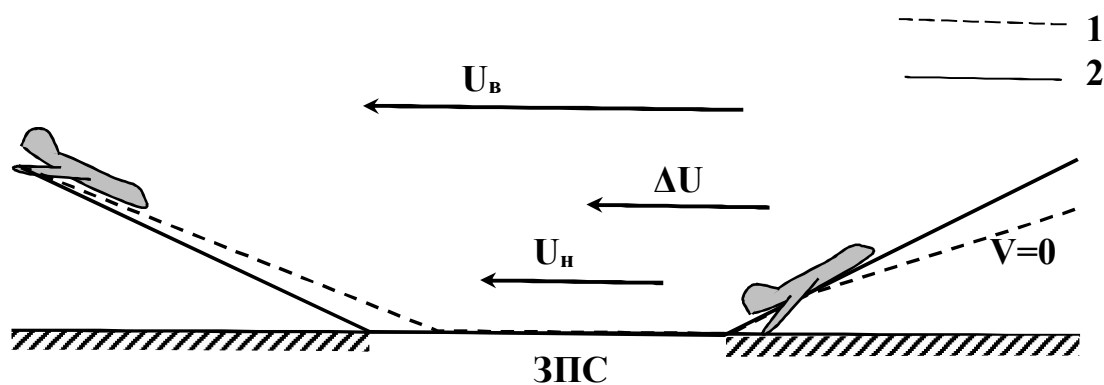


Рис. 4.1. Приклад впливу вертикального зсуву вітру на зліт та посадку. 1 - допустима, 2 - дійсна траєкторія руху ПС.

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

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

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

4.3 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 вісі. Швидкість переміщення літака при цьому зветься повітряною швидкістю та позначається вектором \vec{V} .

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

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

Побудований за цими векторами трикутник має назву *навігаційного трикутника швидкостей* (рис. 4.2). Елементи навігаційного трикутника є змінними величинами: γ - магнітний курс (курс польоту); φ - кут зносу; α - дійсний курс; ε - кут вітру. Магнітний курс (γ) - 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 зносу кута вітру (ε). Якщо кут вітру складає 0 або 180° , 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.

Відношення швидкості вітру до повітряної швидкості літака в окремих випадках може досягати 0,2-0,3 та й більше, що свідчить про можливість значної зміни путьової 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 °.

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

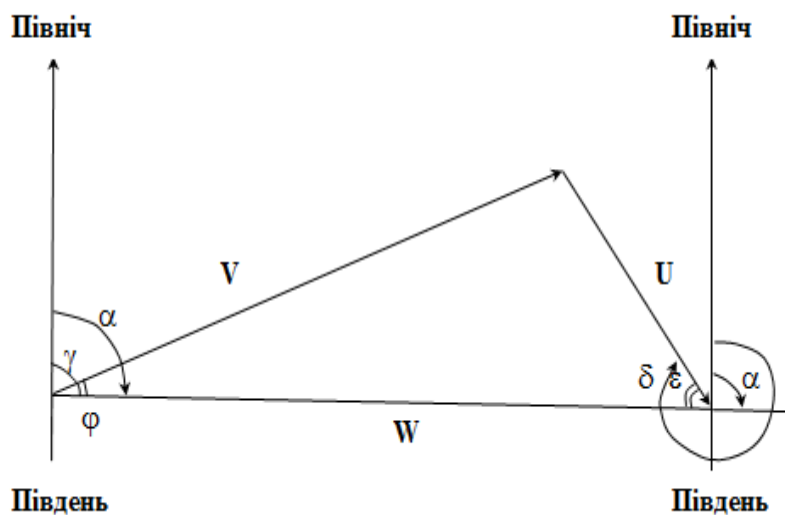


Рис. 4.2. Навігаційний трикутник швидкостей

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

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

1. \vec{V} - вектор повітряної швидкості, який завжди відомий екіпажу (він визначається за допомогою покажчика повітряної швидкості);
2. γ - курс літака відомий (визначається за допомогою різних покажчиків курсу);

3. φ - кут зносу відомий екіпажу;
4. α - путьовий кут визначається як $\alpha = \gamma + \varphi$;
5. \vec{W} - визначають по наземним орієнтирам і за допомогою радіотехнічних, астрономічних та інших засобів;
6. Будують навігаційний трикутник та вектор вітру (\vec{u}) визначають як замикаючий вектор.

4.4 Еквівалентний вітер

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

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

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

$$\omega = |\vec{W}| - |\vec{V}|. \quad (4.2)$$

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

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

Якщо використати поняття еквівалентного вітру, то простіше вживати статистичний підхід при рішенні питання про необхідний для польоту запас палива, при складанні розкладу руху літаків за повітряними трасами, при оцінці можливого часу прибуття до кінцевого пункту та ін.

4.5 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 Київ-Прага, Одеса-Рим, Київ-Пекін та іншими показала, що на маршрутах великої протяжності імовірність

зустрічі в польоті СТ складає більше 70-80 %, що свідчить про велике аеронавігаційне значення СТ.

Існують методи розрахунку маршруту польоту за полем вітру (тиску), за яким літак прилетить до пункту призначення з мінімальною витратою часу. При цьому загальний час польоту за цим маршрутом (траєкторією мінімального часу польоту) буде значно менше ніж час, необхідний для польоту найкоротшим шляхом (*ортодомією*).

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 700-1300 км; вертикальна потужність – 6-10 км; горизонтальна довжина - декілька тисяч км.

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

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

Стратосферні СТ спостерігаються в усіх широтах, їх вісь розташована вище тропопаузи, швидкість менша, ніж в тропосферних СТ і не перевищує 200 км·год⁻¹.

Струминні течії можна розпізнати за смугою 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⁻¹ на 1 км висоти та 7-10 м·с⁻¹ 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.

Частина III (ЗМ-ЛЗ)

УМОВИ УТВОРЕННЯ ТА ПРОГНОЗ МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ ЯВИЩ, ЩО НЕБЕЗПЕЧНІ ДЛЯ ПОЛЬОТІВ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

5 ПРОГНОЗ ТУРБУЛЕНТНОСТІ ТА ОБЛЕДЕНІННЯ

5.1 Атмосферна турбулентність і польоти повітряних суден

5.1.1 Загальна інформація про турбулентність в атмосфері

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

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

У залежності від причини виникнення турбулентності її можна розділити на:

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

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

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

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

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

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

В різних баричних утвореннях інтенсивність турбулентності 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-дощовою хмарністю.

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

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

5.1.2 Вплив бовтанки на політ літака

Під час польоту в зоні інтенсивної турбулентності виникає небезпека:

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

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

Таким чином, при великих швидкостях починається небезпечна зона за умовами міцності, а при малих - за умовами керованості. Критичні 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 $350 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$, а за умовами керованості – $220 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$. Безпечна швидкість польоту лежить в інтервалі $260\dots300 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$.

5.1.3 Оцінка інтенсивності бовтанки

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

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

Таким чином,

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

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

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

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

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

де $\omega_{\text{еф}}$ - ефективна вертикальна швидкість, c_y^α - похідна від c_y по α .

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 (Λ);

3. сильну чи помірну за класифікацією ІСАО ($0 \leq n \leq 2,0$ або $0,5 \leq |\Delta n| \leq 1,0$), що супроводжується частими різкими кренами літака, зміною курсу й окремими кидками. Використання автопілоту затруднене через великі перевантаження. При великих негативних перевантаженнях відчувається невагомість, а при позитивних - сильне притиснення до крісла. Предмети, що не закріплені, зміщуються. Ходьба по салону може викликати травми пасажирів (Λ²);

4. коли штормову чи сильну за класифікацією ІСАО ($0 > n > 2,0$ або $|\Delta n| > 1,0$), спостерігаються винятково різкі кидки літака, відхилення по висоті та курсу. Погіршується керованість літаком, і при неправильних діях пілота створюється небезпечний для міцності ПС режим польоту. Пасажири з ременями, що не пристебнуті, можуть одержати серйозні травми.

5.1.4 Турбулентність ясного неба

На сьогоднішній день не існує ефективних засобів боротьби з бовтанкою, тому прогноз цього явища потрібен для його компенсації та вибору оптимального маршруту, що обминає турбулентні шари. Інтенсивна бовтанка може спостерігатися у хмарах та при ясному небі.

Турбулентність при ясному небі (ТЯН) – небезпечне для авіації явище, що може призвести до трагічних льотних подій, внаслідок його несподіваності та відсутності зовнішніх проявів.

Види ТЯН:

1. Механічна турбулентність – обумовлена впливом неоднорідності підстильної поверхні на повітряні течії та неоднаковим її прогрівом.
2. Гірські хвилі – за своїм походженням це механічна турбулентність, але внаслідок специфіки їх впливу на політ повітряних суден, вони розглядаються окремо.
3. Турбулентність струминних течій верхньої тропосфери.
4. Турбулентність внутрішніх граничних шарів вільної атмосфери: тропопауза, тропосферний рівень максимальної швидкості, велопауза (рівень обертання вітру).

Турбулентність при ясному небі пов'язана з присутністю в атмосфері шарів з великими горизонтальними та вертикальними градієнтами швидкості вітру та температури.

Гідродинамічні дослідження дозволили виявити, що турбулізація потоку повітря в окремих зонах поза шарами конвективної діяльності обумовлена зростанням амплітуд внутрішніх хвиль під впливом одного з наступних видів гідродинамічної нестійкості:

1. Гідродинамічна нестійкість основного потоку, що стратифіковано за швидкістю вітру та температурою (нестійкість Кельвіна-Гельмгольца), формується при невеликих значеннях числа Річардсона ($Ri < 0,25$). Горизонтальні розміри турбулентних шарів складають більш 100 км, а вертикальні – 1...1,5 км. Тривалість цієї нестійкості визначається еволюцією відповідного синоптичного об'єкту. Це первинна нестійкість.

2. Нестійкість внутрішніх гравітаційних хвиль (повторна нестійкість) встановлюється при $Ri > 0,25$ у шарах з сильно скривленими профілями температури (інверсії, ізотермії) та вітру (сильні зсуви вітру), особливо під нижньою межею інверсії. Чим менша стійкість шару повітря під інверсією, тим швидше зростає амплітуда внутрішніх хвиль та ймовірність формування нових зон турбулентності.

3. Нестійкість критичного рівня виникає при великих значеннях числа Ri , менше, ніж перші два типи, але її складніше прогнозувати.

В тропосфері ТЯН має відносно велику повторюваність у залежності від географічної широти пункту. В середній та верхній тропосфері помірних широт ТЯН зустрічається приблизно в 10 % випадків, південніше повторюваність зростає до 15...20 %. В стратосфері ТЯН зустрічається значно менше, і в шарі 10...20 км складає приблизно 1 %.

При попаданні у зони ТЯН літаки частіше за все зазнають слабкої чи помірної бовтанки. Інтегральна повторюваність слабкої та помірної бовтанки у тропосфері складає 95 %. Отже, тільки у 5 % випадків може спостерігатися сильна бовтанка. Повторюваність сильної бовтанки у стратосфері на порядок нижча.

Горизонтальні розміри зон ТЯН змінюються у широких межах, особливо у тропосфері, де можуть досягати в окремих випадках декількох сотень кілометрів. Однак, в 80 % випадків у верхньої тропосфері помірних широт протяжність турбулентних зон не перевищує 140 км, а над південними регіонами СНД – 170 км.

В стратосфері зони ТЯН мають значно менші розміри. Так, в нижній стратосфері (10...20 км) у 80 % випадків горизонтальні масштаби турбулентних зон не перевищують 80 км у помірних широтах СНД та 40 км у США. Це означає, що при перетині надзвуковим літаком у крейсерському режимі зон ТЯН бовтанка буде продовжуватись декілька секунд.

Зони ТЯН можуть бути безперервними (суцільними) та у вигляді окремих осередків з достатньо чіткими межами. Безперервні зони спостерігаються частіше, але на межах невеликих окремих центрів помічається більш сильна бовтанка.

Товщина зон ТЯН також має залежність від географічної широти, висоти і аеросиноптичних умов. В середніх та високих широтах країн СНД у 85...90 % випадків товщина тропосферних турбулентних шарів не перевищує 1000 м, а стратосферних – 350 м.

Таким чином, для зон ТЯН характерна сильно виражена просторова анізотропія. Вони мають вигляд плискватих утворювань з коефіцієнтом просторової анізотропії (відношення товщини турбулентної зони до її довжини) при 80 % інтегральній повторюваності для верхньої тропосфери середніх широт - $7 \cdot 10^{-3}$, для нижньої стратосфери - $4 \cdot 10^{-3}$.

Фізична модель ТЯН запропонована Н.З. Пінусом у 70-ті роки ХХ ст. на базі численних експериментальних даних про структурні, просторові і енергетичні характеристики турбулентності.

При аналізі зон ТЯН рекомендована наступна схема:

1. Будується карта горизонтальних та вертикальних зсувів вітру для шарів, товщина яких не перевищує 3 км.
2. Відзначаються потенційно можливі турбулентні зони, тобто проводять ізолінії з $0,6 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}/100 \text{ м}$ через кожні $0,4 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}/100 \text{ м}$.
3. На побудовану карту зсувів вітру наносять інформацію від екіпажів ПС, що спостерігають за бовтанкою, для уточнення розмірів зон турбулентності.

5.1.5 Турбулентність у хмарах

Відповідно до експериментальних даних бовтанка у хмарах спостерігається частіше, ніж ТЯН та звичайно більш інтенсивна. Це відбувається тому, що у хмарах, особливо у купчасто-дощових, складаються найбільш сприятливі умови для розвитку турбулентності:

1. Часто спостерігається байдужа або нестійка стратифікація температури повітря.
2. Поля температури і густини повітря та зсуву вітру неоднорідні.

Також розвиток турбулентності стимулює локальне збільшення вертикальних градієнтів температури біля верхньої межі хмарних шарів.

У шаруватих хмарах повторюваність бовтанки складає приблизно 40 %, тобто значно більше ніж ТЯН. Швидкості вертикальних поривів, що фіксуються за перевантаженням літаків протягом польоту в цих хмарах, в переважній більшості випадків не перевищують $2-3 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$. Проте над горами і в струминних течіях в шаруватих хмарах можуть спостерігатися окремі пориви, що мають швидкість до $10 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$.

Найбільш сильна бовтанка спостерігається при польоті безпосередньо біля верхньої межі хмарного шару, особливо якщо вона нерівномірна, а також в неоднорідних по густині хмарах. За даними М. А. Германа, коефіцієнт турбулентності всередині шаруватих хмар порівняно швидко

змінюється, досягаючи максимального значення біля їх меж. При розшарованій хмарності в безхмарних проміжках коефіцієнт, як правило, невеликий.

Політ в шаруватих хмарах може протікати спокійно, якщо вертикальні рухи, що обумовлюють процес хмароутворення, мають маленькі швидкості (декілька сантиметрів в секунду) і носять впорядкований характер. Наприклад, при польоті в хмарах теплового фронту, коли виконуються відмічені вище умови, бовтанки не буває.

У купчастих хмарах бовтанка літаків має найвищу повторюваність та інтенсивність. Усередині цих хмар, а іноді навколо їх, спостерігаються виключно сильні вертикальні і горизонтальні турбулентні пориви. Вірогідність зустрічі поривів з великими швидкостями в купчастих хмарах (особливо в купчасто-дощових) на 2-3 порядки вище, ніж при ясному небі.

Турбулентні вихори в купчастих хмарах мають характерний масштаб від декількох метрів до декількох десятків метрів.

Усередині купчасто-дощових хмар характерний масштаб турбулентних вихорів найчастіше не перевищує 200 м, проте разом з цим можуть спостерігатися турбулентні вихори розміром 500...1000 м з швидко змінними за часом значеннями і знаком швидкості.

При вивченні умов польотів в купчасто-дощових хмарах необхідно приймати до уваги також конвективні мезомасштабні вертикальні рухи повітря, що мають поперечні розміри до 10...12 км. Для них характерна порівняльна зміна з часом швидкості і тривале збереження знаку (протягом декількох хвилин). Таким чином, структура вертикальних рухів усередині купчасто-дощових хмар залежить від стадії їх розвитку і є результатом накладення турбулентних поривів на мезомасштабні вертикальні потоки.

Максимальні швидкості вертикальних рухів в період їх найбільшого розвитку досягають $40 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ і більше. Так, над США була зафіксована максимальна вертикальна швидкість $63 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$. Згідно з теоретичними оцінками деяких авторів, в купчасто-дощових хмарах можуть спостерігатися більш значні вертикальні швидкості. Коефіцієнт турбулентності всередині купчасто-дощових хмар, що розвиваються, може перевищувати $500 \text{ м}^2\cdot\text{с}^{-1}$.

Аналіз матеріалів польотів літака-лабораторії, виконаний В.З. Александровим, В.І. Силаєвою та З. М. Шметером показав, що навколо купчасто-дощових хмар інтенсивність поривів швидко убуває по мірі віддалення від хмари. При перевищенні над хмарою більше 200 м повторюваність вертикальних турбулентних поривів понад $2 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ менше 4 %, а поривів більше $5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ - близько 1 %.

5.1.6 Бовтанка літаків на атмосферних фронтах

Бовтанка літаків може спостерігатися на холодних і теплих атмосферних фронтах, а також на фронтах оклюзії. Повторюваність бовтанки на холодних фронтах найбільша в порівнянні з іншими атмосферними фронтами. Особливо небезпечні для виконання польотів хмарні системи холодних фронтів другого роду, де буває бовтанка дуже великої інтенсивності. В результаті вимушеного підйому теплого повітря на цих фронтах 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 слабко виражені в полі хмарності і температури повітря біля поверхні землі. Проте, і тут холодні вторгнення супроводжуються різким збільшенням інтенсивності турбулентності і, отже, посиленням бовтанки.

Ступінь турбулентності на холодному фронті залежить від швидкості горизонтального руху холодної повітряної маси щодо теплого повітря перед фронтом, що наступає (імпакт-чинник). За значення імпакт-чинника приймають суму швидкості переміщення фронту і нормальної до фронту складової градієнтного вітру в 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 менше, ніж в хмарах холодного фронту, і вона менш інтенсивна. Це пояснюється значно меншими температурними контрастами у фронтальній зоні і меншим кутом нахилу фронтальної поверхні. Проте, літом при підйомі теплого повітря з великим вологовмістом по клину поволі відступаючого холодного повітря внаслідок великої волого-нестійкості теплого повітря на теплому фронті можливий розвиток грозової діяльності.

При попаданні літака в окремі грозові осередки, що виникають на теплому фронті, він випробовуватиме дуже інтенсивну бовтанку.

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 на холодну.

Бовтанка (її характер і повторюваність) в хмарних системах фронтів оклюзії майже нічим не відрізняється від бовтанки в зонах холодних і теплих фронтів і залежить від типу фронту оклюзії, а також від особливостей термобаричного поля в зоні фронту.

5.1.7 Турбулентність у зоні тропопаузи

Зона, що примикає до нижньої межі тропопаузи, характеризується більш високою повторюваністю бовтанки, оскільки тут існують зони великих вертикальних градієнтів температури.

Розподіл турбулентності, що викликає бовтанки, не однаковий для полярної та тропічної тропопауз. При наближенні до полярної тропопаузи повторюваність та інтенсивність бовтанки зростає. Згідно Н. І. Давидову, в зоні між холодним фронтом та полярною тропопаузою з боку холодної частини струминної течії спостерігається максимальна повторюваність бовтанки, яка складає більш 50 %. Причому, в області тропопаузи може бути декілька турбулентних зон.

При невеликих швидкостях вітру або збігу вісі струминної течії з тропопаузою максимальна повторюваність та інтенсивність бовтанки виявляється тільки під тропопаузою.

Якщо рівень максимальної швидкості вітру струминної течії лежить нижче тропопаузи, то формуються два турбулентних шари. Один розташовується безпосередньо під тропопаузою, а інший, більш виражений, з великою повторюваністю інтенсивної турбулентності - приблизно на 1,5 км нижче за рівень максимальної швидкості вітру. При розташуванні вісі струминної течії над тропопаузою може бути декілька шарів з інтенсивною турбулентністю: два шари - вище тропопаузи і один шар - під тропопаузою.

В нижній стратосфері антициклонічна частина струминної течії є холодною, тому вище вісі спостерігається протилежний характер розподілу повторюваності та інтенсивності турбулентності: найбільша повторюваність і інтенсивність бовтанки мають місце при польотах на антициклонічній стороні струминної течії вище її вісі.

5.1.8 Орографічна бовтанка

Польоти над гірськими районами особливо складні, оскільки тут створюються умови, сприятливі для виникнення небезпечних для авіації явищ. Завдяки взаємодії механічних і термодинамічних чинників в гірських

районах виникають і розвиваються гірсько-долинна циркуляція, купчасто-дощові хмари з інтенсивною турбулентністю, зливи, грози, град, шквалисті вітри і гірські хвилі. Ступінь розвитку турбулентності в гірських районах залежить від форми і розмірів гірського масиву, від напрямку вітру щодо гірського хребта, від швидкості вітру і характеру зміни його з висотою. Найбільшій деформації повітряні потоки піддаються на підвітряній стороні гірських хребтів, де утворюються турбулентні вихори найрізноманітнішого масштабу. За певних умов, коли повітряні течії направлені до гірського ланцюга, тут виникають, так звані, *гірські хвилі*. Це стаціонарна зона, в якій може розвиватися виключно інтенсивна турбулентність з дуже великими швидкостями висхідних і низхідних потоків.

Перші теоретичні дослідження обтікання гірських хребтів повітряним потоком були виконані М.Є. Кочиним. Він розглянув завдання обтікання нерівностей рельєфу потоком ідеальної рідини, що не стискається.

На підставі теоретичних досліджень встановлено, що виникнення підвітряних хвиль залежить від розподілу по висоті параметра Дорондіцина-Скорера:

$$l^2 = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\bar{u}^2}, \quad (5.3)$$

де \bar{u} - середня складова швидкості вітру, нормальна до напрямку хребта в даному шарі; \bar{T} - середня температура повітря в даному шарі; γ_a і γ - сухоадіабатичний і дійсний вертикальний градієнт температури повітря, відповідно.

Якщо параметр l^2 зменшується з висотою, слід чекати розвитку хвиль. Обчислення параметра l^2 зазвичай проводиться по шарах через 0,5 км або 50 гПа. При монотонній зміні температури і швидкості вітру з висотою можна брати шари через 1 км, або 100 гПа, а у разі швидких змін цих елементів товщину шарів доцільно зменшити.

Необхідно мати на увазі, що хвилі можна виявити і за орографічними хмарами, які розвиваються лише при достатній вологості повітря.

У вихорах, що утворюються в нижньому шарі при хвильовій або роторній течії, часто розвиваються роторні хмари, що відрізняються сильною турбулентністю. При спостереженні з повітря ці хмари нагадують смуги купчастих хмар. Основа хмари зазвичай знаходиться на рівні гребеня гірського хребта або нижче, тоді як вершина може бути значно вище за гребінь. Цей вид хмар нерідко спостерігається в Криму над південним схилом хребта при сильному північно-західному вітрі, як правило, незабаром після проходження холодного фронту.

Відомості про орографічні хмари за відсутності даних радіозондування є єдиним критерієм наявності хвиль і вихорів.

При аналізі можливості розвитку гірських хвиль необхідно враховувати:

1. *Зміну синоптичних умов.* В першу чергу слід визначити можливість наближення або проходження фронтів, які зазвичай викликають різкі зміни вертикального розподілу вітру і температури.

2. *Наявність струминних течій.* Існування струминної течії з великими зсувами вітру сприяє утворенню потужних хвиль з підвітряного боку гірських систем.

3. *Особливості рельєфу.* Часто гірські райони складаються з ряду окремих піків або хребтів. Обурення, що створюються кожним з них, можуть істотним чином змінювати загальний хвильовий потік.

4. *Добові і сезонні зміни.* У ясну погоду радіаційне охолодження повітря сприяє утворенню інверсій у нижньому шарі атмосфери і тим самим розвитку підвітряних хвиль. Крім того, у кожному районі є сезонні зміни повторюваності хвильових явищ. За даними Ферхгота, над підвітряними схилами хребтів висотою до 1000 м гірські хвилі з'являються протягом всього року, а над найбільш високими гірськими хребтами зустрічаються частіше всього взимку.

Багато дослідників орографічної турбулентності підкреслюють важливість і необхідність обліку аеросиноптичних умов, в першу чергу температурної стратифікації атмосфери і вертикального профілю швидкості вітру, а також напряму провідного потоку по відношенню до гірського хребта.

Детальний аналіз аеросиноптичних умов виникнення гірських хвиль виконав в 1971 р. М.С. Шелковніков. Проаналізувавши численні аеросиноптичні матеріали льотних подій і спеціальних польотів на Кавказі, у Середній Азії, в Криму та ін. він визначив шість типів синоптичних процесів, що зумовлюють сильні вітри в гірських районах:

- I. Наближення і проходження через гірський хребет активної фронтальної зони, що направлена поперек хребта.
- II. Наближення і проходження через гірський хребет малоактивної фронтальної зони, що направлена поперек хребта.
- III. Наближення і проходження через гірський хребет паралельно направленої активної фронтальної зони.
- IV. Наближення і проходження через гірський хребет паралельно направленої малоактивної фронтальної зони.
- V. Процеси в тиловій частині циклону після проходження через гірський хребет паралельно розташованого до нього активного фронту.
- VI. Процеси в тиловій частині циклону після проходження через гірський хребет паралельно розташованого до нього малоактивного фронту.

5.1.9 Прогноз турбулентності в нижньому шарі атмосфери

Основними факторами, що обумовлюють розвиток турбулентності в нижньому шарі атмосфери є тертя повітряного потоку об поверхню землі, неоднорідність нагріву окремих ділянок земної поверхні сонячною радіацією, а також деформація повітряного потоку над різними перешкодами. Часто розвиток турбулентності відбувається при одночасній дії всіх або частини чинників, тому при прогнозі турбулентності в нижньому шарі необхідно враховувати синоптичну ситуацію, термодинамічні 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.

При значному вітрі в шарі тертя значення вертикальних поривів (w), що викликають бовтанку, залежить від швидкості вітру біля поверхні землі. Ця залежність для нижнього 500-метрового шару має вигляд:

$$w = k V, \quad (5.4)$$

де V - швидкість біля поверхні землі, k – коефіцієнт, залежний від характеру підстильної поверхні.

Значення коефіцієнту k складає від 0,14 до 0,53 влітку та приблизно 0,4 - взимку.

Інтенсивність бовтанки оцінюють за формулою:

$$\Delta n = 0,06 kV, \quad (5.5)$$

де Δn – приріст перевантаження літака в частинах g , 0,06 – коефіцієнт, що відповідає приросту перевантаження сучасних літаків при вертикальному пориві вітру $1 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$.

При аналізі можливості розвитку термічної бовтанки треба врахувати наступні фактори:

1. Здатність підстильної поверхні віддзеркалювати. Над поверхнею з великою цієї здатністю формування терміків мало ймовірно. Найбільшу здатність віддзеркалювати мають лід та сніг (до 65-85 %).

2. Однорідність рослинного покриву. При однорідному покриві розвиток терміків менше інтенсивний, ніж при чередуванні полів, лісів, чагарників та інших форм рослинності.

3. Однорідність рельєфу. Терміки над рівниною менше інтенсивні, ніж над складною місцевістю.

4. Вологість ґрунту. Після нічного дощу розвиток терміків буде слабким, тому що більша частина тепла витрачається на випаровування, внаслідок чого поверхня нагрівається поволі.

5. Швидкість вітру. Слабкий вітер ($0 \dots 4 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$) сприяє розвитку терміків.

6. Адвективні зміни температури. При адвекції холодного повітря посилюється розвиток терміків, при адвекції тепла – навпаки.

7. Штучні джерела нагріву. Над штучними джерелами тепла (трубами промислових підприємств, лісовими пожежами, вулканами і т.п.) відбувається інтенсивне утворення конвективних струменів.

Розвитку термічної турбулентності сприяють наступні синоптичні ситуації:

1. Тилова частина циклону.

2. Антициклональна кривизна ізобар або розмите баричне поле.

3. Відсутність поблизу фронтальних хмарних систем.

Прогноз термічної турбулентності по суті ідентичний прогнозу конвективної хмарності поза фронтальних розділів.

При відсутності будь-якого впливу фронтальних розділів або локальних посилень вітру, що можуть призвести до різкої зміни вертикального розподілу температури і вологості, інтенсивність термічної турбулентності оцінюється за максимальною різницею між температурою на кривій стану (T') і температурою на кривій стратифікації (T) в шарі до рівня 400 гПа:

$$\Delta T_{\text{макс}} = T' - T. \quad (5.6)$$

Інтенсивність турбулентності буде слабкою при $\Delta T_{\text{макс}} = 0-3 \text{ }^\circ\text{C}$, помірною при $\Delta T_{\text{макс}} = 4-6 \text{ }^\circ\text{C}$ та сильною при $\Delta T_{\text{макс}} \geq 7 \text{ }^\circ\text{C}$.

5.1.10 Прогноз бовтанки літаків

Для прогнозу атмосферної турбулентності, яка викликає бовтанку літаків, використовують синоптичні, синоптико-статистичні і розрахункові методи.

Суть синоптичних методів прогнозу атмосферної турбулентності, яка викликає бовтанку літаків, полягає в комплексному аналізі приземних карт погоди та карт баричної топографії різних рівнів. Такий аналіз дозволяє визначити характер хмарності, наявність фронтів та їх активність. За допомогою висотних карт визначається форма баричного поля, напрямок і швидкість вітру на висоті польоту, знак адвекції температури та дивергенції течії.

Синоптико-статистичний метод прогнозу бовтанки літаків в імовірній формі був запропонований М.І. Давидовим. Для кожної

синоптичної ситуації визначена імовірність виникнення бовтанки будь-якої інтенсивності (група I), а також помірної та сильної бовтанки (група II). Різні сполучення простих ознак дозволили одержати комплексні ознаки, за допомогою яких можна визначити імовірність бовтанки в даному баричному полі на висоті польоту.

Визначення зони ТЯН здійснюють на основі аналізу наступних синоптичних матеріалів:

- а) прогностичних карт баричної топографії і карт струминних течій;
- б) фактичних і прогностичних карт для визначення приземного положення фронтів, баричних центрів і районів циклогенезу;
- в) карт тропопаузи і вертикальних зсувів вітру;
- г) аерологічних діаграм з нанесеними даними радіозондування;
- д) супутникових знімків, що використовуються для визначення положення фронтів, струминних течій, гірських хвиль та інших синоптичних об'єктів над районами з рідкісною мережею спостережень.

З імовірністю 80-90 % слід прогнозувати зони помірної та сильної турбулентності ясного неба (рис. 5.1) при наявності наступних синоптичних ситуацій на прогностичних картах баричної топографії АТ-400, АТ-300 гПа та картах струминної течії:

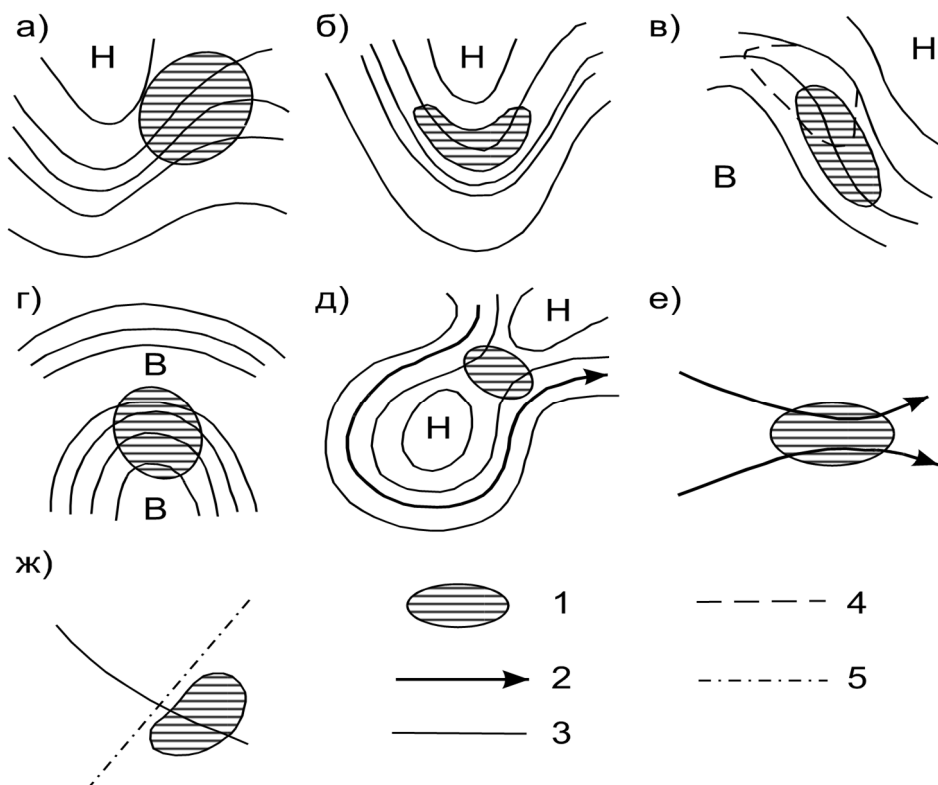


Рис. 5.1 – Синоптичні критерії прогнозу ТЯН, що враховують конфігурацію ізогіпс і СТ:

- 1 – зона ТЯН; 2 – вісь СТ; 3 – ізогіпси;
- 4 – ізотахи; 5 – вісь гірського хребта.

а) в передній частині баричної улоговини, дельті ВФЗ (рис. 5.1 а), в області відносно слабкого вітру ближче до антициклонічної кривизни ізогіпси при їх розходженні. В цій зоні часто мають місце значні вертикальні зсуви вітру;

б) на вісі баричної улоговини при наявності СТ (рис. 5.1 б). Зона ТЯН розташовується поблизу (на відстані до 300 км) вісі улоговини з циклонічного боку СТ. Необхідною умовою при цьому є також наявність адвекції холоду та значних горизонтальних градієнтах температури ($> 2,5$ °C/100 км) на рівні 300 гПа; швидке переміщення улоговини (> 50 км·год⁻¹); сильні горизонтальні зсуви вітру (> 10 м·с⁻¹ на 100 км) в області найбільшого згущення ізотерм;

в) в тилу улоговини (рис. 5.1 в) при наявності СТ та адвекції холоду в зоні послаблення швидкості вітру за потоком;

г) на вісі баричного гребеня (рис. 5.1 г) при наявності СТ, сильних вертикальних зсувів вітру ($> 1,5$ м·с⁻¹ на 100 км), значної швидкості вітру (> 70 км·год⁻¹), різкого посилення антициклонічної кривизни СТ;

д) в сідловині при наявності ізольованого центру низького тиску (рис. 5.1 д);

е) в зоні злиття двох СТ (рис. 5.1 е), коли вони знаходяться на відстані не більше 500 км одна від одної;

ж) при перетині СТ гірського хребта (рис. 5.1 ж).

Результати теоретичних досліджень дозволяють виділити наступні, найбільш важливі, для виникнення ТЯН параметри, що характеризують вертикальну структуру потоку.

1. Число Річардсона і його складові:

$$Ri = \frac{g}{\bar{T}} \frac{\gamma_a - \gamma}{\beta^2}, \quad (5.7)$$

де \bar{T} - середня температура повітря в даному шарі; γ_a і γ - сухоадіабатичний і дійсний вертикальний градієнт температури повітря, відповідно, $\beta = |\Delta V / \Delta z|$ —параметр динамічної стійкості (вертикальний зсув вітру). Статистичні дослідження показують, що використання Ri не дає підвищення успішності прогнозу ТЯН в порівнянні з використанням тільки вертикального зсуву вітру, що може бути пояснене великими помилками в обчисленнях Ri за даними радіозондування.

2. Характеристика мінливості профілю температури з висотою відображує зміну термічної стійкості з висотою - $\Delta\gamma = \gamma_1 - \gamma_2$. Із зростанням кривизни профілю температури імовірність виникнення турбулентних зон зростає.

3. Характеристика мінливості вертикального зсуву вітру з висотою $\Delta\beta = |(\Delta V/\Delta z)_1 - (\Delta V/\Delta z)_2|$, що відображає, зокрема, кривизну профілю вітру. Відмічається, що навколо точок перегину профілю вітру при локальних зменшеннях числа Ri створюються умови для виникнення турбулентних зон.

На основі аналізу умов виникнення зон інтенсивної ТЯН у верхній тропосфері і нижній стратосфері Г.С. Булдовський запропонував комплексний параметр:

$$K = \frac{1}{\beta} - 8(\gamma_2 - \gamma_1)^2, \quad (5.8)$$

де γ_1 і γ_2 - вертикальні градієнти температури відповідно в нижньому і верхньому шарах атмосфери (по відношенню до досліджуваного рівня). Бовтанка вказувалася, якщо $K < K_{кр}=1,2$. При використанні параметра K для прогнозу зон ТЯН справджуваність прогнозу наявності бовтанки склала 67 %, справджуваність прогнозу її відсутності – 90 %. Підвищення справджуваності прогнозів на 2...3 % вдалося добитися шляхом залучення характеристик горизонтального зсуву вітру вздовж і поперек потоку, при великих значеннях яких може посилюватися розвиток ТЯН.

С.В. Солонин і О.Г. Богаткин привели наступні критичні значення метеорологічних параметрів, при яких можна очікувати розвиток ТЯН в стратосфері. Якщо із шести критеріїв турбулентності, визначити які можна за даними температурно-вітрового зондування (швидкість вітру $25 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ і більше, вертикальний градієнт швидкості вітру $\geq 10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на 1 км, горизонтальний градієнт швидкості вітру $\geq 5 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на 100 км, вертикальний зсув на пряму вітру $\geq 15^\circ$ на 1 км, вертикальний градієнт температури $\geq 7^\circ\text{C}$ на 1 км, горизонтальний градієнт температури повітря $\geq 2^\circ\text{C}$ на 100 км), одночасно виконується не менше трьох, то в цьому районі слід указувати бовтанку.

Таким чином, розрахункові методи прогнозу бовтанки літаків зводяться до визначення числа Річардсона (Ri) або інших критеріїв, які характеризують турбулентний стан атмосфери.

Дискримінантний аналіз знаходить в даний час все більш широке застосування при дослідженні і прогнозі ТЯН. Метод діагнозу і прогнозу ТЯН за даними температурно-вітрового зондування атмосфери, розроблений на основі дискримінантного аналізу Г.С. Булдовським, О.О. Васильєвим та С.А. Бортніковим і придатний для ручної обробки даних зондування, дозволяє прогнозувати зони інтенсивної турбулентності в верхній тропосфері в імовірнісній формі.

Метод, заснований на 5-уровневої гідродинамічної моделі прогнозу полів вітру і температури за повними рівняннями погоди. У

рівнянні дискримінантної функції як найбільш інформативні предиктори ввійшли горизонтальний градієнт температури (*grad T*) і вертикальний зсув вектора вітру ($\partial V/\partial z$):

$$\Delta L = 98,2 \text{ grad } T + 159,2 \partial V/\partial z - 447,1. \quad (5.9)$$

Для розрахунку імовірності ТЯН отриманий аналітичний вираз у вигляді:

$$P = \frac{100}{1 + e^{-0,55 \Delta L}}, \quad (5.10)$$

де P – імовірність інтенсивної турбулентності. Загальна справджуваність прогнозу складає вище 70 %.

5.2 Обледеніння літаків та його вплив на польоти

5.2.1 Причини обледеніння повітряних суден

До небезпечних для польотів метеорологічних явищ відносяться **обледеніння** повітряних суден і **ожеледь**.

Як відомо, сучасні літаки, вертольоти та гелікоптери обладнані системами, що спрямовані проти обледеніння. Але при забезпеченні безпеки польотів постійно треба враховувати можливість відкладення льоду на ПС під час польоту. Зліт і посадка літаків ускладнюються при відкладенні льоду на ЗПС. Ожеледь зменшує зчеплення коліс з поверхнею ЗПС, із-за чого порушується безпека цих етапів польоту.

Обледеніння ПС - явище, при якому літальний апарат під час польоту або стоянки на аеродромі покривається шаром льоду.

Обледеніння приводить до збільшення ваги ПС і витрати пального, до зменшення тяги двигунів. Лід на склі кабіни пілотів погіршує умови огляду, ускладнює заходження ПС на посадку. Внаслідок обледеніння зовнішніх антен порушується радіозв'язок. Головна небезпека при обледенінні в тому, що порушуються аеродинамічні якості літальних апаратів. Обледеніння зазнають, в основному, носові (лобові) частини літака. При цьому порушується форма профілю обтікання, появляються нерівності на його поверхні, що впливає на політ літака через зростання опору. Найбільшу частку цього опору (70...80 %) викликає обледеніння крил та оперення.

При горизонтальному польоті гелікоптера в умовах обледеніння лід наростає на лопатах несучого та хвостового гвинтів, стабілізаторі, шасі, лобової частини кабіни. Найбільшу небезпеку складає обледеніння гвинтів,

тому що збільшується навантаження на лопаті, що, в свою чергу, порушує рівновагу двигуна і утворює сильну вібрацію.

Лід на літаку відкладається в результаті замерзання крапель води (хмар, туману, мряки, дощу), що осідають на його поверхню, або внаслідок сублімації водяної пари. В обох випадках температура поверхні літака повинна бути від'ємною. Теоретичне доведено, що суттєве сублімаційне обледеніння неможливе, та основною причиною обледеніння літака є замерзання переохолоджених крапель води, які стикаються об його поверхню. Багаторічна льотна практика показала, що інтенсивне і небезпечне обледеніння може бути тільки при польоті в зоні переохолоджених крапель води.

Обледеніння ПС відбувається в хмарах, що знаходяться в шарі від поверхні землі до висоти 2-3 км. При від'ємних температурах найбільш імовірно обледеніння в водяних хмарах. В мішаних хмарах обледеніння залежить від водності. У внутрішньомасових шаруватих і шарувато-дощових хмарах при температурах від 0 до -10°C майже завжди спостерігається обледеніння. Ці хмари розташовуються під шарами інверсії і мають значну водність біля верхньої межі хмарності.

У фронтальній хмарності найбільш інтенсивне обледеніння ПС відбувається в купчасто-дощових хмарах холодних фронтів. В шарувато-дощових і високошаруватих хмарах теплому фронту інтенсивне обледеніння спостерігається, якщо випадають слабкі опади або зовсім не випадають; а при сильних облогових опадах на теплому фронті імовірність обледеніння дуже мала.

Найбільш інтенсивне обледеніння може відбуватися при польоті під хмарами в зоні переохолодженого дощу і/або мряки. В хмарах верхнього ярусу обледеніння мало імовірно, але можливе інтенсивне обледеніння в Cs, Cc, якщо вони залишились після руйнування грозових хмар.

Обледеніння можливе при температурі від $+5$ до -50°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. Осаджування крапель залежить від швидкості польоту.

Відкладення льоду в польоті залежать від мікроструктури хмар, виду опадів, температури і режиму польоту. За своїм характером відкладення можуть бути у вигляді льоду, паморозі та інею. Лід буває прозорим, матовим (напівпрозорим, мішаним), білим.

Прозорий лід утворюється при польоті в хмарах, що складаються лише з великих переохолоджених крапель, або під хмарами в зоні переохолодженого дощу при температурі від 0 до -10 °С.

Матовий лід виникає при польоті в мішаних хмарах, які складаються з великої кількості дрібних і великих крапель, а також з кришталіків льоду і сніжинок. Таке відкладення льоду виникає частіш за все при температурі від -6 до -10 °С і є найбільш небезпечним видом обледеніння.

Білий лід виникає внаслідок замерзання дрібних крапель при температурі нижче -10 °С. Такий вид обледеніння буває в хмарах, які складаються з однорідних дрібних крапель.

Паморозь утворюється при польоті в хмарах при температурі значно нижчій за -10 °С. Паморозь виникає при замерзанні дрібних крапель разом з кришталіками льоду.

Іній виникає внаслідок сублімації водяної пари.

При аналізі і прогнозі умов обледеніння повітряних суден необхідно враховувати не тільки стан атмосфери, а й особливості конструкції ПС, його швидкість і тривалість польоту.

Ступінь небезпеки обледеніння можна оцінити за швидкістю наростання льоду. Характеристикою швидкості наростання є *інтенсивність* обледеніння I (мм/хв). По інтенсивності розрізняють обледеніння слабе ($I \leq 0,5$ мм/хв), помірне ($I = 0,6 \dots 1,0$ мм/хв), сильне ($I > 1,0$ мм/хв).

Інтенсивність обледеніння відзначається відношенням:

$$I = 1,67 \cdot 10^{-2} \frac{wVE(r)\beta}{\rho_l}, \quad (5.11)$$

де w – водність хмар, %; V – повітряна швидкість літака, км·год⁻¹; ρ_l – густина льоду, кг·м⁻³; $E(r)$ – інтегральний коефіцієнт осідання (захвату) крапель; r – радіус крапель, β – коефіцієнт намерзання. Інтегральний коефіцієнт осідання це відношення маси води, що фактично осіла на літак, до всієї її маси, що осіла б при відсутності скривлення траєкторій крапель води під час обтіканні літака потоком повітря. Коефіцієнт намерзання це відношення маси льоду, що наростає, до маси води, що осіла протягом того же часу до тієї же поверхні. При температурі повітря нижче -5 °С коефіцієнт намерзання змінюється незначно і дорівнює приблизно 1.

Для літаків з поршневіми двигунами небезпечне обледеніння навіть товщиною 3...4 мм, і його інтенсивність розраховується як: $I = 10^{-6} wV$.

5.2.2 Метеорологічні і синоптичні умови обледеніння

Синоптичні умови, які сприяють обледенінню, в першу чергу пов'язані з розвитком фронтальної хмарності. У фронтальних хмарах

імовірність помірного і сильного обледеніння в декілька разів вища порівняно з 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 більш велика, і на різних висотах вона різна. Так, взимку при польотах на висотах до 3000 м обледеніння спостерігається в більш, ніж 50 % випадків, а на висотах більше 6000 м зменшується до 20 %. Влітку до висот 3000 м обледеніння не виникає, а при польотах на висотах більше 6000 м становить 60 % і більш.

При прогнозі обледеніння також необхідно враховувати стан і еволюцію хмар, стан повітряної маси.

Імовірність обледеніння в хмарах в першу чергу пов'язана з температурою оточуючого повітря T - одним з основних факторів, що визначає водність хмар. Додаткову інформацію про можливість обледеніння несуть дані про дефіцит точки роси ($T - T_d$) і характер адвекції в хмарах. Так, якщо при дефіциті точки роси більше 3 °C на рівні польоту в хмарах спостерігається адвекція холоду, то імовірність відсутності обледеніння становить лише 60 %, а в решті 40 % випадків імовірно невелике обледеніння літаків. У випадках адвекції тепла або нейтральної адвекції при дефіциті точки роси 3 °C імовірність відсутності обледеніння становить 100 %. При дефіцитах точки роси менш 3 °C в зонах адвекції холоду у фронтальних хмарах, у купчастих хмарах, що розвиваються, з імовірністю 100 % слід очікувати слабке і помірне обледеніння. В зонах адвекції тепла імовірність такого обледеніння становить лише 33 %.

Імовірність інтенсивного обледеніння істотно залежить від вмісту рідкої води в хмарах. Найбільш водяні, добре розвинуті купчасті хмари (Cu cong, Cb), які формуються внаслідок значних (кілька метрів за секунду) вертикальних конвективних рухів повітря, середня водність таких хмар 0,3...0,6 г·м⁻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 0,2-0,3 г·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, мало імовірно.

Хмари середнього ярусу As, As водяні до температур -10...-12 °C, тому імовірність помірного обледеніння літаків становиться 60-70 %.

Пір'ясті хмари складаються з льодових кристалів, тому слабке обледеніння спостерігається лише в 5 % випадків.

5.2.3 Рекомендації щодо прогнозування обледеніння літака

1. Для прогнозу обледеніння після визначення наявності хмар проводиться аналіз розташування ізотерм 0, -10, -20 °С. Обледеніння сучасних літаків найбільш імовірно при температурі не нижче -12 °С.

2. При польоті з великими швидкостями внаслідок гальмування і стиснення повітряної течії попереду профілю обтікання здійснюється перетворення кінетичної енергії в теплову, відбувається, так зване, *кінетичне нагрівання* поверхні літака. За рахунок кінетичного нагрівання температура поверхні літака перевищує температуру навколишнього повітря. Кінетичне нагрівання поверхні літака ΔT_k поза хмар можна визначити за формулою:

$$\Delta T_k = \frac{V^2}{2000}, \quad (5.12)$$

де V - повітряна швидкість літака, м·с⁻¹. В хмарах кінетичне нагрівання ΔT_k^{xm} на 40...50 % менше. Дані про кінетичне нагрівання при різних значеннях швидкості польоту наведені в табл. 5.1

Температура поверхні літака T_l , визначається за формулою:

$T_l = T + \Delta T_k^{xm}$. При польоті зі швидкістю V обледеніння можливе, якщо $T_l < 0$.

Таблиця 5.1 - Значення кінетичного нагрівання поверхні літаків при різних швидкості польоту

$V, \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$	200	300	400	500	600	700	800	900	1000	1100
$\Delta T_k, \text{ }^\circ\text{C}$	2	4	6	10	14	19	25	31	38	47
$\Delta T_{\text{б}}'', \text{ }^\circ\text{C}$	-	2	4	6	8	11	15	19	23	28

Температуру поверхні літака T_l , можна визначити по формулі:

$T_l = T + \Delta T_k^{xm}$. При польоті зі швидкістю V обледеніння можливо, якщо $T_l < 0$.

Для визначення умов обледеніння в хмарах на ешелоні польоту за допомогою рис. 5.2 визначають температуру поверхні літака по температурі повітря на цій же висоті і швидкості польоту. Нагрівання бокових частин фюзеляжу та частин крила менше, ніж нагрівання передньої кромки крила. Таким чином, розрахувати кінетичне нагрівання бокових частин фюзеляжу можна шляхом введення коефіцієнту поновлення K , який дорівнює 0,9; 0,8 та 0,7.

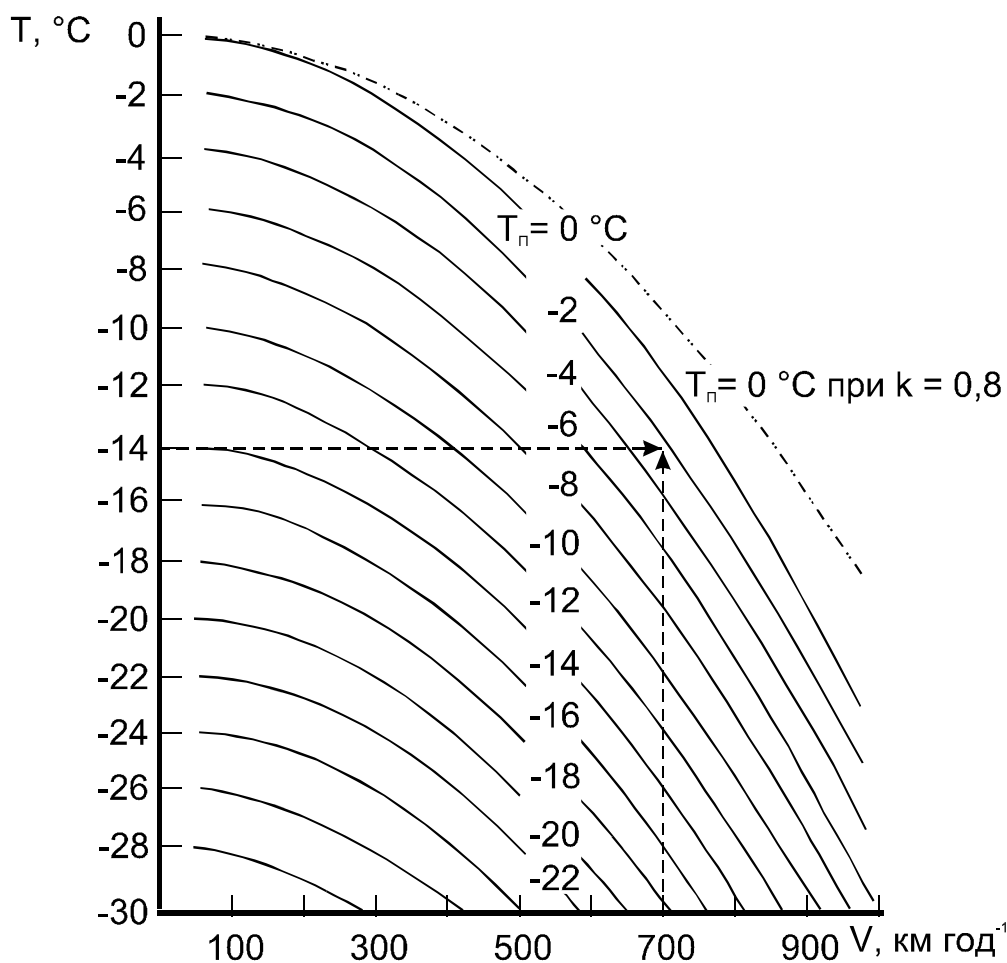


Рис. 5.2. Графік для визначення температури поверхні літака при польоті в хмарах зі швидкістю V в залежності від температури оточуючого повітря при середньому коефіцієнті поновлення $k = 0,8$.

3. Наявність даних радіозондування дозволяє в оперативній практиці використовувати для прогнозу обледеніння співвідношення Годске $T_{нл} = -8(T - T_d)$, яке зв'язує дефіцит точки роси з температурою насичення над льодом.

На аерологічну діаграму наноситься крива значень $T_{нл}$, визначених до десятих градуса, і виділяють шари, в яких $T \leq T_{нл}$. Інтенсивність обледеніння оцінюється за допомогою таких параметрів:

- при $T - T_d = 0$ °C обледеніння в хмарах As, Ns (у вигляді паморозі) буде слабким і помірним; в St, Sc, Cu (у вигляді льоду) - помірно і сильне;
- при $T - T_d > 0$ °C в чисто водяних хмарах обледеніння мало імовірно, в мішаних хмарах - переважно слабе, у вигляді паморозі.

Для уточнення можливості обледеніння К.Г.Абрамович запропонувала дискримінантну функцію:

$$L^* = -0,017H_{нмх} - 0,488T_{нмх} + 0,875, \quad (5.13)$$

де $H_{нмх}$ - висота нижньої межі хмар, дм; $T_{нмх}$ - температура на нижній межі хмар, °С. При $L^* \geq 0$ указується помірне і сильне обледеніння; при $L^* < 0$ обледеніння ПС не виникає або можливе слабке обледеніння.

Якщо дані радіозондування відсутні, то діагноз і прогноз обледеніння може бути проведений на основі аналізу карт АТ-850, АТ-700 і АТ-500 гПа. Можливість розвитку шаруватої хмарності (потенційних зон обледеніння) при виконанні умови $-25 \leq T \leq 0$ °С визначається за формулами:

$$\begin{aligned} L_{850} &= 0,239T + 1,701(T - T_d) - 2,046q - 1,751; \\ L_{700} &= 0,091T + 0,654(T - T_d) - 1,313q - 1,011; \\ L_{500} &= 0,102T + 0,675(T - T_d) - 2,301q - 0,256, \end{aligned} \quad (5.14)$$

де T - температура повітря, °С; T_d - точка роси, °С; q - масова частка водяної пари на відповідному рівні, ‰.

В зоні зниження і набору висоти необхідно визначити нижній рівень обмерзання в шарі хмар, тобто рівень, вище якого температура поверхні літака може бути від'ємною. Для цього слід до висоти нульової ізотерми додати величину δT , яку визначають за рис. 5.3.

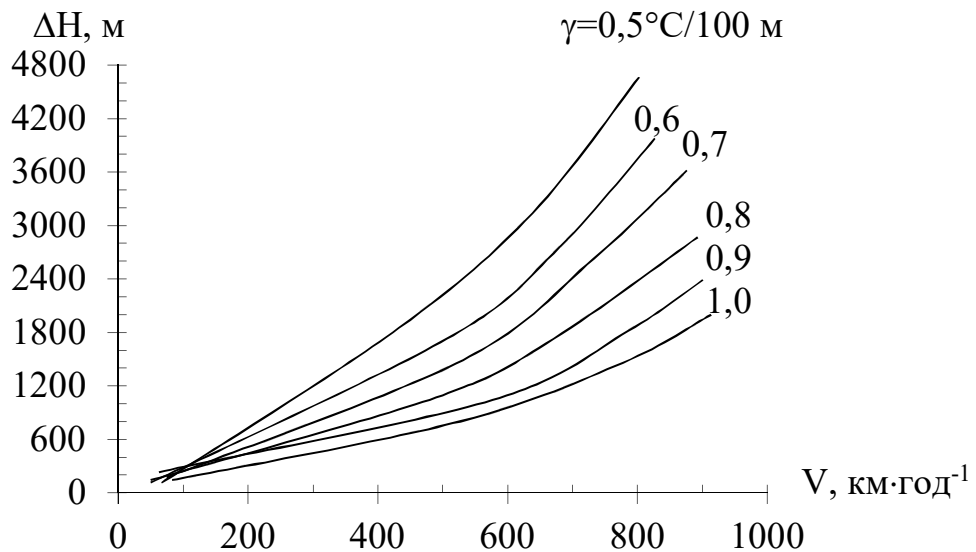


Рис. 5.3. Різниця висот між нульовою ізотермою і рівнем початку обледеніння в залежності від швидкості польоту V і вертикального градієнту температури γ .

4. Інтенсивність обледеніння літаків при наявності аерологічних даних можна визначити за допомогою номограми (рис. 5.4), яка виражає залежність умов обледеніння від висоти нижньої межі хмар $H_{нмх}$ і температури $T_{нмх}$.

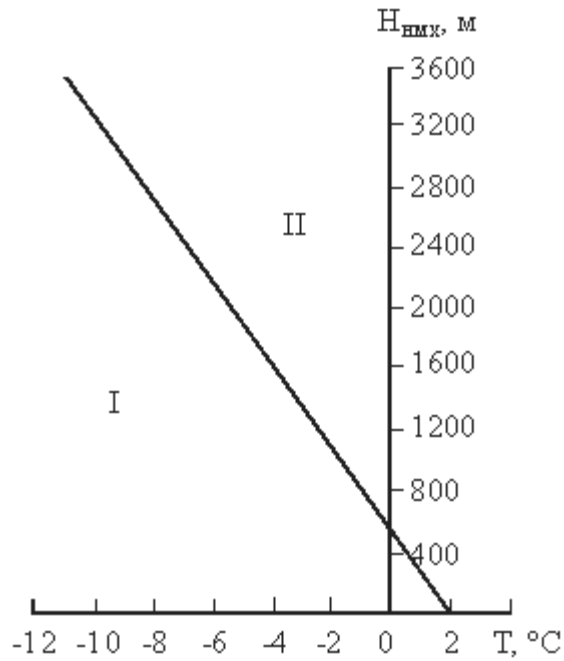


Рис. 5.4. Графік для прогнозу умов помірного та сильного обледеніння (I) і відсутності обледеніння (II) в хмарах.

Для визначення інтенсивності обледеніння I (мм/хв) при польоті через шарувату хмарність слід використовувати номограму параметри якої: температура нижньої межі хмар $T_{\text{нмх}}$ ($^{\circ}\text{C}$), вертикальний градієнт температури в хмарах γ ($^{\circ}\text{C}/100$ м), товщина хмарного шару ΔH (сотні метрів) і швидкість польоту літаку V ($\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$).

6 ПРОГНОЗ ТУМАНІВ

Туман - це помутніння повітря в приземному шарі, яке викликане продуктами конденсації водяної пари при горизонтальній видимості менше 1 км хоча б в одному напрямку. При погіршенні видимості в межах від 1 до 10 км явище має назву - серпанок.

Туман формується під дією таких факторів:

1. Охолодження нижнього шару повітря за рахунок теплообміну з підстильною поверхнею.

2. Випаровування з поверхні води, ґрунту або краплин дощу в більш холодне повітря.

3. Надходження в приземний шар повітря водяної пари з продуктами згорання великої кількості палива промисловістю, транспортом та інше.

Туман виникає при відносній вологості від 97 до 100 %. В залежності від фізичних процесів формування тумани поділяють на три основних класи:

- тумани охолодження (радіаційні, адвективні і адвективно-радіаційні),

- тумани випаровування,

- тумани від згорання палива.

В залежності від синоптичних умов формування виділяють два типи туманів: внутрішньомасові і фронтальні.

6.1 Умови формування різних видів туманів

Радіаційний туман формується над сушею при безхмарній погоді, слабкому вітрі в результаті нічного зниження температури повітря перед сходом сонця, коли мінімальна температура повітря стає нижчою за точку роси в вечірній строк за рахунок радіаційного охолодження підстильної поверхні. Формування радіаційного туману відбувається в антициклонах, гребнях, баричних сідловинах, іноді, переважно влітку, у малоградієнтному полі пониженого тиску. В більшості випадків туман виникає при малохмарній погоді та швидкості вітру біля поверхні землі до $2...3 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$. При повному штилі перенос вологи обумовлюється тільки молекулярними процесами, і хоча на поверхню ґрунту може випасти роса, туман не виникає через відсутність перемішування. Чим ближче повітря до стану насичення, тобто, чим менший дефіцит точки роси у вечірні години і відносна вологість більше 60 %, тим більш сприятливі умови для виникнення туману. Чим більша точка роси і її зниження протягом ночі, тим густіший повинен бути радіаційний туман. Чим нижча температура повітря і менша швидкість вітру, тим більше повинно бути зниження точки

роси в умовах радіаційного охолодження. Інверсійний розподіл температури при малому дефіциті точки роси у шарі 50-300 м від поверхні землі сприятливий для виникнення радіаційного туману. Радіаційний туман, як правило, утворюється ввечері або вночі і розсіюється через деякий час після сходу сонця, приблизно через 2 год над ґрунтом і через 2...4 год над сніговим покривом. Стан поверхні ґрунту (її вологість) грає суттєву роль у виникненні туману.

Виникненню туману сприяє також ввігнутий рельєф місцевості (долина, улоговина), куди вночі стікає повітря з більш високих місць, застоюється і додатково охолоджується.

Адвективні тумани виникають в теплом повітрі при його переміщенні над холодною підстильною поверхнею. Вони пов'язані з малорухомими баричними утвореннями при наявності стійкої адвекції тепла і вологи на охолоджену підстильну поверхню. Якщо очікується підвищення температури на 9...12 °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 ввечері і розсіюється або слабшає вранці. Формування туману за рахунок чисто адвективного фактору над сушею спостерігається рідко, як правило, адвективний фактор доповнюється радіаційним.

Адвективно-радіаційний туман формується над охолодженою сушею переважно в холодний період року, вночі, при слабкій адвекції теплого повітря. Швидкість вітру в приземному шарі повітря складає 1-2, рідко 3-4 м·с⁻¹. 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 ≥ 70 %. Чим більша різниця між температурою води і температурою повітря, тим густіший туман. Якщо в сильно вихолодженому над сушею повітрі в антициклоні або гребені інверсія починається від землі, то при його зміщенні на теплу водяну поверхню нижній шар повітря нагрівається. Приземна інверсія при цьому руйнується до висоти 50...100 м і стає піднесеною. В підінверсійному шарі повітря стає нестійким і насиченим водяною парою. В результаті перемішування водяної пари з більш холодним повітрям під шаром інверсії відбувається конденсація, яка приводить до формування туману. Взимку туман випаровування спостерігається і над внутрішніми морями, а саме, над Чорним морем, поблизу узбережжя восени - над озерами і ріками, які не замерзають.

Швидкість випаровування з поверхні води залежить від різниці температур води та повітря і швидкості вітру. Зниження температури

повітря над водою в нічні години сприяє насиченню і перенасиченню нижнього шару холодного повітря.

Фронтальний туман виникає:

1. Попереду малорухомого теплового фронту або фронту оклюзії за типом теплового, 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 теплового ґрунту.

4. При зміщенні вологої теплої або холодної маси з великими контрастами температур, що сприяє утворенню туману, як в зоні фронту, так і за фронтом вздовж узбережжя морів, льодовиків, межі снігового покриву і т.п.

Тумани усіх видів спостерігаються, як правило, при стійкій стратифікації в граничному шарі атмосфери і наявності над ними піднесеної інверсії температури, яка затримує тепло і вологообмін з вище розташованими шарами. Для радіаційного і адвективного туманів характерна квазістаціонарність баричного поля.

При прогнозі всіх видів туману необхідно визначити наявність таких факторів їх утворення:

- а) синоптичні умови, напрямок і швидкість потоків біля поверхні землі;
- б) кількість хмарності, що очікується наступної ночі - ясно чи хмарно;
- в) характер стратифікації, наявність приземних або піднесених інверсій за даними радіозондування і прогностичною кривою стратифікації;
- г) наявність і знак адвекції температури;
- д) орографічні особливості пункту прогнозу;
- ж) стан підстильної поверхні, як джерела вологи.

6.2 Прогноз радіаційного туману

За методом О.С. Зверева:

Даний метод застосовують 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_T - точка роси в вечірній строк спостереження, близький до часу заходу сонця (як правило, це 18 год за місцевим часом) в пункті прогнозу; δT_T - додаткове охолодження, необхідне для формування туману, яке визначають за допомогою графіка (рис. 5.5). На цьому графіку від значення точки роси піднімаються по вертикалі вгору до перетину з демаркаційною кривою, потім зміщуються по горизонталі вправо і на вертикальній вісі відраховують додаткове охолодження δT_T ;

в) прогнозують мінімальну температуру повітря біля поверхні землі:

$$T_{\min} = T_0 - m \delta T_T, \quad (6.2)$$

де T_0 - температура повітря в вечірній строк спостереження (18 год); δT_T - очікуване охолодження повітря при ясному небі; m - поправка на хмарність. Величини m і δT_T знаходять за номограмою (рис. 6.1);

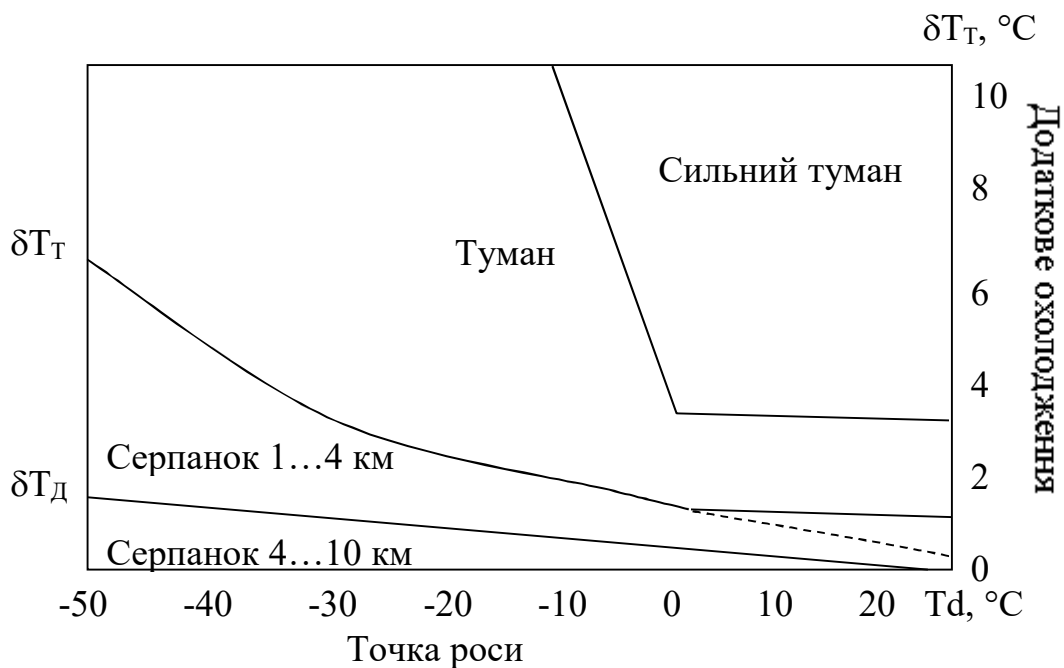


Рис.6.1. Графік для визначення додаткового охолодження δT_T .

г) визначають можливість утворення туману: при $T_{\min} \leq T_T$ слід очікувати туман (сильний туман), при $T_{\min} \geq T_T$ туман не передбачається;

д) прогнозують час формування туману: обчислюють відношення $\frac{T_0 - T_T}{T_0 - T_{\min}}$, потім за графіком (рис. 5.7) визначають долю ночі n , коли слід

очікувати утворення туману (при заході сонця $n = 0$, опівночі $n = 0,5$, при сході сонця $n = 1$).

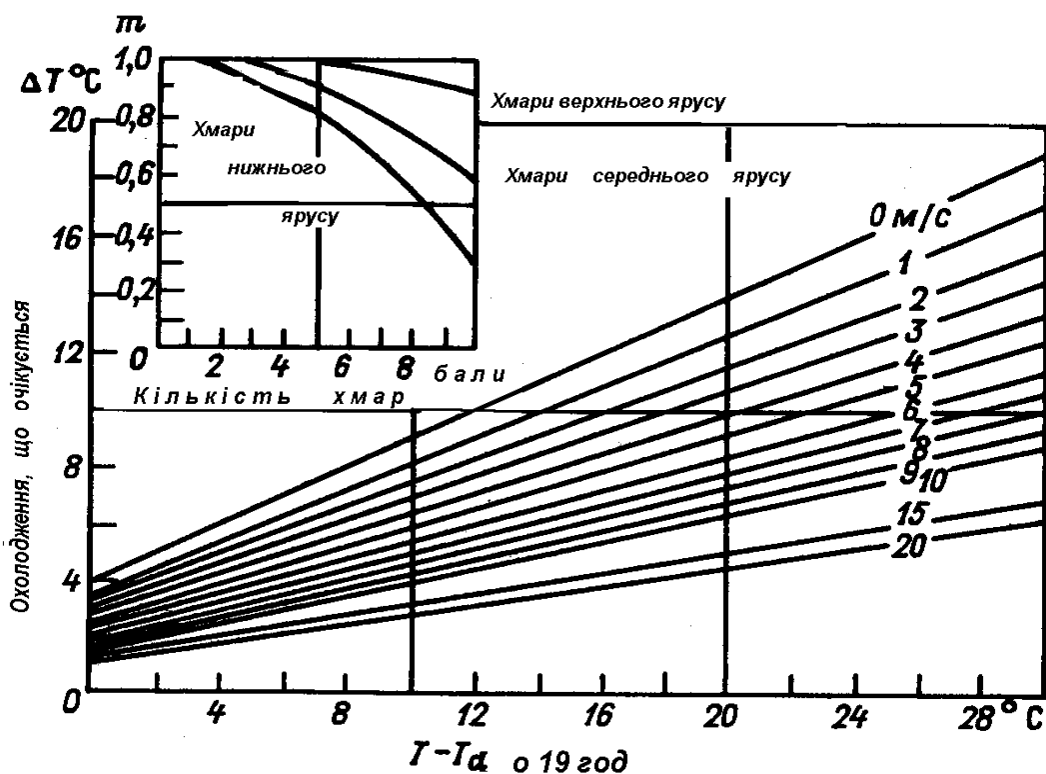


Рис. 6.2. Номограма для прогнозу мінімальної температури за даними спостережень о 17...19 год місцевого часу.

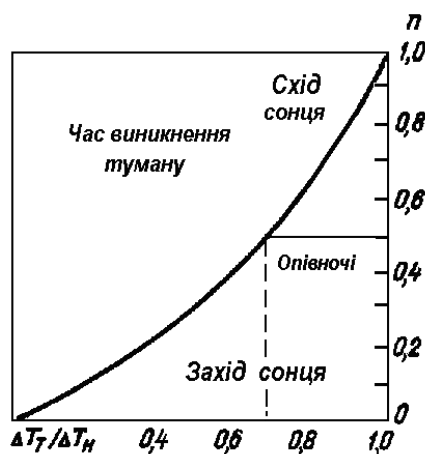


Рис. 6.3. Графік для прогнозу часу формування туману

За методом М.В. Петренка:

Прогноз туману здійснюється таким чином:

а) за фактичною і прогностичною картами погоди оцінюють можливість виникнення радіаційного туману;

б) визначають додаткове охолодження δT_T ;
 в) за формулою (6.1) обчислюють T_T - температуру туманоутворення;
 г) складають (за одним із існуючих методів) прогноз мінімальної температури повітря T_{\min} . Якщо виявиться, що $T_{\min} > T_T$, то туман не прогнозується. Якщо $T_{\min} \leq T_T$, то за останніми даними зондування атмосфери слід встановити, чи буде сприятливим для виникнення туману розподіл швидкості вітру і дефіциту точки роси в нижньому шарі атмосфери;

д) в холодний період року туман можливий при швидкості вітру не більше $7 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на висоті 100 м і не більше $10 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ на висоті 300...900 м. В теплий період року ці значення слід зменшити на $2 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$. Якщо протягом ночі очікуються суттєві зміни баричних градієнтів, то рекомендується скласти прогноз швидкості вітру на тих же рівнях на 12 год вперед;

ж) виникнення туману можливе, якщо в шарі 100-300 м є умови для конденсації пари.

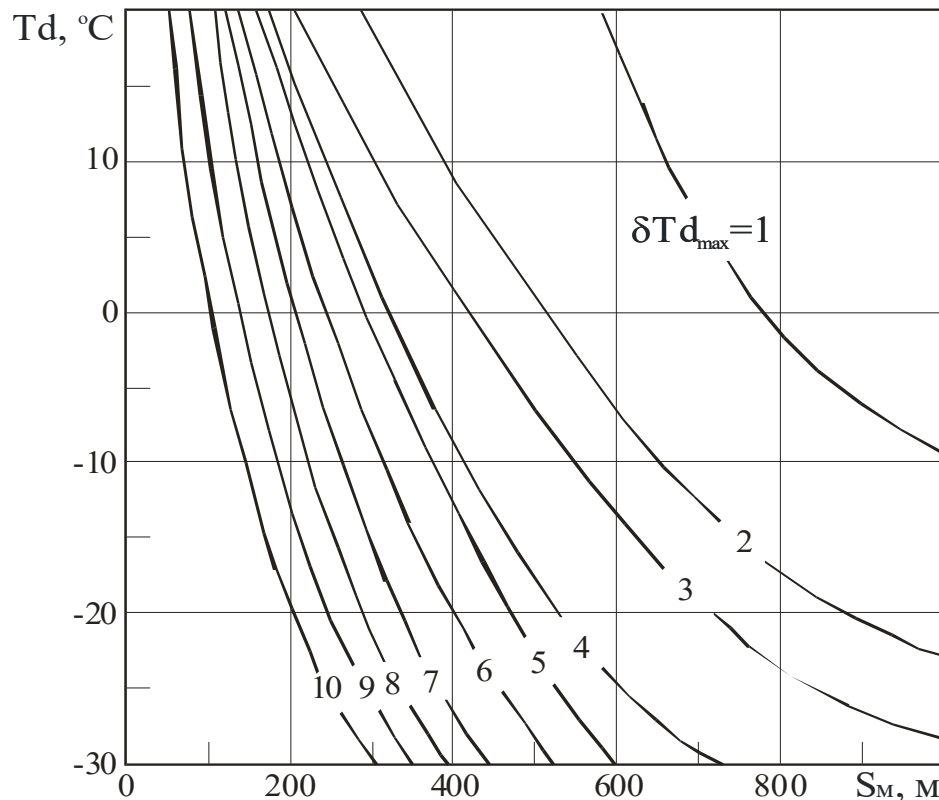


Рис. 6.4. Номограма для прогнозу мінімальної видимості в радіаційному тумані (згідно М.В. Петренка та П.А. Сироти).

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 Δh прилеглого до землі шару повітря, в якому можлива конденсація пари.

При цьому використовують такі критерії:

- при плюсовій температурі водяна пара конденсується в шарі, де дефіцит точки роси наближається до $0\text{ }^{\circ}\text{C}$;

- при температурі повітря від 0 до $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ конденсація виникає в шарі, де дефіцит точки роси не перевищує $1\text{ }^{\circ}\text{C}$;

- при температурі повітря від -20 до $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$ конденсація можлива при дефіциті точки роси приблизно $2...3\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Якщо виявиться, що товщина шару $\Delta h \geq 100\text{ м}$, 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.

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 часток робиться припущення, що баричне поле квазістаціонарне для інтервалу часу, на який будується траєкторія (протягом 6 год). В прогнозі з завчасністю більше 6 год необхідно враховувати зміну баричного поля, тобто використовувати прогностичні карти погоди. При прогнозі переміщення зон туману необхідно брати до уваги еволюцію цих зон.

Необхідною умовою для тривалого туману є стійка стратифікація і наявність піднесеної інверсії. Окрім того, адвекція створює сприятливі умови для адвективного турбулентного тепло- і вологообміну нижніх шарів повітря з підстильною поверхнею, в результаті чого відбуваються неадвективні зміни температури і вологості. Однак, необхідно, щоб турбулентне перемішування, яке не залежить від швидкості вітру і стратифікації повітря, не встигало переносити вгору продукти конденсації, які виникли в приземному шарі повітря. В протилежному випадку формується не туман, а низька хмарність.

Прогноз утворення адвективного туману потребує врахування як локальних змін температури і вологості повітря, так і індивідуальних, які визначаються адвекцією і радіацією.

Якщо при радіаційному тумані індивідуальні зміни, як правило, збігаються з локальними, то при адвективному тумані ці зміни частіше мають протилежні знаки. Індивідуальні зміни температури і вологості

мають однакові знаки при вологій підстильній поверхні і малому дефіциті точки роси на початку траєкторії. Якщо при адвекції тепла повітря порівняно сухе, то індивідуальні зміни температури будуть мінусовими, а вологості - плюсовими.

По суті, адвективний туман і, в більшості випадків, шаруваті хмари є продуктами трансформації повітряної маси в нижньому шарі атмосфери в холодний період року. В нижньому шарі атмосфери при хмарній погоді трансформаційні зміни температури залежать, в основному, від величини адвекції температури в цьому шарі (T_n), яка визначається швидкістю потоку (u) і горизонтальним градієнтом температури вздовж потоку $\Delta T/\Delta S$.

При одній і тій же величині адвекції тепла, вертикальна стратифікація може бути різною, а також умови утворення адвективного туману будуть різними. При значній швидкості вітру і малих горизонтальних градієнтах температури вздовж потоку вертикальний градієнт буде великим, тому умови для адвективного туману несприятливі. І навпаки: при слабкому вітрі і великих горизонтальних градієнтах температури вертикальний градієнт буде малим, а умови для адвективного туману сприятливі.

За методом М.В.Петренка та С.В. Некрасова

1. Основні прогностичні параметри: різниці між значеннями температури повітря та її точки роси біля поверхні землі на початку дев'ятигодинної траєкторії частки і фактичними їх значеннями в пункті прогнозу, відповідно $(T_a - T_\phi)$ і $(T_{d_a} - T_{d_\phi})$, 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° до цих ізобар та відхилялась в сторону високого тиску. На цій кривій відкладають відрізок L , що дорівнює половині довжини 9-годинної прогностичної траєкторії частки повітря.

Довжину відрізка L (в км) розраховують за формулою

$$L = 3,6 u_{15} \frac{\Delta n'_1}{\Delta n_1} \Delta t = 16,2 \cdot u_{15} \frac{\Delta n'_1}{\Delta n_1}, \quad (6.3)$$

де u_{15} – швидкість вітру ($\text{м}\cdot\text{с}^{-1}$) на висоті 150 м; Δn_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° . 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 Δn_2 – відстань (в см) між суміжними вихідними ізобарами. Знайдена точка є початковою точкою переносу.

3. За значеннями температури і точки роси на початку траєкторії та в пункті прогнозу визначають градієнти температури $\Delta T/\Delta S = (T_{\text{п}} - T_{\text{ф}})/\Delta S$ і точки роси $\Delta T_d/\Delta S = (T_{d\text{п}} - T_{d\text{ф}})/\Delta S$ вздовж траєкторії довжиною ΔS , в сотнях км (рис. 6.5). Чим більші додатні значення градієнтів, тим більша імовірність туману.

4. На полі графіку (рис. 6.5) знаходять точку перетину значень градієнта температури $\Delta T/\Delta S$ і дефіциту точки роси $(T - T_d)_{\text{п}}$.

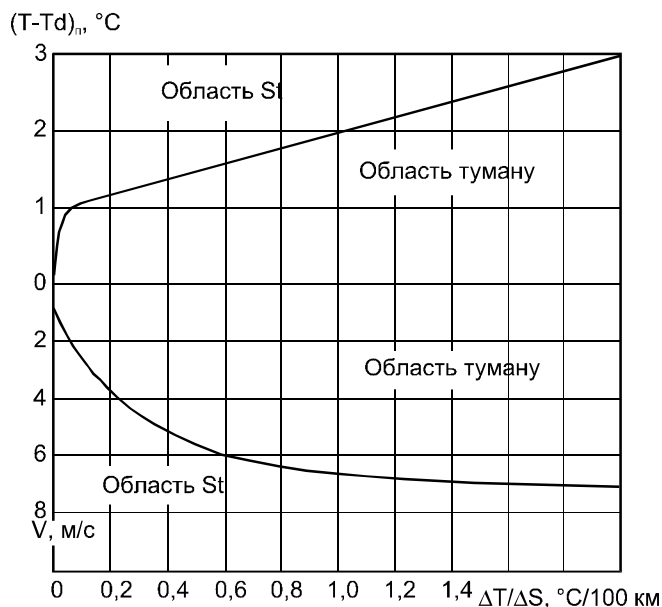


Рис. 6.5. Комплексний графік для прогнозу адвективного туману.

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. 6.5) очікується туман, то додатково використовують графік, приведений на рис. 6.6. На ньому знаходять точку перетину значень $\Delta T_d/\Delta S$ і дефіциту точки роси $(T - T_d)_n$ 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 графіку використовується при прогнозі видимості в тумані.

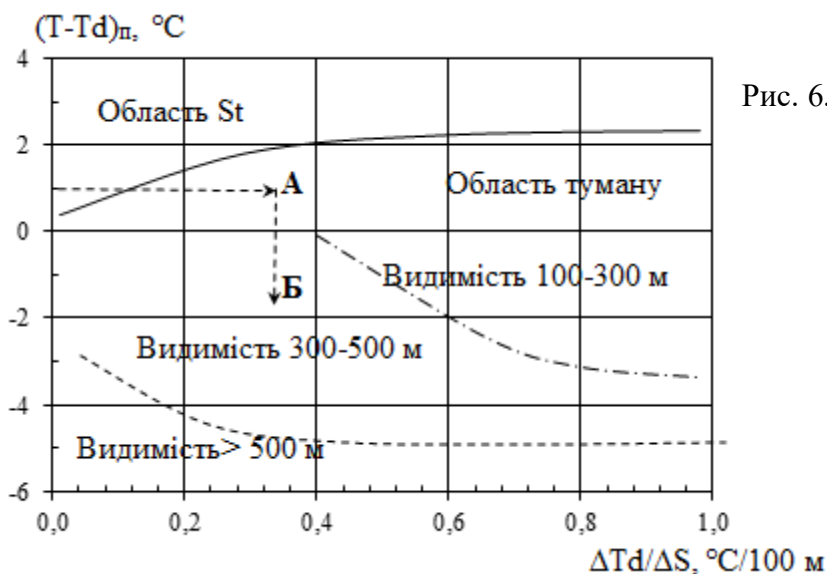


Рис. 6.6. Комплексний графік для прогнозу адвективного туману та видимості в ньому.

6. Якщо $\Delta T_d/\Delta S > 1$ °C/100 км, $(T - T_d)_n < 2$ °C, а очікувана швидкість вітру $u < 4$ м·с⁻¹, то туман може виникнути на 2-3 год раніше, тобто через 6...7 год після строку спостережень, за якими побудована вихідна карта.

Розсіюється адвективний туман внаслідок посилення вітру на 1-2 м·с⁻¹ або при зміні адвекції теплого повітря на адвекцію сухого холодного повітря. В теплу пору року розсіювання адвективного туману можливе внаслідок денного прогріву повітря.

За методом І.В Кошеленка

Прогноз туману і низької хмарності з завчасністю 8-10 год робиться за допомогою номограми (рис. 6.7). На вертикальній вісі відкладається прогностичне значення швидкості вітру, на горизонтальній вісі - горизонтальний градієнт температури. Цей метод дозволяє визначити тільки необхідні умови утворення туману. Адвективний туман можна спрогнозувати тоді, коли адвективна температура буде нижчою або дорівнюватиме точці роси в пункті прогнозу. Величина такого зниження температури визначається за різницею між точкою роси на початку

траєкторії $T_{dп}$ та фактичною температурою повітря T_{ϕ} . Таким чином, якщо $T_{dп} - T_{\phi} \geq 0$, прогнозуємо туман.

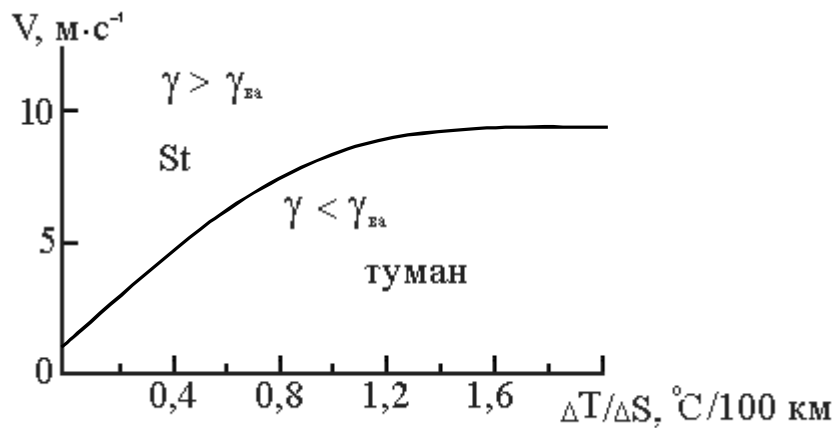


Рис. 6.7. Графік для прогнозу адвективного туману.

V – очікувана швидкість вітру в пункті прогнозу;
 $\Delta T / \Delta S$ – горизонтальний градієнт температури вздовж шляху переміщення частки повітря.

За методом І.В. Кошеленка передбачають переміщення зон туманів, які спостерігаються, і можливість збереження туману.

1. За приземною картою для даного пункту (району) визначають траєкторію, за якою в цей пункт перемістяться частки повітря.

2. На початку траєкторії визначають точку роси $T_{dп}$.

3. Прогнозують температуру повітря T в заданому пункті з урахуванням адвективних і трансформаційних змін температури. Якщо $T < T_{dп}$, туман можливий.

4. Якщо відоме значення вертикального градієнту температури (γ) в граничному шарі повітряної маси, що переміщується, то імовірність туману визначають за графіком (рис. 6.7).

5. Час виникнення адвективного туману передбачають за швидкістю переміщення в напрямку заданого пункту зон туманів або за часом, коли очікується охолодження частки повітря, що переміщується, до значення $T_{dп}$.

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 γ і т.п.).

7 ВПЛИВ ПОГОДНИХ ЯВИЩ НА ПОЛІТ ЛІТАКА

7.1 Електризація та її вплив на експлуатацію повітряного судна

7.1.1 Метеорологічні і синоптичні умови електризації літаків

Атмосфера має електричні властивості. Оскільки частинки повітря, краплі сконденсованої вологи, частинки опадів, кришталіки льоду мають електричний заряд, то літаки в польоті електризуються.

Електризація літака - це складний і не однорідний процес, тому що при польоті літак набуває заряд і позбувається його. На електризацію літака впливає мікроструктура хмар:

- в кришталевих хмарах інтенсивність зарядження літака вище, ніж в хмарах які складаються з крапель;
- чим більша водність хмари, тим інтенсивність зарядження літака вище.

Особливо небезпечні купчасті, купчасто-дощові, щільні шарувато-дощові хмари, шари цих хмар знаходяться між ізотермами від 0 до -15 °С.

З іншого боку, на електризацію літака істотний вплив чинять конструктивні особливості, розмір, аеродинамічні властивості літака. Велика роль також швидкості літака - реактивні швидкісні літаки найбільше електризуються, ніж літаки з поршневіми двигунами.

Значний вплив в електризацію літака вносять обледеніння та бовтанка (турбулентність).

Для враження літака електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах найбільше сприяють такі метеорологічні і синоптичні умови:

1. Активні циклони, баричні улоговини і фронти біля поверхні землі і на висотах при наявності в них хмар As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
2. Малорухомі циклони, в яких тиск зростає, баричні улоговини з розмитими фронтами з хмарами As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
3. Малоградієнтні області пониженого тиску з розмитими фронтами з хмарами As-Ns в кількості 7-10 балів з опадами або без опадів.
4. Передні частини баричних і термічних улоговин на картах АТ-850, АТ-700, АТ-500 гПа з малими дефіцитами точки роси, відповідно 2, 3 і 4° С.
5. Обледеніння та бовтанка в хмарах.
6. Наявність в районі аеропорту вильоту (посадки) і в зоні набору висоти (зниження) крім хмар Ns-As окремих грозових хмар на відстані від кількох до 30...40 км від траси (маршруту) польоту.

7. Антициклони і баричні гребені.
8. Тилові частини баричних улоговин на картах АТ-850, АТ-700, АТ-500 гПа і улоговин холоду на карті ВТ-500/1000.
9. Хмарність любых форм менш 5 балів (за винятком грозових хмар, які слід обходити на безпечній відстані).

7.1.2 Прогноз зон можливої поразки літаків електричними розрядами в шаруватих хмарах і опадах

Для прогнозу небезпечних електричних зон в шарувато-дошових хмарах і опадах отримані дискримінантні функції окремо для різних видів стратифікації атмосфери.

Для випадків стійкої стратифікації дискримінантна функція має вигляд

$$L_1 = 5,75 \gamma_{850}^{700} - 0,11 T_{500} - 2,83, \quad (7.1)$$

де γ_{850}^{700} - вертикальний градієнт температури повітря в шарі від 850 до 700 гПа в $^{\circ}\text{C}/100$ м; T_{500} - значення температури повітря на рівні 500 гПа в $^{\circ}\text{C}$. При значенні $L_1 \geq 0$ і сприятливих синоптичних умовах слід прогнозувати ураження літаків електричними зарядами в шаруватих хмарах і опадах. При значеннях $L_1 < 0$ - ураження не прогнозується.

Для виявлення зон можливого ураження літаків електричними розрядами при нестійкій стратифікації атмосфери використовується функція

$$L_2 = 12,40 \gamma_{850}^{500} - 0,046 \Theta_{700} + 12,52, \quad (7.2)$$

де γ_{850}^{500} - вертикальний градієнт температури в шарі від 850 до 500 гПа в $^{\circ}\text{C}/100$ м; Θ_{700} - значення псевдопотенційної температури в Кельвінах на рівні 700 гПа. При $L_2 \geq 0$ слід прогнозувати ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дошових хмарах і опадах. При $L_2 < 0$ - ураження не прогнозується.

Дискримінантна функція для ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дошових хмарах і опадах при байдужій стратифікації атмосфери має вид

$$L_3 = 0,38 \Theta_{700} + 1,50 H_5 - 104,19, \quad (7.3)$$

де Θ_{700} - значення псевдопотенційної температури в Кельвінах на рівні 700 гПа, H_{-5} - висота в км ізотерми -5 °С. При $L_3 \geq 0$ слід прогнозувати ураження літаків електричними розрядами в шарувато-дощових хмарах і опадах. При $L_3 < 0$ - ураження не прогнозується.

7.2 Умови польотів в зоні грозової діяльності

Гроза є комплексним атмосферним явищем з багатократними електричними розрядами у вигляді блискавок, які супроводжуються громом. Гроза пов'язана з розвитком потужних купчасто-дощових хмар. При грозах спостерігаються інтенсивний зливовий дощ, град, а іноді і сніг. Сухі грози, що не супроводжуються осіданнями, зустрічаються рідко.

Гроза — найбільш небезпечне метеорологічне явище. Розвиток нестійкості атмосфери, результатом якого є бурхливе утворення купчасто-дощових хмар з великими електричними зарядами, залежить від місцевих умов і характеру підстильної поверхні. Внаслідок складності і великої кількості чинників, що визначають умови розвитку грозової діяльності, її важко прогнозувати для конкретного пункту. Щоб уникнути несподіваної появи грози в районі аеропорту, організовується штормове сповіщення і попередження.

Над Україною грози найчастіше спостерігаються в районі Прикарпаття та Подільської височини (в середньому 35-40 днів з грозою у рік, і до 45 днів у високогірних районах) та на північному сході України, в Донбасі і на Приазовській височини. По території СНД найбільше число гроз спостерігається на Кавказі, де на північ від Сухумі, на південний схід від Грозного і на північний захід від 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 нижче 0 °С.
3. Із-за можливості поразки літака блискавками.

Грозові хмари характеризуються максимальною вертикальною протяжністю 7-9 км, а іноді і більше. Наприклад, під час сильних гроз та шквалів зі швидкістю $25-32$ м·с⁻¹, що спостерігалися у західних областях України 23 липня 1997 р., висота верхньої межі купчасто-дощової хмари, за даними радіозондування, складала майже 13 км. Над Флоридою (США) найбільша вертикальна протяжність хмар при грозі, що визначена з літака, дорівнювала приблизно 20 км.

Найнебезпечніше при попаданні в грозову хмару — втрата керування літаком, безладне його падіння і перевантаження катастрофічного характеру, що здатні зруйнувати літак. Спеціальні дослідницькі польоти в СРСР і США, показують, що потужні нерегульовані рухи в грозових хмарах створюють перевантаження літака до $\pm 2g$. Вони хоч і менше експлуатаційних, але надзвичайно небезпечні тим, що накладаються на маневрені перевантаження і можуть створити сумарне перевантаження, що перевищує гранично допустиме, внаслідок чого літак може руйнуватися.

Крім того, потрібно мати на увазі, що в грозових хмарах можливі дуже високі швидкості вертикальних рухів повітря. За непрямыми даними, наприклад по вазі градин, що випадають, вони можуть досягати $60 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$.

Найбільшу небезпеку представляє попадання літака в зону сильних вертикальних рухів у верхній частині грозової хмари, де різниця між максимальною і мінімальною швидкостями польоту і допустимі перевантаження менші, ніж в нижній тропосфері. Поблизу стелі літака допустиме перевантаження значно менше. Тому при сильній бовтанці виникає небезпека виходу літака на закритичний кут атаки, внаслідок чого можуть зупинитися двигуни, і керування літаком може бути втрачено.

При сильних неупорядкованих вертикальних рухах повітря незалежно від керування літаком різко змінюються кути атаки, а звідси підйомна сила і лобовий опір. В результаті літак неупорядковано кидає вгору і вниз. Відмічені випадки, коли швидкість вертикальних поривів в хмарах досягала $34 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$, літак кидало на 1700 м, а його вимушений крен при бовтанці складав 60° .

Внаслідок великої водності купчасто-дощових хмар і їх змішаної структури при негативних температурах повітря дуже вірогідне обледеніння. Значну небезпеку для польотів представляють електричні розряди. Вони відбуваються між хмарами і землею, між хмарами та між різними частинами хмари, і літак може опинитися на шляху блискавки.

Блискавка — це гігантський іскровий електричний розряд між різнойменними об'ємними зарядами. Довжина лінійної блискавки зазвичай складає декілька кілометрів, але може досягати 20 км. і більше. Основний канал блискавки має декілька відгалужень завдовжки 2...3 км, що підвищує вірогідність удару блискавки в літак.

Середня швидкість руху блискавки $150 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$. Сила струму всередині каналу блискавки доходить до 200 000 А. Температура плазми в блискавці перевищує $10\,000^\circ\text{C}$.

Вірогідність поразки блискавкою гвинтомоторних літаків невелика, оскільки маса таких літаків відносно мала і, як правило, не може викликати на себе електричний розряд. Можливість поразки блискавкою сучасних багатомісних реактивних лайнерів більш велика.

Згідно матеріалам, опублікованим ще у 60-ті рр. в США, вірогідність поразки блискавкою різних частин і приладів літака наступна: радіоантен - 27, крил - 22, площин хвоста - 21, фюзеляжу - 15, гвинтів - 7, контрольних отворів 6 та компаса 2 %, відповідно.

Поразка літака блискавкою може призвести до тяжкої льотної події.

Аналіз авіаційних катастроф і спеціальні дослідження показують, що фактична імовірність P_f поразки літаків блискавками в активних в грозовому відношенні хмарах дорівнює приблизно 10^{-2} , тобто блискавка потрапляє в літак в середньому один раз за 100 проходів через грозову хмару. Іншими словами, якщо за час знаходження літака в хмарі в останній спалахне 100 блискавок, то лише одна з них ударить в літак.

Розрахункова ж імовірність P_p зустрічі літака з блискавкою в активній грозовій хмарі, якщо поява літака не позначається на траєкторії блискавки, значно менше: $P_p \leq 10^{-4}$. Інакше кажучи, на 10 000 прольотів літака через грозові хмари блискавка може ударити в літак тільки один раз.

Розбіжність між P_p і P_f обумовлена тим, що сам літак, будучи своєрідним провідником, як би «викликає» на себе блискавку, що близько проходить. Якщо характерна довжина літака ℓ_c , то блискавка, що проходить від нього на відстані, рівній або меншій $2\ell_c$, в 90 % випадків ударить в літак. Літак, що знаходиться в електричному полі, поляризується. Коли блискавка проходить від літака на відстані не більш $2\ell_c$, напруженість поля в його крайніх точках різко посилюється. Назустріч рухомій блискавці викидається «стрімер» — електрична іскра, що з'єднується з блискавкою і направляє її до літака.

Згідно І.М. Імянітову, відстань ℓ_{cQ} , на якій заряджений літак може перехопити блискавку, пов'язано з відстанню $2\ell_c$, на якій незаряджений літак захоплює блискавку. Таким чином:

$$\ell_{cQ} = 2\ell_c \sqrt{\frac{K_i E_{a\text{-}kp}}{K_i E_{a\text{-}kp} \pm p_i Q_c}}, \quad (7.4)$$

де $E_{a\text{-}kp}$ — напруженість поля в атмосфері, при якій виникає стрімер з відповідної точки i на літаку; K_i — коефіцієнт, що показує, в скільки разів напруженість поля в i -й крапці більше напруженості поля в атмосфері E_a ; Q_c — електричний заряд літака; p_i — коефіцієнт, що зв'язує напруженість поля від заряду літака в i -й крапці із зарядом літака.

У реальних умовах ℓ_{cQ} може, в 5-6 разів перевищувати ℓ_c . У цих випадках розрахункова P_p і фактична P_f імовірності виявляються

приблизно рівними. Дія заряду літака на збільшення $\ell_{ср}$ зростає із збільшенням висоти польоту.

Якщо хмари в грозовому відношенні малоактивні, але літак летить в них протягом часу, за який на нім накопичується чималий заряд, і потенціал літака по відношенню до навколишнього середовища перевищує 1000000 В, то може відбутися електричний розряд. Таким чином, за певними умовами, літак може бути уражений блискавкою і в шарувато-дощових хмарах, якщо вони володіють електричним полем, достатнім для підтримки розряду, а літак несе електричний заряд, необхідний для початку розряду. Блискавка, викликана появою літака в таких хмарах, неминуче ударить в літак.

Безпеку польотів в зоні грозової діяльності допомагають підвищити наземні і бортові радіолокатори. За їх допомогою екіпаж може виявити грозові осередки за інтенсивністю засвітлення, визначити напрям і швидкість руху грозових хмар, та обійти небезпечні для польоту зони.

Щоб успішно подолати зону грозової діяльності, екіпаж зобов'язаний прийняти всі залежні від нього заходи безпеки. Ще до польоту він повинен отримати в метеорологічному підрозділі консультацію про метеорологічну обстановку. Знаходячись у польоті, потрібно уважно стежити за погодою, щоб не зустріти грозу несподівано. Якщо на літаку є радіолокатор, необхідно використовувати його для виявлення грози, визначення відстані до неї і швидкості переміщення купчасто-дощових хмар.

На літаках, що мають бортовий радіолокатор, дозволяється обходити грозові (зливові) осередки, що видимі на індикаторі, на відстані не менше 15 км. Перетин фронтальної хмарності з окремими грозовими осередками можна проводити в тому місці, де відстань між ними на індикаторі радіолокатора не менше 50 км. Якщо грозові (зливові) осередки обійти на заданій висоті неможливо, вирішується політ з перевищенням не менше 500 м над верхньою межею хмар. Підходити до грозових (злизовим) вогнищ на відстані менше встановлених забороняється. Категорично забороняється навмисно заходити в потужні купчасті і купчасто-дощові хмари.

При ненавмисному попаданні в купчасто-дощову хмару екіпажу необхідно:

- 1) вимкнути радіообладнання і прибрати випускні антени;
- 2) включити освітлення кабіни і обігрів приймача повітряного тиску, а також привести до готовності інші засоби проти обледеніння;
- 3) політ проводити вище або нижче за нульової ізотерми в цілях зменшення імовірності удару блискавки в літак;
- 4) уникати польоту поблизу області, де найчастіше спостерігаються блискавки і де посилюється тріск і шум в навушниках;
- 5) зменшити швидкість до меж, безпечних для даного типу літака;

б) 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.

Небезпека *смерчів* для авіації полягає в їх руйнівній силі, яка може бути величезною. Смерч здатний зруйнувати не тільки літаки на стоянках і в ангарах, але й аеродромні будівлі. Особливо небезпечні смерчі для літаків у польоті. Руйнівна дія смерчів обумовлюється переважно величезною швидкістю вітру і сильним перепадом атмосферного тиску. У внутрішній порожнині смерчу тиск знижений. Тому, як тільки вона стосується іншої більш менш замкнутої порожнини, остання вибухає повітрям, що спрямовується з неї до вихору. Вибухають консервні банки, автомобільні шини, закриті кімнати і навіть будинки.

Шквал — різке короткочасне посилення вітру, яке часто перевищує $20-30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ та супроводжується зміною його напрямку.

7.3 Вплив опадів та пилових бур на роботу авіаційної техніки

Як відомо, опади, що випадають з хмар, дають більше 99 % загальної кількості води, яка поступає з атмосфери на земну поверхню. Вони часто істотно ускладнюють діяльність авіації і навіть можуть бути причиною важких авіаційних подій. Ступінь впливу опадів залежить від їх вигляду, інтенсивності і температури повітря, при якій вони випадають.

Мряка випадає з низьких густих шаруватих хмар, а іноді з шарувато-купчастих хмар. Вона сильно погіршує видимість, особливо в тих випадках, коли поєднується з імлою і туманом. Горизонтальна протяжність зон опадів може складати багато сотень кілометрів, а іноді перевищує 1000 км.

Мряка, більше всього ускладнює польоти на малих висотах. Польоти за правилами візуальних польотів (ПВП) часто стають неможливими. Застосування авіації в народному господарстві, особливо виконання авіаційно-хімічних робіт, також обмежується опадами, хоча АХР можна проводити і за складних метеорологічних умов. Ці умови зазвичай передбачають для літаків висоту нижньої межі хмар 150 м, дальність видимості 3 км, а для вертольотів - висоту 150 м, видимість 2 км.

Опади, що мрячать, найчастіше спостерігаються в перехідні сезони року, але на суші вони найчастіші взимку при сильній відлизі. Якщо вони випадають при негативній температурі, можливе обледеніння повітряних суден.

Облогові опади типові для фронтальних шарувато-дощових хмар, а взимку нерідко і для високошаруватих хмар. Ширина зон опадів коливається від декількох десятків до декількох сотень кілометрів,

довжина - від декількох сотень до декількох тисяч кілометрів. Досить значна протяжність зон облогових опадів і велика тривалість опадів примушують передбачати їх дію на підготовку і виконання польотів.

Польоти при облогових опадах сильно ускладнюються поганою видимістю. При слабкому облоговому снігу дальність видимості зазвичай не перевищує 1-2 км, а при сильному снігу може зменшуватися до декількох десятків метрів. При польоті по ПВП під час снігопаду помітно знижується контрастність всіх предметів на земній поверхні, що істотно ускладнює орієнтування за наземними об'єктами.

Облоговий дощ менше погіршує видимість, ніж облоговий сніг. Проте при сильному дощі краплі води можуть частково блокувати отвір приймача повітряного тиску і викликати заниження показань швидкості іноді на $100 \text{ км}\cdot\text{год}^{-1}$.

Під час облогових опадів, особливо при великих швидкостях польоту, внаслідок тертя крапель і сніжинок об поверхню літака виникають значні потенціали статичної електрики.

При польоті в зоні переохолодженого дощу спостерігається інтенсивне обледеніння ПС, що особливо небезпечно для гелікоптерів.

Тривалі облогові дощі можуть призвести до розмокання ґрунтових аеродромів, можуть зробити зліт і посадку на них неможливими і порушити регулярність руху на місцевих повітряних лініях. При тривалих облогових дощах особливо ускладнюється використання реактивних літаків. При рулюванні, струмінь води, що відкидається носовим або основними колесами, може всмоктуватися в двигун. В результаті цього падає його тяга, вода може заповнити заборники, що призводить до перегріву масла.

Зливові опади випадають з внутрішньомасових і фронтальних купчасто-дощових хмар, вони порівняно короткочасні, але інтенсивні. Через них може зменшитися дальність видимості (до декількох десятків метрів).

Крупнокраплинний дощ під час польоту може порушити нормальне всмоктування повітря і викликати зменшення оборотів компресора реактивного літака. Особливо істотно зливи впливають на посадку літаків. Унаслідок утворення плівки води на склі кабіни і заломлення в плівці світлових променів пілот позбавляється можливості точно оцінити висоту літака над ЗПС при приземленні. Це може зумовити «жорстке» приземлення, привести до сильного удару і навіть руйнування покриття. Крім того, при посадці під час злив створюється ефект «глісеру», збільшується довжина пробігу літака, що небезпечно при посадці на аеродромах, довжина ЗПС яких може опинитися недостатньою для зупинки літака.

Град - найнебезпечніший вид опадів. Найбільш великий град випадає в зонах холодних фронтів. Тривалість граду найчастіше незначна - від 5 до

15 хв. Чим більша швидкість польоту літака, тим важчий наслідок дії граду. Літаку заподіюються механічні пошкодження, на обшивці утворюються вм'ятини, створюються мікрозавихрення повітря в граничному шарі, погіршуються аеродинамічні характеристики літака. Навіть може бути пошкоджене скло кабіни.

Пилові бурі можуть значно порушити регулярність руху літаків. У ряді випадків, особливо на МПЛ, польоти із-за пилових бур неможливі. Вони можуть привести до важких авіаційних подій.

Сильні пилові бурі, що охоплюють великі площі, часто спостерігаються над південним сходом України і можуть продовжуватися декілька діб. При цьому явищі швидкість вітру досягає ураганної сили – $30 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ і більш. На півдні і південному сході України бурі спостерігаються в теплий період року – з березня по вересень. Незвично сильні «чорні» бурі були в березні і квітні 1960 р. на півдні України. Східний і південно-східний вітер мав швидкість $16\text{-}28 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$ при поривах до $40 \text{ м}\cdot\text{с}^{-1}$. Площа розповсюдження бурі досягла 1 млн. км^2 . Видимість погіршувалася до 50 м. Висота підйому пилу, за даними розвідки погоди, перевищувала 1500 м, а на окраїнах Одеси досягала 2400 м. Зазвичай чорні бурі тривають не більше 5 год, але іноді бувають дуже тривалими. Наприклад, в 1946 р. в Донецьку така буря безперервно продовжувалася 93 год.

В цілому по СНД пилові бурі виникають найчастіше в Середній Азії і Казахстані. Висота пилової хмари нерідко досягає 2 км і більше. У цих випадках Сонця майже не видно, іноді настає повна темнота. Найбільш тривалі періоди нельотної погоди при пилових бурях, коли дальність видимості зменшується до 500 м, бувають в Туркменії. Тут виділяються два осередки особливо тривалих пилових бур: на південь від м. Туркменбаши (Красноводськ), де загальна тривалість їх в середньому за рік складає 80 год, і на південному сході Туркменії, де середня річна тривалість бур 40 год.

Сильні пилові бурі бувають в центральних штатах США. В період засух і ураганних вітрів вони досягають виняткових розмірів. Іноді пил переноситься майже на 2000 км і досягає побережжя Атлантичного океану.

Враховуючи небезпеку пилових бур для авіації, документи, що регламентують льотну діяльність, забороняють проводити посадку літаків в умовах пилової бурі при видимості нижче за мінімум, а також в тих випадках, коли буря викликає сильну бовтанку.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Івус Г.П., Боровська Г.О. Практикум з авіаційної метеорології: навч. посібник. – Одеса: Екологія, 2006. – 224 с.
2. Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б. Авіаційна метеорологія. – Конспект лекцій – Дніпропетровськ: Економіка, 2006. – 140 с.
3. Івус Г.П., Семергей-Чумаченко А.Б. Авіаційна метеорологія та кліматологія. – Конспект лекцій – Одеса: Екологія, 2008. – 208 с.
4. Правила метеорологічного забезпечення авіації. – 2006. – 224 с.
5. Руководство по прогнозированию метеорологических условий для авиации/Под ред. Абрамович К.Г., Васильева А.А. – Л.:Гидрометеиздат, 1985. - 301 с.
6. Авіаційна метеорологія. Терміни та визначення основних понять. – Київ. Держстандарт України, 2002. – 16 с.
7. Електронна бібліотека ОДЕКУ - <http://library-odeku.16mb.com>.
8. Офіційний сайт міжнародної організації цивільної авіації - <http://www.icao.int/>
9. Офіційні документи ІКАО - <http://aviadocs.net/icaodocs/Docs>
10. Український гідрометеорологічний центр - <http://meteo.gov.ua>.
11. Державна авіаційна служба України - <https://avia.gov.ua/>
12. <http://zakon3.rada.gov.ua/laws/show/z1092-17/page5>

Навчальне електронне видання

ІВУС ГАЛИНА ПЕТРІВНА
СЕМЕРГЕЙ-ЧУМАЧЕНКО АЛІНА БОРИСІВНА

АВІАЦІЙНА МЕТЕОРОЛОГІЯ

Конспект лекцій

Видавець і виготовлювач

Одеський державний екологічний університет

вул. Львівська, 15, м. Одеса, 65016

тел./факс: (0482) 32-67-35

Е-mail: info@odeku.edu.ua

Свідоцтво суб'єкта видавничої справи

ДК № 5242 від 08.11.2016