



**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ,
МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет**

**В.П. Харченко, Г.Ф. Аргунов,
О. Є. Луппо, С. А. Загора**

РИЗИКИ ЗІТКНЕННЯ ТА ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ

Навчальний посібник



**VIVERE!
VINCERE!
CREARE!**

Київ 2011

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ,
МОЛОДІ ТА СПОРТУ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

В.П. Харченко, Г.Ф. Аргунов,
О. Є. Луппо, С. А. Загора

РИЗИКИ ЗІТКНЕННЯ ТА ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ

*Рекомендовано Міністерством освіти і науки, молоді та спорту України
як навчальний посібник для студентів
вищих навчальних закладів,
які навчаються за напрямом підготовки «Аеронавігація»*

Київ
Видавництво Національного авіаційного університету
«НАУ-друк»
2011

УДК 656.7.052:351.814.339(075.8)

ББК 052-082.03я7

Р498

Рецензенти:

К.С. Сундучков – д-р техн. наук, професор,
(Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут»)

А.М. Невиніцин – канд. техн. наук, доцент,
(Державна льотна академія України)

О. М. Алексєєв – канд. тех. наук,
(відділ незалежного розслідування авіаційних пригод
Державної авіаційної адміністрації України)

*Гриф надано Міністерством освіти і науки,
молоді та спорту України (Лист 1/II-676від 10.02.2011)*

Ризики зіткнення та ешелонування повітряних кораблів:
Р498 навч. посіб./ В.П. Харченко, Г.Ф. Аргунов, О. Є. Луппо,
С. А. Загора. – К.: Вид-во нац. авіа. ун-ту «НАУ-друк», 2011. –
313 с.

ISBN

Присвячено ризикам зіткнення та мінімумам ешелонування повітряних кораблів відповідно до стандартів та рекомендованої практики Міжнародної організації цивільної авіації в умовах використання методів зональної навігації, потрібних навігаційних характеристик, автоматичного залежного спостереження та в процесі впровадження систем *CNS/ATM*.

Розглянуто оцінювання безпеки повітряного руху та визначення ризику зіткнення повітряних кораблів. Наведено мінімуми ешелонування повітряних кораблів під час виконання польотів за правилами візуальних польотів та польотів за приладами в повітряному просторі України.

Для студентів напряму підготовки «Аеронавігація», Інституту заочного та дистанційного навчання, а також для фахівців обслуговування повітряного руху.

УДК 656.7.052:351.814.339(075.8)

ББК 052-082.03я7

ISBN

© Харченко В.П., Аргунов Г.Ф.,
Луппо О. Є., Загора С.А., 2011
© НАУ, 2011



Зміст

ПЕРЕДМОВА	5
УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ І СКОРОЧЕННЯ	9
ТЕРМІНИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ	14
ВСТУП	21
1. ОЦІНЮВАННЯ БЕЗПЕКИ ПОВІТРЯНОГО РУХУ	25
1.1. Методи оцінювання безпеки повітряного руху	25
1.2. Модель оцінювання ризику бічного зіткнення на подвійних повітряних трасах	35
1.3. Модель ризику зіткнення для визначення мінімумів бічного ешелонування, що ґрунтуються на <i>ADS</i>	45
1.4. Загальна модель ризику зіткнення на одному маршруті та маршрутах, що перетинаються, для випадку ешелонування, що ґрунтується на відстані	61
1.5. Методика аналізу небезпеки/ризиків Євроконтролем	78
<i>Запитання для самоперевірки</i>	88
2. ВИЗНАЧЕННЯ РИЗИКУ ЗІТКНЕННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ	89
2.1. Визначення імовірності конфлікту для горизонтального польоту на протилежно напрямлених лініях шляху	89
2.2. Визначення імовірності конфлікту під час польоту літаків, що виконують набір висоти/зниження на протилежно напрямлених лініях шляху	95
2.3. Визначення імовірності конфлікту для ліній шляху з рухом в одному напрямку	104
<i>Запитання для самоперевірки</i>	114
3. ТЕОРЕТИЧНІ ОСНОВИ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ	115
3.1. Горизонтальне ешелонування	115
3.2. Вертикальне ешелонування	122
3.3. Комбіноване ешелонування	127
<i>Запитання для самоперевірки (тест 1)</i>	130
4. ПОЛЬОТИ З ВИКОРИСТАННЯМ НАВІГАЦІЇ, ЗАСНОВАНОЇ НА ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ	133
4.1. Використання зональної навігації	133
4.2. Потрібні навігаційні характеристики	139
4.3. Концепція навігації на основі експлуатаційних характеристик	146
4.4. Мінімуми поздовжнього ешелонування у разі використання методу числа <i>Маха</i> та <i>RNAV</i> , що ґрунтуються на відстані	154
<i>Запитання для самоперевірки (тест 2)</i>	159

5. ЕШЕЛОНУВАННЯ В УМОВАХ ВИКОРИСТАННЯ АВТОМАТИЧНОГО ЗАЛЕЖНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ	163
5.1. Функціональні можливості ADS	164
5.2. Зміст повідомлень ADS	165
5.3. Використання ADS для забезпечення диспетчерського обслуговування повітряного руху	167
5.4. Мінімуми ешелонування у разі використання ADS	168
<i>Запитання для самоперевірки (тест 3)</i>	173
6. ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ В УМОВАХ ЗАСТОСУВАННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ	177
6.1. Концепція вільного польоту <i>Free Flight</i>	178
6.2. Бортові системи безпечного ешелонування ASAS	184
6.3. Особливості виникнення та розв'язання конфліктних ситуацій	204
<i>Запитання для самоперевірки (тест 4)</i>	211
7. СТАНДАРТИ ТА РЕКОМЕНДОВАНА ПРАКТИКА ICAO СТОСОВНО МІНІМУМІВ ЕШЕЛОНУВАННЯ	213
7.1. Вертикальне ешелонування	213
7.2. Бічне ешелонування з процедурним контролем	215
7.3. Поздовжнє ешелонування з процедурним контролем	219
7.4. Мінімуми радіолокаційного ешелонування	242
<i>Запитання для самоперевірки (тест 5)</i>	245
8. ЕШЕЛОНУВАННЯ В ПОВІТРЯНОМУ ПРОСТОРИ УКРАЇНИ	249
8.1. Застосування ешелонування	249
8.2. Мінімуми радіолокаційного ешелонування	251
8.3. Вертикальне ешелонування	254
8.4. Операції на паралельних або майже паралельних злітно-посадкових смугах	259
8.5. Мінімуми ешелонування у разі обслуговування літера «А»	267
8.6. Потрібні навігаційні характеристики та розміри буферних зон	267
8.7. Інформація про рівень на підставі використання режиму C	269
<i>Запитання для самоперевірки (тест 6)</i>	271
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ	274
ДОДАТОК 1. Класифікація повітряного простору	278
ДОДАТОК 2. Правила польотів	280
ДОДАТОК 3. Класифікація повітряних кораблів	287
ДОДАТОК 4. Визначення позицій повітряних кораблів під час зльоту і заходження на посадку	290
ДОДАТОК 5. Льотно-технічні характеристики повітряних кораблів	296
ДОДАТОК 6. Airbus A380	310
ДОДАТОК 7. Ключі для перевірки тестових завдань	315

ПЕРЕДМОВА

Як відомо, у цивільній авіації донині відбуваються зближення і зіткнення повітряних кораблів у повітрі. Над проблемою запобігання катастрофам повітряних кораблів у польоті давно працюють авіаційні адміністрації, наукові установи і конструкторські бюро багатьох країн світу.

Авіаційні перевезення зростають безупинно, тому постійно підвищується і ризик зіткнення повітряних кораблів, відповідно оцінювання ризику зіткнення з метою досягнення заданого рівня безпеки є дуже важливим завданням.

З розвитком бортового навігаційного обладнання, наземних систем обслуговування повітряного руху, впровадженням змін у структуру повітряного простору активно ведуться роботи зі скорочення існуючих норм ешелонування. Тому і виникла потреба в створенні навчального посібника, у якому б були розглянуті мінімуми ешелонування, що використовуються в повітряному просторі України, рекомендації Міжнародної організації цивільної авіації щодо мінімумів ешелонування, а також критерії та фактори, від яких залежать мінімуми ешелонування.

Коректне вирішення завдань ризику зіткнення повітряних кораблів є важливим кроком на шляху науково-обґрунтованих норм ешелонування та оцінювання рівня безпеки на повітряному транспорті. Авіаційні катастрофи виникають вкрай рідко, тому досить важко визначити ймовірність їх виникнення. У зв'язку з цим застосовуються процедури оцінки ризику катастроф повітряних кораблів, що ґрунтуються на математичних моделях. В основу таких розрахунків покладено ймовірнісні моделі парних зіткнень повітряних кораблів або зіткнень повітряного корабля з наземними перешкодами. Різноманітні моделі пов'язані з розрахунком ризику катастроф повітряних кораблів на одному маршруті, або під час перетинання зайнятих рівнів польоту з математичного погляду еквівален-

тні. Математичні моделі дозволяють отримати оцінки ризику катастроф залежно від характеристик структури повітряного простору, технічного оснащення, обслуговуваних потоків повітряних кораблів, використання правил та процедур управління повітряним рухом. Результати моделей можуть застосовуватися для вирішення широкого кола прикладних завдань, де як критерій використовуються або ризик катастроф, або відношення ризику катастроф до затрат на його забезпечення.

Тому в навчальному посібнику розглянуто задачі з розрахунку ймовірностей зіткнення пар повітряних кораблів у повітряному просторі, що зумовлено операційними помилками систем навігації та керування.

Ешелонування – це загальний термін, який використовують для опису дій органів обслуговування повітряного руху, спрямованих на дотримання такої відстані між повітряними кораблями, що виконують польоти в тому самому загальному районі, у якому ризик зіткнення утримується нижчим від прийнятного безпечного рівня. Таке ешелонування може здійснюватися в горизонтальній і вертикальній площинах. Ешелонування в горизонтальній площині можна виконувати або в поздовжньому напрямку (коли повітряні кораблі розташовуються один за одним на встановленій відстані, що може бути виражено через польотний час), або в бічному напрямку (коли повітряні кораблі розташовуються пліч-о-пліч на встановленій відстані один від одного або коли вказується ширина захищеного повітряного простору по обидва боки осьової лінії маршруту). Вертикальне ешелонування забезпечується виконанням вимоги, щоб повітряні кораблі, які застосовують запропоновані правила установа висотоміра, виконували політ на різних рівнях, виражених в ешелонах польоту або абсолютних висотах.

Необхідне ешелонування між повітряними кораблями виражається у вигляді мінімальних відстаней для кожного вимірювання, які не слід одночасно порушувати. У випадку горизонтального ешелонування мінімальна відстань може бути виражена або в морських милях, або в градусах кутового зсуву, або у поздовжньому напрямку у вигляді мінімумів, що ґрунтуються або на часі, або на відстані у разі використання далекомірного устаткування, зональної навігації, радіолокаційного або автоматичного залежного спо-

стереження відповідно. У вертикальній площині мінімум вказується або в метрах, або у футах, або у вигляді ешелонів польоту.

За деяких обставин в окремих районах повітряного простору відповідно до регіональної угоди може застосовуватися комбіноване ешелонування повітряних кораблів, що складається з комбінації елементів горизонтального та вертикального ешелонування.

Плануючи повітряний простір та маршрути, для яких не передбачається служба керування повітряним рухом, безпечно ешелонування повітряних кораблів можна також забезпечувати використанням стандартних мінімумів ешелонування. У разі створення служби обслуговування повітряного руху використання такого процесу буде сприяти її впровадженню та інтеграції із суміжними системами повітряного простору.

Одна з основних стратегій майбутньої аеронавігаційної системи – це заміна традиційних обов'язків авіадиспетчера на нову функцію контролю. Виконання цієї стратегії передбачає передання відповідальності за призначення маршруту від наземного диспетчера пілотам літаків. Польоти повітряних кораблів у повітряному просторі вільного польоту будуть контролюватися відповідними наземними та бортовими автоматизованими системами. На відміну від багатьох інших проектів модернізації управління повітряним рухом джерелами концепції вільного польоту є безпосередньо активні учасники повітряного руху, і насамперед великі авіакомпанії, що пов'язують з нею можливість значно заощаджувати час польоту та паливо. У зв'язку з цим один з розділів навчального посібника присвячено розвитку перспективних систем обслуговування повітряного руху та упровадженню глобальної концепції вільного польоту.

У процесі підготовки навчального посібника використано офіційні документи України, стандарти та рекомендовану практику Міжнародної організації цивільної авіації, рекомендації Європейської організації з безпеки аеронавігації (Євроконтроль), а також результати авторських досліджень.

Для полегшення сприйняття та розуміння викладеного матеріалу навчального посібника автори велику увагу приділили наочним матеріалам, використовуючи велику кількість рисунків, схем та діаграм.

Вищі навчальні заклади дедалі більше уваги приділяють запро-

вадженню комплексних систем оцінювання знань. Такі системи спрямовані на диференціацію рівня знань студентів і мають реагувати навіть на невеликі зміни глибини засвоєння матеріалу кожним студентом. Переваги тестової системи оцінювання полягають в об'єктивності, у можливості індивідуалізувати процес навчання, диференціювати завдання, отримувати відповідь майже на будь-яке запитання, а недоліком є можливість вгадувати правильні відповіді. Тому в навчального посібника поєднанні класичні запитання з тестовими запитаннями. Ключі для самоперевірки наведено в кінці посібника.

Автори сподіваються, що вивчення та використання матеріалу навчального посібника будуть сприяти підвищенню рівня підготовки спеціалістів з обслуговування повітряного руху, а також будуть корисними фахівцям, які здійснюють організацію повітряних перевезень та забезпечують безпосереднє керування повітряним рухом.

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ І СКОРОЧЕННЯ

АДВ	– аеродромна диспетчерська вишка
АС КПП	– автоматизована система керування повітряним рухом
ВОРЛ	– вторинний оглядовий радіолокатор
ДВЧ	– дуже висока частота
ЗПС	– злітно-посадкова смуга
ІНС	– інерціальна навігаційна система
КПП	– керування повітряним рухом
КС	– конфліктна ситуація
ЛЗШ	– лінія заданого шляху
ЛПС	– лінія попереднього старту
ЛТХ	– льотно-технічні характеристики
м. м.	– морська миля
ОПР	– обслуговування повітряного руху
ПВП	– правила візуальних польотів
ПОРЛ	– первинний оглядовий радіолокатор
ПК	– повітряний корабель
ПКС	– потенційно конфліктна ситуація
ПНП	– пілотажний навігаційний прилад
ППП	– правила польотів за приладами
РД	– руліжна доріжка
РДЦ	– районний диспетчерський центр
РПІ	– район польотної інформації
РЛК	– радіолокаційний контроль
РЛС	– радіолокаційна станція
РТЗ	– радіотехнічні засоби

ACC (*Area Control Centre*) – районний диспетчерський центр

ACAS (*Aircraft Collision Avoidance System*) – бортова система запобігання зіткненням

AFR (*Autonomous Flight Rules*) – автономні правила польотів

ASAS (*Airborne Separation Assurance (Assistance) System*) – бортова система безпечного ешелонування

AIP (*Aeronautical Information Publication*) – збірник аеронавігаційної інформації

ADS (*Automatic Dependent Surveillance*) – автоматичне залежне спостереження

ADS-B (*ADS-broadcast*) – автоматичне залежне спостереження в режимі широкозонного мовлення

AMSS (*Aeronautical Mobile–satellite Service*) – авіаційна рухома супутникова служба

APP (*Approach Control Unit*) – диспетчерський пункт підходу

ARN (*Air Traffic Services Route Network*) – єдина європейська система повітряних маршрутів

ATSAW (*Airborne Traffic Situational Awareness*) – поінформованість екіпажу про повітряний рух

ATM (*Air Traffic Management*) – організація повітряного руху

ATS (*Air Traffic Services*) – обслуговування повітряного руху

PBN (*Performance Based Navigation*) – навігація на базі експлуатаційних характеристик

CDTI (*Cockpit Display of Traffic Information*) – бортовий індикатор повітряної ситуації

CNS/ATM (*Communication, Navigation, Surveillance/ Air Traffic Management*) – зв'язок, навігація, спостереження/ організація повітряного руху

CPA (*Closest Point of Approach*) – точка максимального зближення літаків

CPDLC (*Controller–Pilot Data Link Communications*) – зв'язок «диспетчер–пілот» по лінії передавання даних

CTA (*Control Area*) – диспетчерський район

CTR (*Control Zone*) – диспетчерська зона

DME (*Distance Measuring Equipment*) – далекомірне обладнання

EFR (*Extended Flight Rules*) – розширені правила польотів

EGPWS (*Enhanced Ground Proximity Warning System*) – система попередження зіткнень із землею

ESARR (*Eurocontrol Safety Regulatory Requirement*) – регламентувальні вимоги Євроконтролю з безпеки польотів

E-TIBA (*Enhanced Traffic Information Broadcast By Aircraft*) – поліпшена функція радіомовної передачі літаками інформації про повітряний рух

EVA (*Enhanced Visual Acquisition*) – поліпшення сприйняття візуальної ситуації

FAA (*Federal Aviation Administration*) – федеральна авіаційна організація

FANS (*Special Committee on Future Air Navigation Systems*) – спеціальний комітет з майбутніх аеронавігаційних систем

FDPS (*Flight Data Processing System*) – система оброблення польотних даних

FIR (*Flight Information Region*) – район польотної інформації

FFAS (*Free Flight Airspace*) – повітряний простір вільного автономного польоту

FMS (*Flight Management System*) – система керування польотом

FPL (*Filed Flight Plan*) – наданий план польоту

FRAS (*Free Route Airspace*) – повітряний простір вільного польоту за маршрутами обслуговування повітряного руху

FL (*Flight Level*) – рівень польоту (у відповідних випадках ешелон польоту)

FTE (*Flight Technical Error*) – похибка, зумовлена технікою пілотування

GALILEO – проект супутникової системи навігації Європейського Союзу та Європейської космічної агенції

GNSS (*Global Navigation Satellite System*) – глобальна навігаційна супутникова система

GPS (*Global Positioning System*) – глобальна система визначення місцеположення повітряних кораблів

GLONASS (*GLObal Navigation Satellite System*) – глобальна навігаційна супутникова система, що експлуатується Російською федерацією

HDOP (*Horizontal Dilution of Precision*) – зниження точності вимірювань у горизонтальній площині

HDG (*Heading*) – курс

IAS (*Indicated Airspeed*) – приладова швидкість

ICAO (*International Civil Aviation Organisation*) – Міжнародна організація цивільної авіації

IFR (*Instrument Flight Rules*) – правила польотів за приладами

ILS (*Instrument Landing System*) – інструментальна система посадки

INS (*Inertial Navigation System*) – інерціальна навігаційна система

IRU (*Inertial Reference Unit*) – блок інерціальної системи відліку

RNAV (*Lateral Navigation*) – бічна навігація

LoA (*Letter of Agreement*) – письмова угода

MAS (*Manageable Airspace*) – організований повітряний простір

MASPS (*Minimum Aircraft System Performance Specification*) – технічні вимоги до мінімальних характеристик бортових систем

MLS (*Microwave Landing System*) – мікрохвильова система посадки

MNPS (*Minimum Navigation Performance Specifications*) – вимоги до мінімальних навігаційних характеристик

MFF (*Mediterranean Free Flight*) – випробування режиму вільного польоту в районі Середземного моря

NAS (*National Airspace System*) – національна система повітряного простору (Сполучені Штати Америки)

NAT (*North Atlantic*) – Північна Атлантика

NAVAID (*Navigation Aid*) – аеронавігаційний засіб

NDB (*NON-directional Radio Beacon*) – ненапрямлений радіомаяк

NOTAM (*Notice to Airmen*) – повідомлення для авіаційного персоналу

NPA (*Non-precision Approach*) – неточне заходження на посадку

NTZ (*No Transgression Zone*) – проміжна захисна зона

PANS (*Procedures for Air Navigation Services*) – правила аеронавігаційного обслуговування

OR (*Operational Requirement*) – експлуатаційні вимоги

QFE (*The observed pressure at a specified datum (usually aerodrome or runway threshold elevation) corrected for temperature*) – кодове позначення тиску на рівні аеродрому або порога злітно-посадкової смуги

QNH (*Altimeter sub-scale setting to obtain elevation when on the ground and indications elevation when of in air*) – кодове позначення тиску, приведеного до середнього рівня моря за стандартною атмосферою

RNAV (*Area Navigation*) – зональна навігація

RGCSF (*Review of the General Concept of Separation Panel*) – група експертів з розгляду загальної концепції ешелонування

RNDSG (*Route Network Development Sub Group*) – підгрупа з розроблення мережі маршрутів

RNP (*Required Navigation Performance*) – навігаційні характеристики

RNP APCH (*RNP Approach*) – потрібні навігаційні характеристики під час заходження на посадку

RNP AR APCH (*RNP Authorithation Required Approach*) – потрібні навігаційні характеристики для етапу заходження на посадку, що потребують дозволу

RVSM (*Reduced Vertical Separation Minimum*) – скорочений мінімум вертикального ешелонування

SID (*Standard Instrument Departure*) – стандартний маршрут вильоту за приладами

STAR (*Standard Instrument Arrival*) – стандартний маршрут прибуття за приладами

STCA (*Short Term Conflict Alert*) – короткострокове попередження про конфлікт

SUPPS (*Regional Supplementary Procedures*) – додаткові регіональні правила

TCAS (*Traffic Alert and Collision Avoidance System*) – система попередження та запобігання зіткненням повітряних кораблів

TIS-B (*Traffic Information Service – Broadcast*) – радіомовна служба інформації про повітряний рух

TLS (*Target Level of Safety*) – заданий рівень безпеки

TMA (*Terminal Control Area*) – термінальний диспетчерський район

TNAV (*Time Navigation*) – зональна навігація за часом

TSE (*Total System Error*) – сумарна системна помилка

UMAS (*Unmanageable Airspace*) – неорганізований повітряний простір

VFR (*Visual Flight Rules*) – правила візуальних польотів

VMC (*Visual Meteorological Conditions*) – візуальні метеорологічні умови

VNAV (*Vertical Navigation*) – вертикальна навігація

VHF (*Very High Frequency*) – дуже висока частота

VOR (*VHF Omnidirectional Radio Range*) – всенаправлений ДВЧ – радіомаяк

VSM (*Vertical Separation Minima*) – мінімум вертикального ешелонування

WAAS (*Wide Area Augmentation System*) – система функціонального доповнення з широкою зоною дії

WGS (*World Geodetic System*) – всесвітня геодезична система

WPT (*Way-Point*) – точка шляху

ТЕРМІНИ ТА ВИЗНАЧЕННЯ

Авіаційна подія – подія, пов’язана з використанням повітряного корабля, що відбувається з моменту, коли яка-небудь особа піднімається на борт з наміром виконати політ, до моменту, коли всі особи, що перебували на борту, покинули повітряний корабель, і в ході якого:

а) яка-небудь особа одержує тілесне ушкодження зі смертельним кінцем або серйозне тілесне ушкодження в результаті:

– перебування в повітряному кораблі, або

– безпосереднього зіткнення з якою-небудь частиною повітряного корабля, включаючи частини, що відділилися від цього повітряного корабля, або

– безпосереднього впливу струменя газів реактивного двигуна; за винятком тих випадків, коли тілесні ушкодження, отримані в результаті природних причин, нанесені самому собі, або нанесені іншими особами, або коли тілесні ушкодження нанесені безквитковим пасажиром, що перебувають поза зонами, куди зазвичай відкритий доступ пасажиром і членам екіпажу, або

б) повітряний корабель одержує пошкодження або відбувається руйнування його конструкції, у результаті чого:

– порушується міцність конструкції, погіршуються технічні або льотні характеристики повітряного корабля, і

– звичайно потрібен великий ремонт або заміна пошкодженого елемента; за винятком випадків відмови або пошкодження двигуна, коли пошкоджено тільки сам двигун, його капоти або допоміжні агрегати; або коли пошкоджено тільки закінцівки крила, антени, пневматики, гальмівні пристрої, обтічники, або коли в обшиванні є невеликі вм’ятини або пробоїни; або

в) повітряний корабель зникає або виявляється в такому місці, де доступ до нього абсолютно неможливий.

Автоматичне залежне спостереження (*Automatic Dependent Surveillance*) – метод спостереження, згідно з яким повітряні кораблі автоматично передають лінією передавання даних інформацію, отриману від бортових навігаційних систем і систем визначення місцеположення повітряного корабля, у тому числі пізнавальний індекс повітряного корабля, дані про його місцеположення у чотирьох вимірах і, в разі потреби, додаткові дані.

Бортова система попередження зіткнення (*Airborne Collision Avoidance System*) – бортова система, що ґрунтується на сигналах вторинної радіолокації, функціонує незалежно від наземного обладнання і повідомляє пілоту про потенційно конфліктну ситуацію з повітряними кораблями, які обладнані приймачами-відповідачами вторинної радіолокації.

Відповідач (*Transponder*) – бортове приймально-передавальне радіолокаційне обладнання, що автоматично передає свій сигнал відразу після отримання сигналу-запиту наземного радіолокатора з будь-якого напрямку.

Візуальні метеорологічні умови (*Visual Meteorological Conditions*) – метеорологічні умови, виражені у значеннях дальності видимості, відстані до хмар та висоти нижньої межі хмар, що відповідають устанавленим значенням або перевищують їх.

Вторинний оглядовий радіолокатор (*Secondary Surveillance radar*) – радіолокаційна система спостереження, яка передає сигнали запитів та приймає у відповідь сигнали бортових відповідачів.

Глобальна система визначення місцеположення (*Global Positioning System*) – космічна радіотехнічна система визначення місцеположення, навігації та передачі часу, створена Міністерством оборони США. Система безперервно забезпечує високу точність визначення місця та надає інформацію про швидкість і точний час на глобальній основі, необмеженій кількості користувачів, які мають відповідне обладнання.

Диспетчерська вказівка (*Air Traffic Control Instruction*) – директива, видана диспетчером повітряного руху пілотові з метою виконання ним відповідних дій.

Дозвіл органу диспетчерського обслуговування повітряного руху (диспетчерський дозвіл) (*Air Traffic Control Clearance*) – дозвіл повітряному кораблю діяти згідно з умовами, встановленими органом диспетчерського обслуговування повітряного руху.

Для зручності термін «диспетчерський дозвіл» часто замінюють на скорочений термін «дозвіл АТС» або «дозвіл», у відповідних контекстах. Скорочений термін «дозвіл» може використовуватися з пояснювальними словами «на вирулювання», «на зліт», «на виліт», «на заходження на посадку» або «на посадку» для позначення етапу польоту, до якого належить диспетчерський дозвіл.

Диспетчерське обслуговування повітряного руху (*Air Traffic Control Service*) – обслуговування, що надається з метою:

а) запобігання зіткненням:

- 1) між повітряними кораблями;
 - 2) повітряних кораблів з перешкодами в зоні маневрування;
- б) прискорення та підтримання впорядкованого потоку повітряного руху.

Диспетчерський район (*Control Area*) – контрольований повітряний простір, що простягається вгору від встановленої над землею поверхнею межі.

Диспетчерська зона (*Control Zone*) – контрольований повітряний простір, що простягається вгору від земної поверхні до встановленої верхньої межі.

Зближення повітряних кораблів. Ситуація, у якій, на думку пілота або персоналу органу обслуговування повітряного руху, відстань між повітряними кораблями, а також їх відносне місцеперебування й швидкість такі, що безпека цих повітряних кораблів може бути поставлена під загрозу. Має таку класифікацію:

Ризик зіткнення. Категорія ситуацій, коли в результаті зближення повітряних кораблів виникала серйозна небезпека зіткнення.

Безпека польоту не гарантувалася. Категорія ситуацій, коли в результаті зближення повітряних кораблів їх безпека могла бути поставлена під загрозу.

Ризику зіткнення не було. Категорія ситуацій, коли в результаті зближення повітряних кораблів не існувало небезпеки зіткнення.

Ризику не визначено. Категорія ситуацій зі зближенням повітряних кораблів, коли брак досить повної інформації не дозволяє визначити існуючий ризик зіткнення, чи не досить переконливі дані або ж наявні дані суперечливі й це не дає змоги визначити ступень ризику.

Ешелонування (*Separation*) – інтервал між повітряними кораблями, рівнями або лініями шляху.

Заборонена зона (*Prohibited Area*) – повітряний простір установлених розмірів над територією або територіальними водами держави, у межах якого польоти повітряних кораблів заборонені.

Збірник аеронавігаційної інформації (*Aeronautical Information Publication*) – видана або санкціонована державою публікація, яка вміщує довгострокову аеронавігаційну інформацію, що має важливе значення для аеронавігації.

Зона маневрування (*Manoeuvring Area*) – частина аеродрому, крім перонів, що призначена для зльоту, посадки та руління повітряних кораблів.

Зональна навігація (*Area Navigation*) – метод навігації, який

дозволяє повітряним кораблям виконувати польоти за будь-якою бажаною траєкторією в межах зони дії радіомаячних навігаційних засобів або у межах, обумовлених можливостями автономних засобів, або їх комбінації.

Індикація радіолокаційного місця повітряного корабля (*Radar position indication*) – візуальна індикація місця повітряного корабля на радіолокаційному дисплеї у несимволічній та/або в символічній формі, отримана первинним оглядовим та/або вторинним оглядовим радіолокаторами.

Код вторинного оглядового радіолокатора (*Code Secondary surveillance radar*) – номер, призначений конкретному сигналу відповіді, переданий відповідачем у режимі *A* або режимі *C*.

Контрольований повітряний простір (*Controlled airspace*) – частина повітряного простору, у межах якого забезпечується диспетчерське обслуговування повітряного руху відповідно до встановленої класифікації повітряного простору.

Контрольований політ (*Controlled Flight*) – будь-який політ, який виконується за наявності диспетчерського дозволу.

Крейсерський рівень (*Cruising Level*) – рівень (ешелон, висота), який підтримується повітряним кораблем протягом значної частини польоту.

Курс (*Heading*) – напрямок, який вказує поздовжня вісь повітряного корабля, виражений в градусах від північного напрямку (дійсного, магнітного, компасного або умовного).

Маршрут обслуговування повітряного руху (*Air Traffic Services Route*) – визначена частина структури повітряного простору, призначена для спрямування потоку руху з метою надання обслуговування повітряного руху.

Неідентифікований повітряний корабель (*Unidentified aircraft*) – повітряний корабель, політ якого в районі спостерігається або про політ якого в цьому районі доповідається, але належність якого не встановлено.

Нерадіолокаційне ешелонування (*Non-radar Separation*) – ешелонування, за якого інформація про місцеперебування повітряного корабля отримується не від радіолокатора (-ів), а з інших джерел.

Потрібні навігаційні характеристики (*Required Navigation Performance*) – перелік навігаційних характеристик, потрібних для виконання польотів у межах установленого повітряного простору.

Оглядовий радіолокатор (*Surveillance Radar*) – радіолока-

ційне обладнання, що використовується для визначення місцеперебування повітряного корабля через дальність та азимут.

Обслуговування повітряного руху (*Air Traffic Service*) – загальний термін, що означає у відповідних випадках надання таких послуг: польотно-інформаційне обслуговування, аварійне обслуговування, консультативне обслуговування, диспетчерське обслуговування повітряного руху (районне диспетчерське обслуговування, диспетчерське обслуговування підходу або аеродромне диспетчерське обслуговування).

Орган обслуговування повітряного руху (*Air Traffic Services Unit*) – орган диспетчерського обслуговування повітряного руху, центр польотної інформації або пункт збору повідомлень щодо обслуговування повітряного руху.

Організація повітряного руху (*Air Traffic Management*) – комплекс бортових та наземних функцій (обслуговування повітряного руху, менеджмент повітряного простору та менеджмент потоків повітряного руху), потрібних для забезпечення безпечного та ефективного руху повітряних кораблів на всіх етапах польоту.

Основна точка (*Significant Point*) – установлене географічне місце, що використовується для визначення маршруту обслуговування повітряного руху, траєкторії польоту та для цілей.

Первинний оглядовий радіолокатор (*Primary Surveillance Radar*) – радіолокаційна система спостереження, що використовує відбиті радіосигнали.

Приладові метеорологічні умови (*Instrument Meteorological Conditions*) – метеорологічні умови, виражені у значеннях дальності видимості, відстані до хмар та висоти нижньої межі хмар; ці значення нижчі від значень, установлених для візуальних метеорологічних умов.

Повітряна траса (*Airway*) – диспетчерський район або його частина (коридор) у повітряному просторі з чітко визначеними висотою та шириною, призначений для безпечного виконання польотів повітряних кораблів.

Повітряний корабель (*Aircraft*) – це літальний апарат, що тримається в атмосфері за рахунок його взаємодії з повітрям, відмінної від взаємодії з повітрям, відбитим від земної поверхні, і здатний маневрувати в тривимірному просторі.

Повітряний простір обслуговування повітряного руху (*Airspace Air Traffic Services*) – частина повітряного простору з літерним позначенням, у межах якого виконуються певні види

польотів (з установленням для цих польотів відповідних видів обслуговування повітряного руху і правил польотів);.

Повітряний рух (*Air Traffic*) – усі повітряні кораблі, що перебувають у польоті або рухаються у зоні маневрування аеродрому.

Польотно-інформаційне обслуговування (*Flight Information Service*) – обслуговування, метою якого є надання консультацій та інформації для забезпечення безпечного й ефективного виконання польотів.

Процедурний контроль (*Procedural Control*) – загальноприйняте визначення, яке слід розуміти як застосування ешелонування, що ґрунтується тільки на доповідях про місцеперебування повітряних кораблів, переданих за допомогою зв'язку «повітря – земля».

Радіал (*Radial*) – магнітний пеленг навігаційного засобу *VOR/VORTAC/TACAN*.

Радіолокатор (*Radar*) – засіб радіовиявлення, який видає інформацію про дальність, азимут і/або кут місця об'єкта.

Радіолокаційна ідентифікація (*Radar Identification*) – ситуація, коли радіолокаційне місцеположення конкретного повітряного корабля спостерігається на радіолокаційному дисплеї та із впевненістю ідентифіковано диспетчером повітряного руху.

Радіолокаційне ешелонування (*Radar Separation*) – ешелонування, коли інформацію про місцеперебування повітряного корабля отримано з радіолокаційних джерел.

Радіолокаційне обслуговування (*Radar Service*) – термін, що використовується для позначення обслуговування, яке забезпечується за допомогою радіолокатора.

Радіолокаційний диспетчер (*Radar Controller*) – кваліфікований диспетчер повітряного руху, що має кваліфікаційну відмітку на право виконувати відповідні функції з використанням радіолокатора (-ів).

Радіолокаційний дисплей (*Radar Display*) – електронний дисплей, на якому виведено радіолокаційну інформацію з відображенням місцеположення та руху повітряного корабля.

Радіолокаційний контакт (*Radar Contact*) – ситуація, коли радіолокаційне місцеположення відповідного повітряного корабля видно та ідентифіковано на радіолокаційному дисплеї.

Радіолокаційний контроль (*Radar Control*) – термін, використовуваний для позначення того, що отримані радіолокаційні позиційні дані використовуються безпосередньо для забезпечення диспетчерського обслуговування повітряного руху.

Район польотної інформації (*Flight Information Region*) – частина повітряного простору, у межах якого забезпечуються польотно-інформаційне обслуговування та аварійне обслуговування.

Районний диспетчерський центр (*Area Control Center*) – орган, призначений для забезпечення диспетчерського обслуговування контрольованих польотів у диспетчерських районах, що перебувають під його контролем.

Район відповідальності (*Area of Responsibility*) – частина повітряного простору, у межах якого тільки один орган обслуговування повітряного руху відповідає за надання обслуговування повітряного руху.

Режим «А» вторинного оглядового радіолокатора – режим, за якого передбачено отримання інформації про код розпізнавання повітряного корабля.

Режим «С» вторинного оглядового радіолокатора – режим, за якого передбачено одержання інформації про барометричну висоту відносно рівня 760 мм рт. ст. повітряного корабля.

Режим «S» вторинного оглядового радіолокатора – режим роботи вторинного оглядового радіолокатора, узгоджений з вимогами Міжнародної організації цивільної авіації, за якого передбачено одержання інформації про повітряний корабель за індивідуальним запитом.

Рівень (*Level*) – загальний термін, що визначає положення повітряного корабля, який перебуває в польоті, у вертикальній площині (відносну висоту, абсолютну висоту чи ешелон польоту).

Тип потрібних навігаційних характеристик. Величина витримування, виражена через відстань у морських милях (кілометрах) від запланованого місцеперебування, у межах якого повітряні кораблі перебуватимуть щонайменше 95% загального польотного часу.

Термінальний диспетчерський район (*Terminal Control Area*) – диспетчерський район, установлюється в місцях сходження маршрутів обслуговування повітряного руху навколо одного або декількох основних аеродромів.

Умовний маршрут (*Conditional Route*) – маршрут обслуговування повітряного руху або його частина, що можна планувати та використовувати відповідно до спеціальних умов.

Центр польотної інформації (*Flight Information Center*) – орган обслуговування повітряного руху, призначений для забезпечення польотно-інформаційного та аварійного обслуговування у відповідному районі польотної інформації.

ВСТУП

З метою забезпечення ешелонування службою обслуговування повітряного руху (ОПР) використовують дві форми керування: процедурну та радіолокаційну. Процедурним керуванням називають ешелонування, що ґрунтується тільки на отримуваній від повітряних кораблів (ПК) за допомогою двостороннього зв'язку «повітря – земля» інформації про місцеперебування. Передбачається, що бортові навігаційні комплекси, які базуються на використанні автоматичного залежного спостереження (*ADS – Automatic Dependent Surveillance*), будуть надавати органу ОПР додаткові дані, що забезпечать удосконалення процедурного керування. Упровадження *ADS* в умовах застосування процедурного керування повітряним рухом (КПР) уможливорює частіше відновлення інформації про місцеперебування ПК, а також інформації про наміри ПК. В умовах, коли повідомлення про місцеперебування передаються безпосередньо з борту ПК органу ОПР і коли орган ОПР автоматично отримує оновлену інформацію про наміри екіпажу ПК, має існувати можливість значного скорочення мінімумів ешелонування.

Радіолокаційне керування ґрунтується на використанні відображуваної на екрані радіолокатора інформації про місцеперебування ПК. Горизонтальне ешелонування виконують підтриманням установленної дистанції в горизонтальній площині між відбитими сигналами (оцінками) на екрані радіолокатора в разі використання первинного оглядового радіолокатора (ПОРЛ), що надходять від різних ПК. За допомогою відбитих радіолокаційних сигналів можна ешелонувати ПК і по вертикалі, особливо в районах, де використовується вторинний оглядовий радіолокатор (ВОРЛ). Слід зазначити, що інформація про відносну висоту, отримана в режимі *S* ВОРЛ, являє собою різновид залежного спостереження, за якого відносна висота ПК визначається за даними систем вимірювання висоти конкретних ПК.

Мінімуми ешелонування, використовувані в разі застосуван-

ня методів винятково процедурного керування та методів радіолокаційного керування, значно розрізняються. Застосовуючи мінімуми ешелонування в ході процедурного керування, слід зважати на те, що рішення диспетчера ОПР ґрунтуються на *миттєвому кадрі* ситуації, за допомогою якого диспетчер може переконатися, що всі ПК, які перебувають під контролем, належним чином ешелоновані між собою. Оцінювання пілотами ходу своїх польотів має вказувати на те, що встановлене ешелонування збережеться доти, доки диспетчер ОПР знову матиме змогу зробити огляд повітряної ситуації. Таким чином, мінімуми ешелонування, застосовувані в цьому випадку, мають забезпечувати, щоб навіть у разі найгіршого збігу обставин (тобто в проміжку між послідовними *миттєвими кадрами*) потрібні мінімуми зберігалися або могли бути відновлені в разі їх порушення. Треба, однак, усвідомити, що застосування методу процедурного керування не звільняє диспетчерів від обов'язку постійно контролювати повітряну ситуацію.

За радіолокаційного керування служба ОПР забезпечується часто обновлюваною інформацією про місцеперебування ПК у режимі реального часу, що дозволяє застосовувати, якщо треба, значно менші мінімуми ешелонування. Однак, застосовуючи відповідним чином мінімуми, потрібно брати до уваги ще й той факт, що радіолокатор надає мало інформації про майбутній рух ПК.

В умовах радіолокаційного керування, коли між сусідніми маршрутами утримується відповідний бічний інтервал, такі маршрути можуть обслуговуватися диспетчером як окремі об'єкти. У цьому разі, коли ПК одержав дозвіл і зайняв той або інший маршрут ОПР:

- пілот відповідає за витримування осьової лінії;
- ПК, що займають сусідні маршрути, розділені відповідним інтервалом між маршрутами;
- роль диспетчера полягає здебільшого в контролі за рухом ПК, що одержали дозвіл.

В умовах радіолокаційного керування, коли між маршрутами не забезпечується відповідний бічний інтервал, ПК можуть бути ешелоновані диспетчером відносно ПК, що прямують по сусідніх маршрутах, на основі застосування мінімального радіолокаційного ешелонування, встановленого повноважним органом ОПР. У таких випадках застосування автоматичних засобів сигналізації, таких, як

сповіщення про відхилення та короткострокове попередження про конфліктну ситуацію (*STCA – Short Term Conflict Alert*), може дозволити диспетчеру керувати рухом на маршрутах з певною часткою самостійності. Тим самим основним завданням диспетчера може стати контроль за рухом ПК, що одержали дозвіл, за кожним маршрутом, що дозволяє у разі потреби вдаватися до більш активного керування, як у випадку руху з набором висоти та зниженням. Таким чином, час, необхідний для виявлення й усунення відхилення та/або потенційно конфліктних ситуацій (ПКС), буде залежати від ряду факторів, зокрема таких:

- робочого навантаження диспетчера;
- наявності автоматичних засобів сигналізації, наприклад сповіщення про відхилення і *STCA*;
- часу реагування пілота/диспетчера до початку коригувальних дій і їх виконання;
- затримання під час зв'язку між пілотом і диспетчером;
- роздільної здатності та точності системи;
- часу реагування ПК під час маневрування (залежить від швидкості та відносної висоти ПК).

Упровадження *ADS* в умовах застосування процедурного ОПР забезпечує можливість більш частого відновлення інформації про місцеперебування, а також отримання інформації про наміри ПК. В умовах застосування *ADS*, коли повідомлення про місцеперебування передаються безпосередньо з борту ПК органу ОПР і коли орган ОПР автоматично отримує оновлену інформацію про наміри ПК, має існувати можливість значно скорочувати мінімуми ешелонування. Розміри скорочення мінімумів ешелонування необхідно визначати або на основі моделювання ризику зіткнення, або за допомогою інших методів.

Визначаючи мінімуми вертикального ешелонування або заснованого на часі та відстані поздовжнього ешелонування, варто враховувати якість наявної в службі ОПР і пілота інформації. Час, потрібний для прийняття рішення, координації й радіопередач, може впливати на застосовувані мінімуми поздовжнього ешелонування, особливо якщо немає прямого зв'язку між пілотом і диспетчером. Визначення бічного ешелонування в умовах процедурного керування має ґрунтуватися переважно на точності, з якою пілоти можуть витримувати задану лінію шляху. Якщо є можливість втру-

титися органу ОПП, варто оцінити, як це вплине на мінімуми бічного ешелонування.

Визначення відповідних пропонованих мінімумів ешелонування – складний процес. Якщо відповідальний повноважний орган установив мінімуми ешелонування, на службу ОПП покладається обов’язок забезпечувати їх дотримання. Крім того, для оцінювання безпеки й ефективності використання повітряного простору важливе значення мають не тільки мінімуми, але й те, наскільки часто застосовуються на практиці інтервали ешелонування, близькі до мінімумів.

В останні роки для вдосконалення мінімумів ешелонування ПК дедалі ширше застосовують методи математико-статистичного опрацювання даних польоту ПК. Такий підхід використовують для розроблення моделей, з яких можна було б отримати обґрунтовану інформацію про ймовірну безпеку пропонованих заходів. Така робота, будучи вкрай корисною як додатковий засіб досягнення достовірних результатів, проте не може замінити кваліфікованої оцінки з експлуатаційного погляду. Тому варто обережно використовувати результати математичного моделювання. Слід прагнути до того, щоб у кожному випадку збір даних і їх опрацювання забезпечували корисні та змістовні результати, а не тільки підтверджували очевидне.

Із самого початку існування Міжнародної організації цивільної авіації (*ICAO – International Civil Aviation Organisation*) для сприяння глобальній гармонізації було досягнуто домовленість про те, що мінімуми ешелонування варто встановлювати на міжнародній основі та що такі мінімуми підлягають змінам тільки через міжнародну угоду. Мінімуми, встановлені *ICAO*, публікуються в правилах аеронавігаційного обслуговування (*PANS – Procedures for Air Navigation Services*), а мінімуми, встановлені в межах регіональних угод, – у *Doc 7030 «Додаткові регіональні правила» (SUPPS – Regional Supplementary Procedures)*. Цей матеріал служить першоджерелом довідкового матеріалу, на підставі якого фахівці з планування повітряного простору можуть безпосередньо визначати відповідні мінімуми.

1.1. Методи оцінювання безпеки повітряного руху***1.1.1. Порівняння з еталонною системою***

Використовуючи метод еталонної системи, розрахункові характеристики пропонованої системи порівнюють з характеристиками системи, що вже вважається прийнятно безпечною. Якщо характеристики пропонованої системи перевершують характеристики еталонної системи щодо всіх аспектів, які стосуються безпеки, або щонайменше не поступаються їм, то пропоновану систему також можна вважати прийнятно безпечною. Якщо характеристики пропонованої системи кращі за деякими факторами, а за іншими – гірші, то можна одні з них замінити іншими, щоб оцінити, чи буде пропонована система безпечною. У разі використання цього підходу потрібна певна обережність.

Перший крок полягає у виборі еталонної системи для порівняння. Еталонна система має бути безпечною.

Яку б еталонну систему не було обрано, будь-яке порівняння щодо безпеки буде достовірним тільки в тому разі, якщо вона достатньо мірою схожа на пропоновану систему. Варто звернути увагу на рівень ОПР в еталонному й пропонованому повітряному просторі відповідно до класифікації повітряного простору ICAO. Рівень ОПР у пропонованій системі має щонайменше бути таким же, що і в еталонній системі.

Мінімальні вимоги, які дозволяють вважати еталонну систему достатньо подібною до пропонованої системи:

- у пропонованій системі мінімуми ешелонування мають бути не меншими, ніж в еталонній системі;

- пропоновані засоби зв'язку й спостереження щодо точності, надійності, цілісності й готовності мають бути не гіршими, ніж в еталонній системі;

- частота й тривалість застосування мінімального інтервалу ешелонування ПК у пропонованій системі мають бути не більшими, ніж в еталонній системі;

- навігаційні характеристики (типові й нетипові) ПК, що беруть участь у повітряному русі, щодо впливу на ризик зіткнення у

будь-якому вимірі в пропонованій системі мають бути не гіршими, ніж в еталонній системі.

Труднощі полягають у тому, щоб переконатися, що безпеку еталонної системи встановлено належним чином і враховано всі характерні параметри еталонної системи. Наприклад, необхідно довести, що еталонна система була безпечною протягом тривалого часу, яка виражається кількістю годин польоту в системі. Однак у деяких випадках, наприклад, якщо мова йде про системи з низькою щільністю повітряного руху, строк експлуатації, потрібний для нагромадження досить великої кількості льотних годин, що підтверджує безпеку системи, може виявитися майже недосяжним.

1.1.2. Оцінювання ризику системи щодо встановленої граничної величини

Другий метод визначення безпеки пропонованої системи полягає в оцінюванні ризику зіткнення в цій системі та наступному порівнянні його із заздалегідь установленим граничнодопустимим ризиком зіткнення. Якщо розрахунковий ризик нижчий від граничнодопустимого ризику й передбачається, що він збережеться протягом усього передбаченого терміну експлуатації нової системи, то пропонована система може вважатися прийнятно безпечною.

Загальні принципи такого підходу показано у вигляді блок-схеми (рис. 1.1). Весь процес складається з таких етапів:

1. Визначення системи. На цьому етапі визначають масштаби дослідження, повітряний простір, проблеми, які необхідно вирішити, і характер пропонованих змін.

2. Установлення критеріїв оцінювання. Цей етап пов'язаний з вибором критеріїв безпеки, на підставі яких будуть оцінюватися пропоновані зміни. У випадку мінімумів ешелонування для цього потрібно визначити максимальний прийнятний ризик зіткнення.

3. Виявлення небезпек. Виявлення всіх можливих небезпек, тобто будь-яких подій або поєднання подій, які можуть призвести до зіткнення, припускає докладне вивчення функціонування цільової системи, що передбачено на етапі 1.

4. Визначення розрахункової частоти виникнення небезпек і моделювання наслідків. Необхідно розрахувати ймовірність виникнення кожної небезпеки. Варто використати конкретні дані про авіацію; однак, якщо таких даних немає, можна використати характерні дані досліджень із питань безпеки в інших галузях. Інформація, отримана на етапі 1, буде відігравати важливу роль.

Одночасно з визначенням розрахункової частоти виникнення небезпек потрібно вивчити наслідки кожної з виявлених небезпек.

5. Визначення розрахункового ризику і його оцінювання. На основі об'єднання результатів визначення розрахункового ризику й моделювання наслідків установлюється загальний розрахунковий ризик. Розрахунковий ризик порівнюється із критеріями оцінки (етап 2).

6. Вжиття заходів щодо зниження ризику. Якщо розрахунковий ризик не відповідає наперед установленим критеріям, потрібно вивчити питання про те, яким чином можна зменшити ризик.

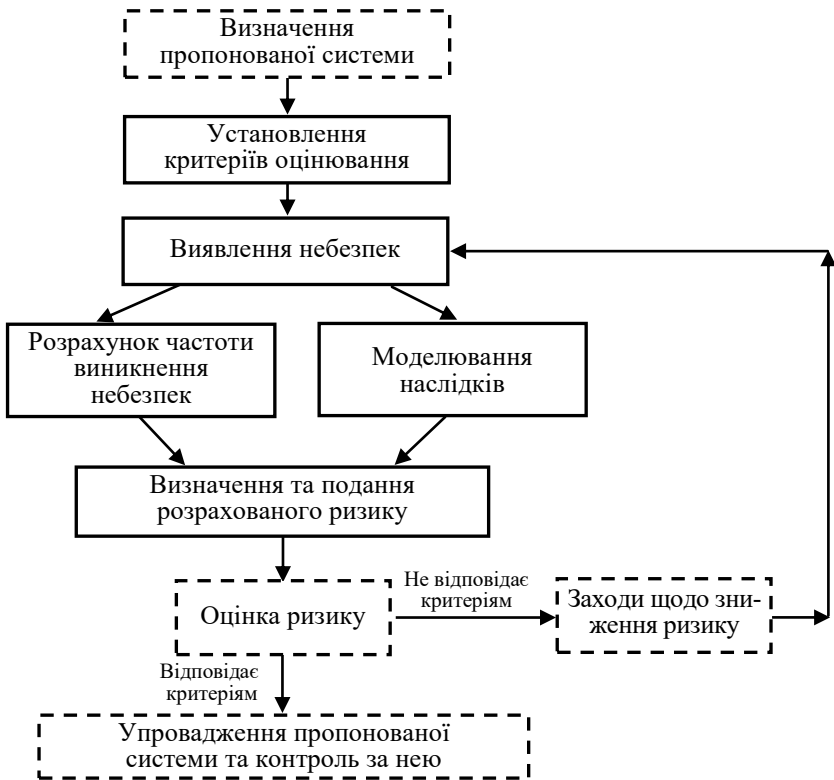


Рис. 1.1. Процес оцінювання ризику

1.1.3. Визначення пропонованої системи

Для оцінювання ризику необхідно визначити всі аспекти пропонованої системи, докладні характеристики системи (фактич-

ні, або прогнозовані), кількісні дані (частоту появи помилок, наприклад, навігаційних), фізичні параметри ПК (габаритні розміри, швидкість), передбачувану потребу в повітряному русі та показники номінальних характеристик (наприклад, типові навігаційні характеристики). Ці дані можна отримати за допомогою прямого вивчення тієї або іншої діючої системи, прогнозування характеристик гіпотетичної системи або аналізу небезпек на підставі експертної оцінки із залученням досвідчених диспетчерів служби КТР.

Параметри системи, що найбільше впливають на ризик зіткнення, можна розділити на три групи: зближення ПК з іншими ПК, навігаційні характеристики і вплив спостереження та зв'язку.

1. Зближення ПК з іншими ПК. Зближення типового ПК з іншими ПК у межах системи є одним з основних факторів, що визначають ризик зіткнення. З метою встановлення бічного ешелонування маршрутів у межах системи це зближення узгоджується із частотою прольоту ПК, що виконують польоти на суміжних маршрутах, відносно один одного. Для цілей моделювання ризику зіткнення це можна подати у вигляді показника зайнятості.

З метою встановлення мінімумів поздовжнього ешелонування зближення ПК подається у вигляді розподілу інтервалів ешелонування ПК. Воно оцінюється за допомогою реєстрації відносної частоти використання цього інтервалу поздовжнього ешелонування між парами ПК у тій або іншій системі й побудови частотної гістограми.

Як на бічне, так і на поздовжнє зближення великий вплив чинять потоки повітряного руху та складність маршрутів у пропонованій системі. Хоча між цими елементами та зближенням ПК немає прямої аналітичної залежності, за допомогою моделювання системи маршрутів з використанням розподілу повітряного руху можна визначити розрахункову величину зближення. Якщо моделювання виявиться майже неможливим, розрахункову величину зближення ПК можна визначити, вивчивши інші аналогічні системи. Для кожного з цих випадків можуть знадобитися заходи контролю й ретельне відстеження характеристик пропонованої системи після її впровадження для того, щоб зближення ПК не перевищило початкових розрахункових значень.

2. Навігаційні характеристики. Установлено, що навігаційні характеристики ПК, що беруть участь у повітряному русі, є одним з основних факторів, що впливають на ризик зіткнення. На ри-

зик зіткнення впливають навігаційні характеристики в кожному із трьох вимірів, тобто бічному, поздовжньому і вертикальному, і для встановлення мінімуму ешелонування потрібно враховувати всі три компоненти. Ризик зіткнення в одному вимірі прямо пропорційний точності навігації в інших двох вимірах. Навігаційні характеристики є одним з факторів, що впливають на ризик і застосований стандарт ешелонування. Навігаційні характеристики мають найважливіше значення в тих випадках, коли норми ешелонування витримуються з використанням інформації про місцеперебування ПК, що надається службі КПП залежним спостереженням.

Навігаційні характеристики в бічному вимірі. Визначають імовірність перекриття в бічному вимірі. Цей параметр є одним із ключових елементів для визначення ризику зіткнення, він прямо пропорційний імовірності перекриття в бічному вимірі двох ПК, які номінально розділені відстанню, рівною мінімуму бічного ешелонування.

У процедурному повітряному просторі із системою паралельних ліній шляху та залежного спостереження на ймовірність перекриття впливають як типові, так і нетипові навігаційні характеристики. Термін «типові характеристики» тут використано щодо звичайних незначних похибок визначення місцеперебування, які трапляються в тих випадках, коли навігаційні системи працюють правильно; нетипові характеристики виникають внаслідок або відмови навігаційних систем, або помилки оператора й можуть призводити до досить значних відхилень від правильного місцеперебування. Нетипові характеристики можна виміряти у вигляді частки польотного часу, протягом якого ПК відхилився від правильної лінії шляху на відстань, що перевищує половину мінімуму бічного ешелонування, і частки польотного часу ПК, протягом якого він перебуває поблизу осьової лінії іншого маршруту.

Відносний вплив цих двох джерел похибок на ймовірність перекриття в бічному вимірі може бути різним залежно від повітряного простору. Наприклад у повітряному просторі Північної Атлантики (*NAT – North Atlantic*), у якому діють технічні вимоги до мінімальних навігаційних характеристик (*MNPS – Minimum Navigation Performance Specifications*), мінімум бічного ешелонування настільки великий, що нетипові характеристики безумовно найбільше впливають на ймовірність перекриття в бічному вимірі, а отже, і на ризик зіткнення. Плануючи систему з паралельними лі-

ніями шляху, варто дуже уважно встановлювати надто великі інтервали ешелонування, що виключає будь-який ризик унаслідок типових похибок, а також визначати рівень нетипових навігаційних характеристик і контролювати їх.

Навігаційна точність у бічному вимірі дуже важлива для оцінювання ризику зіткнення в поздовжньому вимірі, хоча в цьому вимірі найбільшого значення набувають номінальні характеристики. Під час порушення поздовжнього ешелонування двох ПК, що номінально виконують політ по одній лінії шляху, зіткнення можливе тільки в разі перекриття в бічному вимірі. Ризик зіткнення в поздовжньому вимірі прямо пропорційний імовірності перекриття в бічному вимірі двох ПК, що номінально прямують по одній лінії шляху. Вплив зміни середнього квадратичного відхилення всіх ПК, що беруть участь у повітряному русі (приблизно половина значення потрібних навігаційних характеристик (*RNP – Required Navigation Performance*), якщо допустити, що центральну частину розподілу подано нормальним розподілом), наведено в табл 1.1. Слід зазначити, що підвищення навігаційної точності в бічному вимірі фактично збільшує ризик зіткнення в поздовжньому вимірі.

Таблиця 1.1

Імовірність перекриття в бічному вимірі

Значення <i>RNP</i>	Середнє квадратичне відхилення ПК, м. м	Імовірність перекриття в бічному вимірі
1	0,51	0,0301
4	2,04	0,0075
5*	2,55	0,0060
10*	5,10	0,0030
12,6	6,43	0,0024
20	10,20	0,0015

* Приклад регіонального використання

Навігаційні характеристики в поздовжньому вимірі. Ризик зіткнення в поздовжньому вимірі залежить також від типових навігаційних характеристик у поздовжньому вимірі, які визначають імовірність порушення поздовжнього ешелонування. Тому важливо встановити обмеження для характеристик ПК, що беруть участь у повітряному русі, у поздовжньому вимірі. У типовій системі океанічного повітряного простору, де застосовуються повідомлення пілотів у шляхових точках, витримування поздовжнього ешелону-

вання залежить не тільки від здатності пілотів визначати місцеперебування ПК у поздовжньому вимірі, але й від точності вимірювання часу всіма ПК, що виконують польоти в цій системі. Точність вимірювання місцеперебування ПК можна регулювати тим або іншим значенням *RNP*. Точність вимірювання часу можна регулювати за диспетчерською вказівкою точності витримування часу окремими ПК. Якщо регулюються обидва ці елементи, вони разом узяті обмежують розкид значень відстані, що розділяє ПК, знижуючи тим самим і ризик.

У процедурному повітряному просторі мінімальний інтервал поздовжнього ешелонування часто подається у вигляді мінімального часу між ПК, що прямують один за одним по одній лінії шляху. Тоді інтервал поздовжнього ешелонування, вимірюваний у морських милях, залежить від швидкості відповідного ПК. Витримування правильного інтервалу поздовжнього ешелонування на великих маршрутах можна спростити, застосувавши заходи контролю швидкості, наприклад, метод числа Маха, згідно з яким між усіма ПК у системі потрібно витримувати постійну швидкість. У цьому разі вихідний інтервал поздовжнього ешелонування при вході в систему ліній шляху ґрунтується на відносній швидкості кожної пари ПК, що прямують один за одним, і встановлюється для того, щоб мінімальний інтервал ешелонування на лінії шляху не порушувався протягом усього польоту. Застосування методу числа Маха зменшує розкид значень інтервалу ешелонування між ПК і зменшує потребу у втручанні служб КПП з метою коригування ешелонування.

Навігаційні характеристики у вертикальному вимірі. Визначаються можливостями ПК, що беруть участь у повітряному русі, витримувати абсолютну висоту. Навігаційні характеристики у вертикальному вимірі не тільки мають важливе значення для встановлення вимог до вертикального ешелонування, але й впливають на ризик зіткнення в бічному й поздовжньому вимірах. Якщо ешелонування ПК, що номінально займають один ешелон польоту, порушується в обох цих вимірах, зіткнення відбудеться лише у випадку перекриття обох ПК і у вертикальному вимірі. Тому ризик зіткнення в поздовжньому або бічному вимірі прямо пропорційний імовірності перекриття у вертикальному вимірі двох ПК, що номінально виконують політ на одній абсолютній висоті.

3. Вплив спостереження та зв'язку. Ризик зіткнення в певному повітряному просторі безпосередньо залежить від можливос-

тей служб КПП виявляти ПК, які прямують по лініях шляху, що перетинаються, і виправляти положення перш ніж може відбутися зіткнення. Можливості втручання з боку служб КПП визначаються ефективністю систем спостереження і зв'язку, наявних у розпорядженні диспетчера. Безпечні мінімуми ешелонування в тому або іншому повітряному просторі тісно пов'язані із засобами спостереження і зв'язку. У міру відмови від використання в повітряному просторі винятково процедурних систем поліпшення, внесені в системи спостереження, зв'язку та в наземні автоматичні системи, разом узяті сприяють створенню більш дієвої системи підтримання прийняття рішень диспетчерами та дозволяють поступово зменшувати інтервали ешелонування, які можуть використовуватися безпечно.

Однією з основних характеристик каналів зв'язку між пілотом і диспетчером, яка впливає на мінімальний інтервал ешелонування, що може безпечно витримуватися, є затримка під час передавання потрібної інформації. Треба також оцінити надійність, готовність і цілісність підсистеми зв'язку для того, щоб зрозуміти її роль у загальній системі підтримання прийняття рішень. Якщо канал зв'язку служить для передавання повідомлень для цілей залежного спостереження, параметри характеристик зв'язку безпосередньо пов'язані з функцією спостереження. Наприклад, коли як основний засіб спостереження використовують *ADS*, характеристики використовуваного каналу передавання даних безпосередньо впливають на можливості спостереження та втручання, а отже, і на досяжні безпечні мінімуми ешелонування.

Інформація про стан і місцеперебування ПК потрібна для служби КПП. Ця інформація може надходити з різною швидкістю: від 30 хв або більше під час повідомлень пілотів до 4 – 6 с (частота відновлення радіолокаційних даних).

Затримка в поданні інформації диспетчерові пов'язана із частотою відновлення даних у системі спостереження, а в деяких випадках може визначатися засобами автоматизації. Крім подання диспетчерові, у деяких системах виконується перевірка відповідності місцеперебування окремих ПК або прогнозування конфліктних ситуацій стосовно пар ПК. Вибір граничних значень для цих засобів забезпечення прийняття рішень і пов'язаних з ними рівнів подання сигналу оповіщення також впливає на безпеку системи.

Додаткове підвищення рівня безпеки можна оцінити шляхом визначення розрахункової затримки з моменту виявлення диспет-

чером небезпеки зіткнення до моменту передавання вказівок і реагування ПК.

1.1.4. Установлення критеріїв оцінювання

Для оцінювання розрахункової величини ризику зіткнення її варто порівняти з граничнодопустимим ризиком зіткнення в запропонованій системі. Визначення цього рівня ризику являє собою самостійний процес за участю осіб, що приймають рішення, які представляють повноважні органи держав, регіональні повноважні органи або технічні групи експертів *ICAO*. Граничнодопустимий ризик звичайно виражається як заданий рівень безпеки (*TLS – Target Level of Safety*) у вигляді можливої кількості катастроф у результаті зіткнень між ПК за годину польоту (при цьому одне зіткнення між двома ПК розглядають як дві катастрофи). Хоча *ICAO* погодилася з тим, що концепція глобального *TLS* є правомірною, показник кількості катастроф за годину польоту (застосований, наприклад, у регіоні *NAT*) може не підходити для інших регіонів. *ICAO* погодилася з розробленням і використанням інших показників за умови, якщо буде доведено, що будь-яка зміна мінімумів ешелонування або інших параметрів системи виконуватиметься з урахуванням обов'язкового положення, відповідно до якого ризик зіткнення в результаті порушення ешелонування з будь-якої причини має бути нижчим від ризику за узгодженого рівня безпеки системи.

Підгрупа з розроблення мережі маршрутів (*RGCSF – Route Network Development Sub Group*) рекомендує вибирати значення $5 \cdot 10^{-9}$ катастроф унаслідок зіткнень за годину польоту стосовно одного виміру як еталонного *TLS* для систем, які передбачається впровадити і для яких використовувати цей показник доцільно. Там, де застосування цього показника не є доцільним, варто встановити обґрунтовані альтернативні величини й методи оцінювання.

1.1.5. Виявлення небезпек

Етап виявлення небезпек припускає вивчення подій, які можуть спричинити зіткнення. Варто розглядати як помилки оператора, так і системні відмови. Виявляють небезпеки зазвичай за участю експертів за всіма аспектами системи, які знаходять всі можливі механізми, що здатні призвести до зіткнення. Важливими аспектами цього процесу є точність навігаційних систем, характеристики спостереження і зв'язки та застосовувані правила виконання польо-

тів. На прикладі регіону NAT були виявлені дві основні причини, які здатні спричинити порушення ешелонування: навігаційні помилки, що можуть призвести до відхилення ПК від лінії заданого шляху (ЛЗШ), і непорозуміння або помилки, допущені екіпажем чи службами КПП, які можуть зумовити проходження ПК по неправильній траєкторії.

1.1.6. Визначення розрахункової частоти виникнення небезпек і моделювання наслідків

Аналіз частоти виникнення небезпеки, що здатна призвести до порушення ешелонування, може ґрунтуватися на вивченні випадків, що траплялись в минулому, експертній оцінці або ж проводиться під час розроблення структури системи. Основні труднощі визначення розрахункової частоти й моделювання наслідків для аналізу ешелонування полягають у тому, що події, які ведуть до зіткнень, настають рідко, отже, виникають ускладнення з отриманням даних. Тому визначення розрахункової частоти зазвичай зводять до визначення розрахункової частоти тих або інших порушень ешелонування, наприклад, оцінюючи ризик у регіоні NAT, на підставі спостережень визначають розрахункову частку часу перебування ПК на відстані до 10 м.м. від осьової лінії одного із суміжних маршрутів. Потім за допомогою моделей наслідків визначають розрахункову ймовірність зіткнення за умови, що ПК виконує політ на відстані до 10 м.м. від суміжної лінії шляху.

1.1.7. Визначення розрахункового ризику і його оцінювання

Процес визначення розрахункового ризику припускає об'єднання ризиків зіткнення в результаті кожної з виявлених небезпек для визначення розрахункової величини загального ризику. На цьому етапі важливо, щоб усі ризики були зведені в такий самий єдиний показник, який використовують для критеріїв оцінювання. Ризик зіткнення в системі залежить від багатьох факторів. Для оцінювання чутливості розрахункової величини ризику стосовно різних параметрів часто корисно подати ризик у вигляді функції кожного з основних параметрів (наприклад, ризик залежно від потреби в повітряному русі й ризик залежно від навігаційної точності в бічному вимірі). У разі коли наявні прогнозовані значення різних параметрів, корисним показником може виявитися залежність ризику від календарного року.

Процес оцінювання ризику припускає побудову в першу чергу математичних моделей, за якими на підставі докладної інформації про систему визначають розрахункову величину ризику зіткнення. Інколи достатньо лише визначити й оцінити зміни і порівняти їх з аналізом, проведеним раніше в іншому повітряному просторі. Аналізуючи ці зміни, головну увагу належить приділяти основним параметрам системи.

Якщо показники розрахункового ризику й критерії оцінювання однакові, то оцінити ризик – просте завдання, що припускає пряме порівняння двох величин.

1.1.8. Заходи щодо зниження ризику

Заходи, спрямовані на зниження ризику, варто використати в тих випадках, коли розрахункова величина загального ризику перевищує заздалегідь установлене граничне значення і коли встановлено, що той або інший конкретний елемент системи справляє непропорційно великий вплив на ризик, за умови, що пов'язані з цим витрати будуть прийнятними. Детальне оцінювання ризику дозволяє спростити виявлення ефективних процедур зниження ризику, оскільки забезпечує можливість прямого аналізу впливу змін на різні параметри системи.

1.2. Модель оцінювання ризику бічного зіткнення на подвійних повітряних трасах

Модель розраховано на основі моделі, розробленої Королівським авіаційним науково-дослідним інститутом у Фарнборо (Англія) для Групи планування північноатлантичних систем. Нову модель було розроблено Нідерландською національною авіаційно-космічною лабораторією в Амстердамі.

Модель дозволяє аналізувати ризик зіткнення внаслідок порушень бічного ешелонування між ПК, що номінально прямують по різних лініях шляху в системі подвійних повітряних трас. Інші можливості для зіткнення внаслідок втрати поздовжнього та вертикального ешелонування або зіткнення з ПК, що перетинають цю систему шляху, не розраховуються.

1.2.1. Евристичне пояснення моделі

Повне складання рівняння моделі буде викладено далі. Тут наведемо те саме рівняння, але з декількома спрощеннями. Це до-

поможе правильно розуміти сутність моделі. Ризик зіткнення внаслідок втрати бічного ешелонування N_{ay} , розрахований за моделлю, може бути визначений як кількість авіаційних подій (1 зіткнення – 2 події), які можна очікувати за 10^7 льотних годин. Метод розрахунку цієї величини пояснюється рис. 1.2.

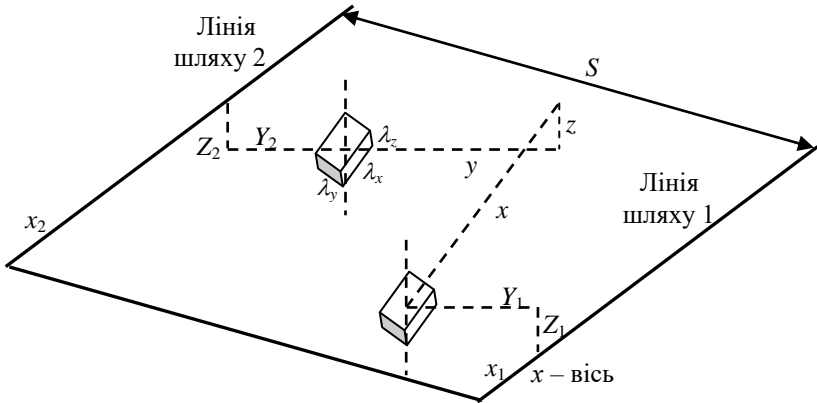


Рис. 1.2. Пояснення методу розрахунку N_{ay}

Частину подвійної повітряної траси показано для двох ПК (які зображено у вигляді прямокутних паралелепіпедів розмірами $\lambda_x, \lambda_y, \lambda_z$). Положення кожного ПК, що стосується номінальної траєкторії польоту, визначається координатами, позначеними великими буквами X, Y та Z . Відносні відстані між двома ПК позначаються буквами x, y та z . Номінальна відстань між двома лініями шляху позначається S .

Модель дозволяє використати статистичні дані. Головні статистичні параметрами – це ймовірності поздовжнього перекриття (накладення) P_x , бічного перекриття P_y , та вертикального перекриття P_z .

Ймовірність поздовжнього перекриття P_x може бути виражена кількістю льотних годин, витрачених на політ у межах поздовжнього перекриття ($\lambda_x > x > -\lambda_x$) за певної повітряної ситуації протягом певного періоду часу, поділеною на загальну кількість льотних годин за цієї ж ситуації протягом того ж самого періоду. Оскільки перекриття зазвичай створюється двома ПК, P_x являє собою

подвоєну середню кількість годин, протягом яких відбувається перекриття, що припадає на кожну льотну годину в системі. Ця середня кількість годин безумовно набагато менша за одиницю. Параметри P_y і P_z визначають таким же способом відповідно до бічного й вертикального перекриттів.

Середня кількість разів, коли ПК створює поздовжнє перекриття, складено для всіх літаків, позначається N_x . N_x і являє собою подвоєну кількість перекриттів, які відбуваються в системі протягом певного періоду, ділену на загальну кількість льотних годин у системі протягом цього періоду. За деяких обмежень N_x можна отримати із P_x шляхом розподілу P_x на середню тривалість t_x поздовжнього перекриття; t_x дорівнює відносній відстані, що покривається за поздовжнього перекриття $2\lambda_x$, поділеного на середнє значення абсолютних величин відносної поздовжньої швидкості $|\bar{x}|$. Отже,

$$N_x = \frac{P_x}{T_x} = P_x \frac{|\bar{x}|}{2\lambda_x}. \quad (1.1)$$

Подібні рівняння можна застосувати для N_y та N_z .

Під час розрахунку ризику зіткнення необхідно враховувати, що зіткнення можуть відбуватися в трьох випадках: ПК (або точніше, прямокутні паралелепіпеди, показані на рис. 1.2, які в моделі замінюють ПК) можуть зіштовхуватися в поздовжньому (лобове зіткнення під час зустрічного руху), поперечному або вертикальному напрямках. Спочатку розглянемо поздовжні зіткнення. Вони можуть відбуватися тільки під час поздовжнього перекриття, тобто N_x раз на льотну годину. Але, якщо таке зіткнення відбувається, з'являється додаткова умова: бічна відстань має бути меншою за λ_y , а відстань по вертикалі між ПК – меншою за λ_z . Імовірність того, що ця умова є, позначається через P_y і P_z . Отже, кількість лобових зіткнень, що може відбуватися за 10^7 льотних годин, така:

$$N_{ay}(x) = 10^7 P_x P_y P_z, \quad (1.2)$$

або, використовуючи рівняння (1.1):

$$N_{ay}(x) = 10^7 P_x P_y P_z \frac{|\bar{x}|}{2 \lambda_x}. \quad (1.3)$$

Рівняння, подібні до рівняння (1.3), можуть бути виведені й для випадків бічного й вертикального зіткнень. Отже, загальний ризик зіткнення дорівнює:

$$N_{ay}(x) = 10^7 P_x P_y P_z \left(\frac{|\bar{x}|}{2 \lambda_x} + \frac{|\bar{y}|}{2 \lambda_y} + \frac{|\bar{z}|}{2 \lambda_z} \right). \quad (1.4)$$

1.2.2. Складання рівняння моделі

Під час складання рівняння (1.1) зроблено ряд припущень, які не відповідають реальним фактам. Найбільш важливе з них стосується статистичної незалежності всіх відхилень і швидкостей. Під час математичного виведення рівняння моделі має враховуватися залежність:

– бічних швидкостей від бічних відхилень, коли вони відбуваються;

– бічних відхилень і бічних швидкостей від поздовжніх положень, у яких вони відбуваються (наприклад, поблизу розворотів на повітряних трасах).

Також неможливо безпосередньо виміряти відносну бічну швидкість між парами ПК. У рівняння включено відносні бічні швидкості, отримані за допомогою розподілу абсолютних бічних швидкостей одного літака.

Отже, використовуване під час розрахунку рівняння моделі, відрізняється від рівняння (1.4). Виведення цього рівняння не потрібно розглядати як математично правильне, але його можна використовувати для пояснення основного принципу використовуваної моделі.

У модель потрібно ввести таке:

– значення λ_x , λ_y та λ_z ;

– значення P_{xz} , що фактично є добутком P_x і P_z ;

– у разі потреби ймовірність розподілу бічних відхилень Y як функції поздовжнього положення X для визначення P_y ;

- значення для $|\bar{x}|$ і $|\bar{z}|$;
- розподіл бічних швидкостей одного ПК Y як функції бічного відхилення Y , за якого їх вимірюють, і, в разі потреби, також як функції X .

За наявності таких даних ризик зіткнення N_{ay} можна розрахувати для кожного значення бічного ешелонування S . Якщо потрібно визначити безпечну відстань між лініями шляху подвійних повітряних трас, то має бути відомо, яке значення ризику зіткнення можна вважати безпечним. Це значення названо «заданим рівнем безпеки».

1.2.3. Застосування моделі

Модель була розроблена з метою визначення безпечної відстані між лініями шляху на подвійних повітряних трасах. Для цієї мети були зібрані відповідні дані. Спочатку розглянемо варіант без використання радіолокатора.

Модель є відображенням того, що фактично трапляється під час польоту. Зробимо припущення, які, можливо, неповністю реальні, хоча вважають, що їх вплив (крім, мабуть, нижче перерахованих припущень для руху в тому самому напрямку) буде невеликим. Ці припущення стосуються таких аспектів:

1. **Запобігання зіткненням за ПВП.** У моделі ризику зіткнення не береться до уваги зменшення ризику шляхом виконання маневру для запобігання зіткненню під час візуального виявлення іншого ПК. Його нехтування в розрахунках має реальну основу у випадку руху в протилежному напрямку. Можливо, що під час руху в тому самому напрямку один з пілотів міг вчасно побачити інший ПК та почати дії для запобігання зіткненню. Однак цю ситуацію важко подати в числовому виразі.

2. **Вплив вихрового потоку.** У моделі ризику зіткнення не враховано можливості авіаційної катастрофи під час перетинання супутнього сліду іншого ПК.

У моделі цю обставину можна врахувати через збільшення ефективного розміру ПК. Однак останні дослідження впливу вихрового потоку показали, що ця небезпека дуже мала для ПК, які виконують політ в крейсерському режимі. У зв'язку із цим робоча група «С» погодилася на початковій стадії цей фактор не враховувати доти, доки вона не буде мати більше нової інформації.

3. Незалежність помилок витримування висоти різних ПК. У моделі допускається, що відхилення від заданої висоти одного ПК статистично незалежно від відхилень від заданих висот сусідніх ПК. Залежність може бути тільки в разі систематичних помилок у системі вимірювання висоти ПК, наприклад, через помилки в одиницях калібрування або через похибку системи статичного тиску. У цьому разі індикація висоти буває неоднаковою в різних ПК. Для ПК, що виконують політ на одній номінальній висоті, що є найбільш важливим варіантом, помилка буде дещо завищена.

4. Незалежність витримування висоти й лінії шляху. У моделі допускається, що відхилення від висоти статистично незалежне від лінії шляху. Це допущення має підставу, оскільки у двох вимірювальних системах застосовуються зовсім різні типи датчиків. Якщо більші бічні відхилення пов'язуються з незадовільним витримуванням висоти (наприклад, обидва види відхилень спричинені незадовільним технічним обслуговуванням відповідних систем), розрахований за моделлю ризик зіткнення буде завищений, за винятком траєкторій польоту особливої конфігурації, таких як комбіновані системи ешелонування в районі Північної Атлантики.

5. Незалежність помилок витримування лінії шляху різними ПК. Модель допускає, що бічне відхилення одного ПК статистично незалежне від бічного відхилення сусіднього ПК, що прямує по іншій лінії шляху. Обидва ПК будуть залежати від окремих маяків *VOR* (*VHF Omnidirectional Radio Range*). Однак є ряд обставин, які в дійсності можуть зумовлювати залежність помилок витримування лінії шляху. Наприклад, загальний вплив вітру може спричиняти відхилення двох сусідніх ПК на незалежних лініях шляху. Якщо обидва ПК використовують одну навігаційну техніку, то ця залежність, імовірно, приведе до меншого значення ризику зіткнення, ніж розраховані за моделлю, оскільки помилки, допущені внаслідок впливу вітру будуть загальними. Однак якщо два ПК використовують різне навігаційне устаткування і техніку, то модель може забезпечити прогноз щодо надто низького значення ризику зіткнення.

6. Незалежність поздовжніх положень двох ПК. Модель допускає, що немає ніякої кореляції між поздовжніми положеннями ПК. Якщо ПК будуть літати один біля одного частіше, ніж це

можна очікувати за взятої довільної величини входження ПК у систему, то величина ризику зіткнення, прогнозована за моделлю, буде надто занижена. Припущення незалежності повністю підтверджується для руху в протилежних напрямках.

У моделі ризику зіткнення використовуються позначення:

N_{ay} – ризик зіткнення – очікувана кількість авіаційних подій за 10^7 льотних годин (1 зіткнення – 2 події);

N_r – кількість перекриттів у напрямку r (r може бути x , y або z) на льотну годину;

P_r – імовірність, що перекриття трапиться в напрямку r ;

$P_{xz} = P_x P_z$;

$p^{(Y)}$ – імовірна щільність як функція бічної швидкості ПК; завичай це функції Y і X , і отже, позначається як $p(\dot{Y}; Y, X)$;

$q^{(Y)}$ – імовірна щільність як функція бічного відхилення ПК; зазвичай це функція X , і отже, позначається як $q(Y; X)$;

S – номінальне бічне ешелонування ПК на лініях шляху (м. м.);

t_r – середня тривалість перекриття в напрямку r ;

X – положення уздовж лінії шляху (м. м.);

Y – бічне відхилення ПК (м. м.);

Z – вертикальне відхилення від номінальної висоти (м. м.);

\dot{X} – поздовжня швидкість ПК (вузли);

\dot{Y} – бічна швидкість ПК (вузли);

\dot{Z} – вертикальна швидкість ПК (вузли);

X_0 – довжина розглянутого маршруту або повітряних трас;

x – відносна поздовжня відстань між двома ПК (м. м.);

y – відносна поперечна відстань між двома ПК (м. м.);

z – відносна вертикальна відстань (м. м.);

\dot{x} – відносна поздовжня швидкість між двома ПК (вузли);

\dot{y} – відносна бічна швидкість між двома ПК (вузли);

\dot{z} – відносна вертикальна швидкість між двома ПК (вузли);

λ_r – середній розмір ПК у напрямку r ;

$|\dot{r}|$ – абсолютне значення r ;

$|\bar{\dot{r}}|$ – середнє значення абсолютної величини \dot{r} .

Рівняння (1.4) можна записати так:

$$N_{ay} = 10^7 \{N_x P_y P_z + N_y P_x P_z + N_z P_x P_y\}. \quad (1.5)$$

У припущеннях, наведених у п. 1.2.2, відносні швидкості $|\bar{x}|$, $|\bar{y}|$ і $|\bar{z}|$ незалежні одна від одної, а $|\bar{x}|$ й $|\bar{z}|$ незалежні від координат ПК X , Y і Z . Припускається, що бічне відхилення Y буде залежати від X , а середня відносна бічна швидкість $|\bar{y}|$ – від X і Y ; відносні швидкості під час перекриття не змінюватимуть своїх знаків.

Отже, рівняння (1.5) можна записати у вигляді

$$N_{ay} = 10^7 P_x P_z \left\{ P_y + \left(\frac{|\bar{x}|}{2\lambda_x} + \frac{|\bar{z}|}{2\lambda_z} \right) + N_y \right\}. \quad (1.6)$$

Для руху по повітряній трасі, де горизонтальний політ чергується з набором висоти й зниженням, більш зручно об'єднати P_x і P_z в один параметр:

$$P_{xz} = P_x P_z. \quad (1.7)$$

Імовірність бічного перекриття за умови, що розподіл Y є функцією X , можна виразити так:

$$P_y = 2\lambda_y \frac{1}{X_0} \int_0^{X_0} dx \int_{-S}^{+S} dY q_1(Y; X) q_2(S - Y; X), \quad (1.8)$$

де $q_1(Y; X)$ – імовірність того, що ПК на лінії шляху 1 (рис. 1.2) буде мати бічне відхилення Y за певного значення X ; $q_2(S - Y; X)$ – імовірність того, що ПК на лінії шляху 2 (рис. 1.2) буде мати бічне відхилення $S - Y$ за такого ж значення X .

Кількість перекриттів у бічному напрямку

$$N_y = \frac{1}{X_0} \int_0^{X_0} dX \int_{-S}^{+S} dY q_1(Y; X) q_2(S - Y; X) |\bar{y}|(Y, X). \quad (1.9)$$

Якщо припустити, що q_1 і q_2 є однією й тією ж функцією розподілу q , комбінація рівнянь (1.2) – (1.9) матиме остаточне

рівняння для розрахунку ризику зіткнення:

$$N_{ay} = 10^7 P_x P_z \int_0^{X_0} \frac{dx}{X_0 - S} \int dY q_1(Y; X) q_2(S - Y; X) \left\{ |\bar{r}| + |\bar{y}|(Y, X) \right\}, \quad (1.10)$$

$$\text{де } |\bar{r}| = |\bar{x}| \frac{\lambda_y}{\lambda_x} + |\bar{z}| \frac{\lambda_y}{\lambda_z}.$$

Функція $|\bar{y}|(Y, X)$, що безпосередньо вимірялася групою планування систем у Північній Атлантиці, у цьому разі має бути виведена з розподілів $p(Y; Y, X)$ бічних швидкостей одного ПК як функції Y , так і X . Рівняння для визначення середньої відносної бічної швидкості є такими:

$$|\bar{y}|(Y, X) = \int_{-S}^{+S} d\dot{y} |\bar{y}| \int_{-S}^{+S} dY p(\dot{Y}; Y, X) p(\dot{y} - \dot{Y}; S - Y, X). \quad (1.11)$$

У попередніх розрахунках припускалося, що всі параметри незалежні від X . Отже, рівняння моделі (1.9) і (1.10) стають такими:

$$N_{ay} = 10^7 P_{xz} \int_{-S}^{+S} d\dot{Y} q(Y) q(S - Y) \left\{ |\bar{r}| + |\bar{y}|(Y) \right\}; \quad (1.12)$$

$$|\bar{y}|(Y) = \int_{-S}^S d\dot{y} |\bar{y}| \int_{-S}^S dY p(\dot{Y}; Y) p(\dot{y} - \dot{Y}; S - Y). \quad (1.13)$$

Припускаючи, що $|\bar{y}|$ незалежне від Y і X , рівняння (1.4) можна вивести з рівняння (1.10). Використовуючи рівняння (1.7) і (1.8), знаходимо:

$$N_{ay} = 10^7 P_x P_y P_z \left(\frac{|\bar{x}|}{2\lambda_x} + \frac{|\bar{y}|}{2\lambda_z} + \frac{|\bar{z}|}{2\lambda_z} \right). \quad (1.14)$$

1.2.4. Методи визначення числового значення ймовірності одночасного перекриття в поздовжньому і вертикальному напрямках

Одним зі статистичних параметрів моделі, позначених у рівнянні моделі символом P_{xz} , є ймовірність одночасного перекриття в поздовжньому (x) і вертикальному (z) напрямках. Для конкрет-

ної системи повітряного руху і заданого періоду часу P_{xz} можна вважати відношенням льотного часу ПК, проведеного як у поздовжньому, так і у вертикальному перекритті у межах системи за певний період часу, до повного льотного часу ПК у системі повітряного руху за такий самий період. Оскільки в кожному перекритті беруть участь два ПК, P_{xz} можна подати як подвоєну повну тривалість (у годинах) усіх одночасних поздовжніх і вертикальних перекриттів за певний період, поділених на повний льотний час за цей же період.

Щоб урахувати зміни (тимчасові або просторові) у межах системи, можна виконати окремі розрахунки для ряду складових періодів часу й/або географічних ділянок системи, для кожного з яких можна з достатнім ступенем імовірності визначити стан статистичної стійкості. Тоді повне значення P_{xz} знаходять виведенням середнього значення розрахованих величин для складових періодів/областей, зважених відповідно до льотного часу літаків у межах кожного складового елемента.

З урахуванням складності розрахунків для виконання літаками набору висоти/зниження не намагаються зробити спробу дати загальний математичний вираз для P_{xz} , що відповідає виразу для випадку горизонтального польоту. Однак, якщо буде отримана необхідна інформація про щільність повітряного руху (у тому числі її зміна в часі), розподіл польотів по різних рівнях польоту і траєкторії польотів, після яких літаки виконують набір висоти або зниження, буде можливим оцінювати складові елементи P_{xz} для кожного *сталого* періоду.

Для розрахунків P_{xz} необхідно ввести припущення, що спростують розрахунки (наприклад, поділ розглянутого періоду часу на ряд *сталих* періодів і використання одиничних характерних значень швидкостей літаків і кутів набору висоти/зниження в межах різних ділянок системи). Оцінка значень різних параметрів, відносний ступінь деталізації й точність деякою мірою можуть відповідати первісним грубим оцінкам відносної повної тривалості різних типів перекриття; у більшості практичних випадків перекриття в межах системи типу горизонтальний політ/горизонтальний політ мають істотно більший вплив на сумарне значення P_{xz} , ніж інші категорії.

Процедура розрахунку P_{xz} для системи повітряного руху в одному напрямку по двох паралельних лініях шляху збігається з відповідними формулами для руху в протилежних напрямках.

Методи оцінювання частоти й тривалості кожного з можливих типів x -, z -перекриттів, таким чином, являють собою основу для оцінювання P_{xz} для руху в одному напрямку на паралельних лініях шляху. Для розрахунків конкретної системи (фактичної або можливої) буде необхідна інформація про щільність повітряного руху і її зміни в часі, розподіл польотів по різних ешелонах і про траєкторії польотів літаків, що виконують набір висоти й зниження. Процедури можуть застосовуватися для «комбінованого» (діагонального) ешелонування, а також для систем з «прямокутним» ешелонуванням, тобто для літаків на кожній лінії шляху, що мають однаковий заданий ешелон польоту. В останньому випадку виявляється, що (як і для руху в протилежному напрямку) в оцінці ризику зіткнення зазвичай будуть переважати перекриття у горизонтальному польоті і ступінь деталізації та точність, що необхідні для оцінювання змінних стосовно польоту з набором висоти або зниження, можуть бути невисокими.

Точність цих оцінок P_{xz} залежить від:

- імовірності основної моделі розрахунку ризику зіткнення, зазначеної в п.п. 1.2.1 – 1.2.3;
- точності відповідності загальних числових значень, прийнятих для параметрів, таких, як геометричні розміри літаків, їхні характеристики, фактичній ситуації на кожній ділянці;
- точності даних про рух ПК на кожній ділянці: кількості польотів, використання рівнів польоту, зміни рівня польоту і т.ін.

1.3. Модель ризику зіткнення для визначення мінімумів бічного ешелонування, що ґрунтується на ADS

1.3.1. Експлуатаційні вимоги

Модель, що має бути описана, ґрунтується на експлуатаційних вимогах (*OR* – *Operational Requirement*) до повномасштабної системи автоматичного незалежного спостереження. Не всі *OR* безпосередньо впливають на ризик зіткнення. Ураховувалися такі *OR*:

OR4. Порівняння чотиривимірних (*4D*) параметрів, що зберігаються в бортовій системі, з польотними даними, що

зберігаються в системі оброблення польотних даних (*FDPS – Flight Data Processing System*).

OR8. Виявлення входу ПК у систему *ADS–КПП*.

OR9. Підтвердження того, що прогнозовані параметри ПК збігаються з параметрами, що зберігаються у *FDPS*.

OR10. Перевірка засобами *FDPS* того, що ПК діє відповідно до дозволу служби КПП.

OR11. Надання диспетчерові найновішої наявної інформації про повітряну ситуацію з використанням інформації, що надійшла з *ADS*.

OR12. Забезпечення автоматичного подання повідомлень про місцеперебування ПК відповідно до угод *ADS*, установлених наземною системою КПП.

OR17. Автоматичний контроль і автоматичне надання ПК повідомлень про значні зміни параметрів польоту.

OR18. Повідомлення ПК про зміни можливостей визначення місцеперебування.

Модель являє собою розширений варіант вихідної моделі ризику зіткнення ПК, запропонованої Райхом [31], у тому сенсі, що в ній допускається можливість виникнення різних видів навігаційних помилок у бічному вимірі. Кожний із цих видів помилок приводить до власного значення імовірності перекриття в бічному вимірі. У моделі розглядається вплив різних можливостей *ADS* на виявлення й усунення або зменшення кількості різних видів помилок. Цей вплив залежить від стану (відмови або нормальної роботи) різних елементів системи КПП, що базуються на *ADS*. Зручним засобом аналізу всіх можливих сполучень станів є дерево подій. У моделі ризику зіткнення розраховується загальна імовірність перекриття у бічному вимірі як зважене середнє значення імовірності перекриття в бічному вимірі, пов'язане з окремими видами навігаційних помилок, при цьому вагові коефіцієнти являють собою частку часу, протягом якої можна чекати виникнення кожної помилки на практиці.

1.3.2. Припущення під час моделювання системи

Опис системи. Схематично систему *ADS–КПП* можна подати у вигляді блок-схеми (рис. 1.3).

FDPS є частиною органу *ADS–КПП*, що забезпечує автоматизацію роботи системи *ADS–КПП* на землі. Зв'язок між ПК і системою *ADS–КПП* здійснюється по каналу передавання даних. Кож-

ний із чотирьох зовнішніх елементів, тобто бортове електронне обладнання, пілот, *FDPS* і диспетчер, може ініціювати повідомлення для передачі по каналу передавання даних. Канал радіозв'язку між пілотом і диспетчером показано на рис. 1.3.



Рис. 1.3. Схематичне подання можливої системи ADS-КПР

Окремо виділено такі елементи E_i ($i = 1, \dots, 4$) системи ADS-КПР:

- E_1 – повітряний корабель;
- E_2 – підсистема каналу передавання даних;
- E_3 – підсистема формування даних про повітряну ситуацію;
- E_4 – підсистема оброблення плану польоту.

Канал передавання даних і наземна система. Елементи E_3 і E_4 є підсистемами *FDPS*. Передбачається, що підсистема оброблення плану польоту E_4 використовується для порівняння інформації про параметри польоту із двох джерел – ПК та системи, як передбачено вимогами *OR4* і *OR9*.

Далі припускається, що кожний з елементів $E_2 - E_4$ може перебувати в кожному із двох станів:

$$E_i = \begin{cases} 0 - \text{номінальні характеристики;} \\ 1 - \text{відмова,} \end{cases} \\ i = 2, 3, 4.$$

Для спрощення припускається, що відмова еквівалентна неготовності. Стосовно *OR4* і *OR9* система *FDPS* повинна формувати сповіщення тривоги в тому випадку, коли будь-яка невідповідність (бічні параметри, поздовжні параметри, абсолютна висота, час) між інформацією про параметри польоту, що

зберігається на ПК і в *FDPS*, перевищує існуючі допуски. Якщо *FDPS* не направляє таке сповіщення або диспетчер ігнорує спрямоване сповіщення, настають ті ж наслідки, як і у разі неготовності *FDPS*. Таким чином, імовірність відмови або неготовності підсистеми обробки плану польоту E_4 можна тлумачити як суму імовірностей дійсної відмови, невідачу сповіщення, коли це потрібно, і nereагування на сповіщення з боку диспетчера.

Основна ідея полягає в урахуванні різних подій, що ініціюють ризик, пов'язаних з ПК (E_1), і в розгляді елементів E_2 , E_3 і E_4 як функцій/систем безпеки або допоміжних функцій/систем, які покликані послабляти наслідки таких подій. Це дозволяє побудувати загальне дерево подій, зображене на рис. 1.4, на якому гілки, що направлені від вузла вгору, відповідають стану підсистеми 0 (номінальний), а гілки, що направлені від вузла вниз, відповідають стану підсистеми 1 (відмова).

Ініціувальна подія Подія, що стосується E_1	Система			Стан системи <i>ADS-KIP</i>	
	E_2	E_3	E_4	Номер (послідовність подій)	Стан (E_2, E_3, E_4)
				1	000
				2	001
				3	010
				4	011
				5	100
				6	101
				7	110
				8	111

Рис. 1.4. Загальне дерево подій, які стосуються ПК та ініціюють ризик

Наступний етап полягає в розрахунку значень імовірностей, пов'язаних з кожним маршрутом дерева (рис. 1.4). Для цього необхідно визначити спільний розподіл імовірностей елементів системи E_2 , E_3 , E_4 . По суті, передбачається, що ці елементи незалежні від E_1 (ПК). Припускається також, що елементи E_2 , E_3 і E_4 повністю незалежні. Перевага такого припущення полягає в тому, що спільний розподіл імовірностей можна розрахувати як добуток розподілів імовірностей окремих елементів.

Однак це припущення було піддано сумніву щодо E_3 і E_4 (підсистеми формування даних про повітряну ситуацію і

підсистему оброблення плану польоту), оскільки ці системи, імовірно, будуть спільно використовувати одне обладнання. Можна очікувати, що відмова обладнання вплине як на E_3 , так і на E_4 . Крім відмов обладнання, можливі також деякі програмні збої E_3 і/або E_4 . Таким чином, залежно від програмного забезпечення для E_3 і E_4 може існувати деяка додаткова залежність між цими двома елементами системи.

Частоту збоїв програмного забезпечення можна визначити, однак на практиці це зробити дуже важко. Якщо таких даних немає, розумно допустити, що частота збоїв програмного забезпечення елементів E_3 і E_4 однакова і вплив відмов обладнання на E_3 і E_4 також однаковий. Звідси їх спільний розподіл імовірностей симетричний відносно E_3 і E_4 .

Якщо розглянути інший крайній випадок – повну залежність між E_3 і E_4 , то відмова E_3 настає тільки у випадку відмови E_4 , а E_3 забезпечує номінальні характеристики тільки у разі забезпечення номінальних характеристик E_4 . Незалежність E_3 і E_4 від E_2 і E_1 була збережена. Внаслідок передбачуваної повної залежності імовірності, пов'язані з послідовностями подій 2, 3, 6 і 7 (рис. 1.4), набули нульового значення та, що більш важливо, імовірності, пов'язані з послідовностями 4 і 8, набули значення порядку p_1 , а не $p_1 * p_1$ ($p_1 < 1$). Наслідки, що ініціюють ризик подій, імовірно, будуть найбільш значущими для цих двох послідовностей, тобто в тому випадку, коли і E_3 , і E_4 перебувають у стані відмови. Відповідно у разі припущення про повну залежність необхідно оцінити тільки послідовності подій 1, 4, 5 і 8. Це припущення буде збережено.

Повітряний корабель. Стан системи ADS-KPP (рис. 1.4) належить до однієї конкретної події, що ініціює ризик. Таким чином, необхідно виявити всі події, що ініціюють ризик та належать до ПК. Для цього виокремимо три елементи ПК:

A: пілот,	}	система керування польотом.
B: навігаційна система,		
C: інтерфейс каналу передавання даних.		

На найвищому рівні джерелом навігаційних помилок ПК є система керування польотом (*FMS*). Робота *FMS* залежить від правильності задання програми пілотом, алгоритму керування й

точності визначення місцеперебування ПК навігаційною системою. Стосовно пілота та навігаційної системи розрізняють такі стани:

$$A = \begin{cases} 0 - \text{ нормальна робота,} \\ 1 - \text{ помилка введення шляхових точок,} \\ 2 - \text{ вибір невірної маршруту;} \end{cases}$$

$$B = \begin{cases} 0 - \text{ нормальна робота,} \\ 1 - \text{ погіршення характеристик,} \\ 2 - \text{ відмова.} \end{cases}$$

Для кожного з дев'яти можливих комбінацій станів A та B у п. 1.3.4 буде визначено окремий розподіл навігаційних помилок. Вплив алгоритму керування буде відображено в стані навігаційної системи. Зокрема, всі три стани пілота у поєднанні з відмовою навігаційної системи, тобто $B = 2$, можуть пояснюватися як ручне керування польотом, а інші шість – як автоматичне керування польотом.

Погіршення характеристик навігаційної системи може бути спричинене погіршенням характеристик гіроскопа або акселерометра у випадку використання інерціальної навігаційної системи, або здвиг маршруту та раптові іоносферні перешкоди у випадку використання такої системи, як Омега.

Нарешті, розрізняють два стани інтерфейсу каналу передавання даних ПК, а саме:

$$C = \begin{cases} 0 - \text{ нормальна робота;} \\ 1 - \text{ відмова.} \end{cases}$$

Так само, як і для елементів системи E_2 , E_3 і E_4 , необхідно визначити значення спільної ймовірності станів, що стосуються ПК, елементів A , B та C . Вважається, що стосовно ПК елементи A , B та C є повністю незалежними. Оскільки елемент A належить до помилок пілота, а елементи B та C – до обладнання ПК, а також з урахуванням порядку визначення їхніх станів, можна обґрунтовано припустити, що елемент A незалежний від елементів B та C . З огляду на те, що в елементах B та C використовується різне обладнання, можна припустити, що B та C є незалежними. У цьому випадку можна стверджувати про імовірність появи події:

$$\text{Prob}\{A=j, B=k, C=l\} \text{Prob}\{A=j\} \text{Prob}\{B=k\} \text{Prob}\{C=l\}, \quad (1.15)$$

$$j, k=0,1,2 \quad l=0,1;$$

$$\text{Prob}\{A=j\} = p_j^A, \quad j=0,1,2; \quad (1.16)$$

$$\text{Prob}\{B=k\} = p_k^B, \quad k=0,1,2; \quad (1.17)$$

$$\text{Prob}\{C=l\} = p_l^C, \quad l=0,1. \quad (1.18)$$

за значень $p_1^A, p_2^A, p_1^B, p_2^B$, та p_1^C , набагато менших за одиницю.

Слід зазначити, що можливу залежність між станами елементів B та C можна змоделювати з використанням значень умовної імовірності. З огляду на те, що інтерфейси каналу передавання даних почали застосовувати для цілей ADS недавно, вважається, що натепер нереально застосовувати таке моделювання до практичних ситуацій.

Повний набір з вісімнадцяти комбінованих станів, що стосуються ПК, елементів A, B та C наведено у табл. 1.2.

Таблиця 1.2

Навігаційні помилки без спостереження ADS

Но- мер стану	E_1			Навігаційна система			Пілот		
	A	B	C	Звичайна помилка	Погіршення характе- ристик	Відмова	Помилкові шляхові точки	Вибір помилкового маршруту	Звичайна помилка
1	0	0	0	✓					✓
2	1	0	0	✓			✓		
3	2	0	0	✓				✓	
4	0	1	0		✓				✓
5	1	1	0		✓		✓		
6	2	1	0		✓			✓	
7	0	2	0			✓			✓
8	1	2	0			✓	✓		
9	2	2	0			✓		✓	
10	0	0	1	✓					✓
11	1	0	1	✓			✓		
12	2	0	1	✓				✓	
13	0	1	1		✓				✓
14	1	1	1		✓		✓		
15	2	1	1		✓			✓	
16	0	2	1			✓		✓	✓
17	1	2	1			✓	✓		
18	2	2	1			✓		✓	

Кожний з вісімнадцяти комбінованих станів ПК є потенційною подією, що ініціює ризик, у тому розумінні, що з кожним станом пов'язано деяке значення імовірності перекриття в бічному вимірі. Безсумнівно, імовірність перекриття в бічному вимірі буде набагато нижчою для номінального стану ПК1, ніж для стану ПК18. Оскільки значення інших імовірностей, крім p_0^A, p_0^B та p_0^C , набагато менші від одиниці, деякі з комбінованих станів елементів A, B та C мають імовірність виникнення настільки малу порівняно з іншими, що нею можна знехтувати.

Однак вплив тієї або іншої конкретної комбінації елементів на безпеку системи залежить як від імовірності такої комбінації, так і пов'язаної з нею імовірності перекриття в бічному вимірі, розрахованої на підставі розподілу навігаційних помилок у бічному вимірі для такої комбінації. Розподіл помилок розглянуто в п. 1.3.4.

1.3.3. Модель ризику зіткнення

Розглянемо типову пару ПК, тобто обидва ПК мають однакові щільності ймовірності $f_1(y_1)$ та $f_2(y_2)$ відповідно. Нехай $f_{i,j,k}^{ABC}(y_1)$ – щільність імовірності навігаційних помилок у бічному вимірі ПК1, що характеризується комбінованим станом $i j k$ трьох елементів A, B та C . У цьому разі загальну щільність імовірності $f_1(y_1)$ навігаційних помилок у бічному вимірі ПК можна подати у вигляді:

$$f_1(y_1) = \sum_{i=0}^2 \sum_{j=0}^2 \sum_{k=0}^1 p_i^A p_j^B p_k^C f_{i,j,k}^{ABC}(y_1), \quad (1.19)$$

тобто йдеться про змішану щільність, що містить (у цьому випадку) вісімнадцять членів. Може трапитися так, що деякі зі складових щільностей будуть ідентичними для різних наборів значень $i j k$. У цьому разі відповідні члени можна об'єднати.

Аналогічним чином, для іншого ПК (ПК2), загальна щільність імовірності навігаційних помилок у бічному вимірі буде мати такий вигляд

$$f_2(y_2) = \sum_{p=0}^2 \sum_{q=0}^2 \sum_{r=0}^1 p_p^A p_q^B p_r^C f_{p,q,r}^{ABC}(y_2). \quad (1.20)$$

Кількість параметрів у рівняннях (1.19) і (1.20) становить $3 + 3 + 2 = 8$. Законом загальної ймовірності для цих параметрів передбачаються три нормувальні рівняння; необхідно визначити тільки п'ять незалежних параметрів.

Ймовірність перекриття в бічному вимірі для цієї пари ПК

$$P_y(S_y) = \text{Prob} \left\{ d \in [-\lambda_y, +\lambda_y] \right\} = \int_{-\lambda_y}^{\lambda_y} f_d(x) dx \approx 2\lambda_y f_d(0), \quad (1.21)$$

де d – бічне відхилення між ПК, тобто

$$d = S_y + y_2 - y_1 \quad (1.22)$$

та

$$f_d(d) = \int_{-\infty}^{\infty} f_1(y_1) f_2(d + y_1 - S_y) dy_1. \quad (1.23)$$

Підставлення рівнянь (1.19) та (1.20) у рівняння (1.23) приводить до результату

$$f_d(d) = \sum_{i=0}^{\infty} \sum_{j=0}^{\infty} \sum_{k=0}^{\infty} \sum_{p=0}^{\infty} \sum_{q=0}^{\infty} \sum_{r=0}^{\infty} p_i^A p_j^B p_k^C p_p^A p_q^B p_r^C ; \quad (1.24)$$

$$\int_{-\infty}^{\infty} f_{i,j,k}^{ABC}(y_1) f_{p,q,r}^{ABC}(d + y_1 - S_y) dy_1.$$

Більш докладно щільності помилок $f_1(y_1)$ òà $f_2(y_2)$ будуть розглянуті в п. 1.3.4.

Щільності ймовірності залежать від станів елементів E_2, E_3 і E_4 системи ADS–КПР. Цій залежності можна надати явного вигляду за допомогою позначення $f_1(y_1; E_2 = \bullet, E_3 = \bullet, E_4 = \bullet)$ замість $f_1(y_1)$ і аналогічно – для $f_2(y_2)$. Відповідно ймовірність перекриття в бічному вимірі $P_y(S_y)$ залежить від станів елементів E_2, E_3 і E_4 , що можна виразити більш повно в такий спосіб: $P_y(S_y; E_2 = \bullet, E_3 = \bullet, E_4 = \bullet)$.

Ця залежність не припускає введення в модель додаткових параметрів. Це означає лише, що стан E_2, E_3 і E_4 , визначає конкретні параметри з набору базових щільностей $f_{i,j,k}^{ABC}(y_1)$ і

$f_{p,q,r}^{ABC}(y_2)$ в рівняннях змішаних щільностей (1.19) і (1.20).

Неявно припускається використання тільки одного типу навігаційної системи. Загальну щільність імовірності навігаційних помилок у бічному вимірі типового ПК можна визначити аналогічним чином для випадку використання M різних типів навігаційних систем, кожна з яких має навігаційну точність, параметри відмов і погіршення характеристик.

Оскільки потоки повітряного руху можна розділити на такі що прямують в одному напрямку і такі, що прямують у зустрічних напрямках, модель ризику зіткнення можна пподати у вигляді

$$\begin{aligned}
 N_{ay} = & \left[p_{20} p_{3040} \left\{ P_y \left(S_y ; E_2 = 0, E_3 = 0, E_4 = 0 \right) \right\} + \right. \\
 & + p_{20} p_{3141} \left\{ P_y \left(S_y ; E_2 = 0, E_3 = 1, E_4 = 1 \right) \right\} + \\
 & + p_{21} p_{3040} \left\{ P_y \left(S_y ; E_2 = 1, E_3 = 0, E_4 = 0 \right) \right\} + \\
 & \left. + p_{21} p_{3141} \left\{ P_y \left(S_y ; E_2 = 1, E_3 = 1, E_4 = 1 \right) \right\} \right] * \\
 & * \left[P_x (same) P_z (0) \left\{ \frac{|\overline{\Delta V}|}{2 \lambda_x} + \frac{|\overline{y}|}{2 \lambda_y} + \frac{|\overline{z}|}{2 \lambda_z} \right\} + \right. \\
 & \left. + P_x (opp) P_z (0) \left\{ \frac{|\overline{V}|}{\lambda_x} + \frac{|\overline{y}|}{2 \lambda_y} + \frac{|\overline{z}|}{2 \lambda_z} \right\} \right], \quad (1.25)
 \end{aligned}$$

де

$$p_{20} = \text{Prob}\{E_2 = 0\}; \quad p_{21} = \text{Prob}\{E_2 = 1\}; \quad (1.26)$$

$$p_{3040} = \text{Prob}\{E_3 = 0, E_4 = 0\} = \text{Prob}\{E_3 = 0\} = \text{Prob}\{E_4 = 0\} = p_0; \quad (1.27)$$

$$p_{3141} = \text{Prob}\{E_3 = 1, E_4 = 1\} = \text{Prob}\{E_3 = 1\} = \text{Prob}\{E_4 = 1\} = p_1. \quad (1.28)$$

Інші символи мають своє звичайне значення, як у моделі ризику зіткнення Райха [31]. Зокрема, $P_x (same)$ та $P_x (opp)$ позначають імовірності перекриття в поздовжньому вимірі ПК, що прямують в одному напрямку та у зустрічних напрямках відповідно. Їх розрахункове значення можна визначити з виразу

$$P_x (same) = E_y (same) \frac{\lambda_x}{S_x}; \quad P_x (opp) = E_y (opp) \frac{\lambda_x}{S_x}, \quad (1.29)$$

де $E_y(same)$ та $E_y(opp)$ – зайнятість у бічному вимірі в одному напрямку та у зустрічних напрямках відповідно.

1.3.4. Стан системи та навігаційні помилки в бічному вимірі

Вплив ADS на помилки, спричинені діями пілота

Одним з наслідків припущення про повну залежність між елементами системи E_3 і E_4 є те, що ненульову ймовірність мають тільки послідовності подій 1, 4, 5 і 8 (рис. 1.4). Тому розглянемо тільки ці чотири послідовності.

Навігаційні помилки ПК визначають спільним впливом помилок навігаційної системи та помилок, зумовлених діями пілота. Можливі комбінації цих двох компонентів помилок для системи КПП без спостереження ADS і втручання диспетчера наведено в табл. 1.2. Однією з основних функцій ADS є зменшення або усунення наслідків помилок, пов'язаних з уведенням шляхових точок та вибором неправильного маршруту, допущених пілотом. Це досягається передаванням прогнозованих параметрів польоту з ПК на землю і порівняння їх з параметрами польоту, що зберігаються в системі, а також регулярним поданням повідомлень про наступну й подальші шляхові точки наземним елементам системи ADS–КПП. Припускається, що помилки, пов'язані з уведенням шляхових точок та вибором неправильного маршруту, усуваються повністю в тому разі, коли елементи системи E_2 , E_3 і E_4 перебувають у нормальному робочому стані (стані 0), а самий ПК може передавати відповідну інформацію (залежить від стану елементів B та C).

Вплив елемента B (навігаційна система) і елемента C (інтерфейс каналу передавання даних ПК) моделюється таким чином. Очевидно, що у випадку неготовності бортового інтерфейсу каналу передавання даних ПК не зможе передавати свої дані. Аналогічним чином припускається, що дані ПК про параметри польоту є недоступними і не можуть передаватися через відмову навігаційної системи. У разі погіршення характеристик навігаційної системи дані про параметри польоту зазвичай доступні й можуть бути передані. Є чотири випадки, коли неможливо передавати дані про параметри польоту. У таких випадках помилки уведення шляхових точок не можна усунути за допомогою порівняння з даними, що зберігаються в $FDPS$. Імовірно це лише незначно вплине на ризик зіткнення в бічному вимірі, оскільки для

цього потрібне одночасне настання щонайменше двох подій, що мають малу ймовірність, а саме: помилка під час уведення шляхових точок та відмова інтерфейсу каналу передавання даних і/або навігаційної системи.

У правильно функціонуючій системі ADS–КПР стан 2 відповідно до табл. 1.2 більше не буде існувати, тобто помилкові шляхові точки будуть виявлені та усунуті. Можливі комбінації помилок навігаційної системи та помилок, спричинених діями пілота, для спільного стану 000 елементів E_2 , E_3 та E_4 , тобто для послідовності подій 1 (рис. 1.4) наведено в табл. 1.3.

Таблиця 1.3

**Навігаційні помилки в системі ADS–КПР,
що ґрунтуються на OR4 та OR9
(елементи системи E_2 , E_3 та E_4 перебувають у стані 000)**

E_1			Навігаційна система			Пілот				
Номер стану	A	B	C	Звичайна помилка	Погіршення характеристик	Відмова	Помилкові шляхові точки	Вибір помилкового маршруту	Звичайна помилка	
										1
2	1	0	0	✓						✓
3	2	0	0	✓						✓
4	0	1	0		✓					✓
5	1	1	0		✓					✓
6	2	1	0		✓					✓
7	0	2	0			✓				✓
8	1	2	0			✓	✓			
9	2	2	0			✓		✓		
10	0	0	1	✓						✓
11	1	0	1	✓			✓			
12	2	0	1	✓				✓		
13	0	1	1		✓					✓
14	1	1	1		✓		✓			
15	2	1	1		✓			✓		
16	0	2	1			✓				✓
17	1	2	1			✓	✓			
18	2	2	1			✓		✓		

Розглянемо тепер послідовність подій 4 згідно з рис. 1.4, за якої відбувається відмова систем E_3 і E_4 . Спільний стан E_2 , E_3 та E_4 у цьому разі подається як 011. Унаслідок відмови підсистеми E_4 (оброблення плану польоту) помилки, зумовлені введенням шляхо-

вих точок та вибором неправильного маршруту, не можуть бути виявлені й виправлені. Таким чином результуючі навігаційні помилки, спричинені діями пілота, є такими самими, як і без *ADS*. Тому табл. 1.4 ідентична табл. 1.2.

У разі відмови підсистеми каналу передавання даних, тобто за стану 100 елементів E_2 , E_3 та E_4 і послідовності подій 5 згідно з рис. 1.4 відносно помилок, зумовлених уведенням шляхових точок та вибором неправильного маршруту, будь-які коригувальні дії неможливі, і результат виявляється таким самим, як і за стану 011 (табл. 1.4).

Таблиця 1.4

Навігаційні помилки в системі *ADS*–КПР, що ґрунтуються на *OR4* та *OR9* (елементи системи E_2 , E_3 та E_4 перебувають у станах 011, 100 та 111)

E_1			Навігаційна система			Пілот			
Номер стану	<i>A</i>	<i>B</i>	<i>C</i>	Звичайна помилка	Погіршення характеристик	Відмова	Помилкові шляхові точки	Вибір помилкового маршруту	Звичайна помилка
1	0	0	0	✓					✓
2	1	0	0	✓			✓		
3	2	0	0	✓				✓	
4	0	1	0		✓				✓
5	1	1	0		✓		✓		
6	2	1	0		✓			✓	
7	0	2	0			✓			✓
8	1	2	0			✓	✓		
9	2	2	0			✓		✓	
10	0	0	1	✓					✓
11	1	0	1	✓			✓		
12	2	0	1	✓				✓	
13	0	1	1		✓				✓
14	1	1	1		✓		✓		
15	2	1	1		✓			✓	
16	0	2	1			✓			✓
17	1	2	1			✓	✓		
18	2	2	1			✓		✓	

Розглянемо, нарешті, послідовність подій 8 згідно з рис. 1.4, що відповідає стану 111 елементів E_2 , E_3 та E_4 . У цьому випадку помилки, зумовлені уведенням шляхових точок та вибором неправильного маршруту, не можуть бути виявлені та виправлені через відмову як підсистеми каналу передавання даних E_2 , так і підсис-

теми оброблення плану польоту E_4 . Результат буде таким самим, як і за станів 011 і 100 (табл. 1.4).

У підсумку три стани – 011, 100 і 111 – елементів E_2 , E_3 та E_4 призводять до виникнення повністю однакових помилок у бічному вимірі. Таким чином, рівняння (1.25) моделі ризику зіткнення можна спростити за допомогою додавання останніх трьох груп членів. У результаті маємо:

$$\begin{aligned}
 N_{ay} = & \left[p_{20} p_{3040} \{P_y(S_y; E_2=0, E_3=0, E_4=0)\} + \right. \\
 & \left. + (p_{21} p_{3141}) \{P_y(S_y; E_2=1, E_3=0, E_4=0)\} \right] * \times \\
 & \times * \left[P_x(\text{same}) P_z(0) \left\{ \frac{|\overline{\Delta V}|}{2\lambda_x} + \frac{|\overline{y}|}{2\lambda_y} + \frac{|\overline{z}|}{2\lambda_z} \right\} + \right. \\
 & \left. + P_x(\text{opp}) P_z(0) \left\{ \frac{|\overline{V}|}{2\lambda_x} + \frac{|\overline{y}|}{2\lambda_y} + \frac{|\overline{z}|}{2\lambda_z} \right\} \right]. \quad (1.30)
 \end{aligned}$$

Вплив ADS на помилки, пов'язані з устаткуванням

Розглянемо тепер випадки відмови й погіршення характеристик навігаційних систем. Очевидно, що вони залишаються основною причиною ризику зіткнення в бічному вимірі після усунення помилок уведення шляхових точок (включаючи вибір неправильного маршруту). Несанкціоновані користувачі та помилки, пов'язані з устаткуванням, були джерелом ризику зіткнення в бічному вимірі в межах аналізу повномасштабної діючої системи ADS.

Згідно з вимогою OR18 встановлено, що бортове електронне обладнання ПК буде автоматично направляти відповідне повідомлення наземній FDPS у разі зміни показника якості (FOM) навігаційних можливостей від ПК. Диспетчер буде сповіщений про таку зміну. На першому етапі моделювання впливу цього OR було зроблено таке припущення: ПК, які повідомляють про зміну стану, що свідчить про відмову навігаційної системи, будуть обслуговуватися системою КПП в особливому режимі для запобігання якому-небудь істотному ризику щодо будь-яких інших ПК.

Таке припущення піддавалося сумніву, оскільки в повітряному просторі з інтенсивним рухом не завжди можна

виділити альтернативну лінію шляху або рівень польоту зі збільшеним інтервалом ешелонування відносно інших ПК. Навіть за наявності такої можливості для переходу на новий рівень польоту/лінію шляху службі КПП і ПК буде потрібен якийсь час. Тому в модель довелося б включати невеликий інтервал часу на випадок відмови навігаційної системи. Проте цей інтервал може змінюватися залежно від ситуації в повітряному просторі і тому його трудно кількісно оцінювати. Крім того, фактичний порядок упровадження *FOM* (і відповідно повідомлень про відмови навігаційної системи) ще не цілком визначений. Таким чином, було б розумним припустити заздалегідь, що ситуації, пов'язані з відмовою навігаційної системи, не будуть усунуті. Тому припускають, що застосування *ADS* ніяк не впливає на наслідки погіршення характеристик і відмови навігаційного обладнання.

Моделювання окремих типів навігаційних помилок у бічному вимірі. Моделі розподілу ймовірності необхідні для таких типів навігаційних помилок у бічному вимірі:

а) пов'язаних з навігаційною системою:

- нормальна робота;
- погіршення характеристик;
- відмова;

б) пов'язаних з пілотом:

- нормальна робота;
- помилка введення шляхових точок;
- вибір неправильного маршруту.

Виходячи з порівняння моделей, було зроблено припущення про те, що кожний з наведених типів навігаційних помилок можна моделювати з використанням нормального розподілу, за якого середнє та середнє квадратичне відхилення залежать від типу помилок. Крім того, функціонування навігаційної системи характеризувалося нульовим середнім відхиленням і середнім квадратичним відхиленням, що залежить від режиму роботи.

Припущення про нормальний розподіл не має вирішального значення для моделювання, оскільки в результаті згортки двох нормальних щільностей виходить ще одна нормальна щільність, яка не потребує числової згортки. Вважається, що *ADS*, імовірно, буде сприяти усуненню або зменшенню хвостів кривих змішаних розподілів, що описують звичайні розподіли навігаційних помилок.

Хоча центральна частина розподілу деяких типів помилок цілком може належати до нормального типу, очевидно не всі експерти поділяють цю точку зору. Тому роблять припущення про те, що всі окремі розподіли помилок навігаційної системи є двовимірними експонентними розподілами з нульовим середнім відхиленням і середнім квадратичним відхиленням, що залежить від режиму роботи.

Нормальна робота пілота також характеризується нульовим середнім значенням. Щільність помилок вибору неправильного маршруту являє собою суміш двох двовимірних експонентних щільностей з відповідними середніми значеннями, рівними додатними та від'ємними величинами існуючого стандарту бічного ешелонування. Щільність помилок, зумовлених уведенням шляхових точок, складається в основному із двох частин, одна з яких описує зсув точки шляху вліво, а друга описує зсув точки шляху вправо. Кожна частина являє собою двовимірний експонентний змішаний розподіл, середні значення якого змінюються лінійно в інтервалі від нуля до позитивної або негативної величини стандарту ешелонування S_y . Ця модель ґрунтується на добре відомій *трикутній* формі помилки і зумовлена введенням шляхових точок. Поздовжній інтервал $2*L$ між трьома наступними послідовними шляховими точками ділиться на підінтервали $2*N_1^A$, і кожному підінтервалу ставиться у відповідність один із членів змішаного розподілу.

Моделювання загальних навігаційних помилок для станів системи. Моделі для окремих типів навігаційних помилок у бічному вимірі, описані в п. 1.3.4, можна використати для побудови моделей для кожного з 18 комбінацій помилок навігаційної системи та навігаційних помилок, спричинених діями пілота, відповідно до табл. 1.3 та 1.4. У межах цього процесу нормальна робота пілота означає, що до помилки навігаційної системи не слід додавати яких-небудь помилок, тобто дії пілота вже враховані в середньому квадратичному відхиленні розподілу помилок навігаційної системи. Розподіл комбінацій помилок навігаційної системи та помилок уведення шляхових точок або вибору неправильного маршруту, допущених пілотом, визначається середнім квадратичним відхиленням помилки навігаційної системи в розподілах помилок, що належать до відповідної помилки пілота.

Отримані в такий спосіб щільності являють собою щільності $f_{i,j,k}^{ABC}(y_1)$ й $f_{p,q,r}^{ABC}(y_2)$, визначені в п. 1.3.2.

1.4. Загальна модель ризику зіткнення на одному маршруті та маршрутах, що перетинаються, для випадку ешелонування, що ґрунтується на відстані

Подана тут нова модель призначена для оцінювання ризику зіткнення під час ешелонування, що ґрунтується на відстані, як на одному, так і на маршрутах, що перетинаються [29]. Ця модель заснована на добре відпрацьованій моделі Райха, але логіка перетворень є новою та демонструє загальне застосування методу.

1.4.1. Методологія

Припустімо, що випадково обрана пара ПК, не обов'язково на одному ешелоні, здійснює переліт через океан по одній трасі або трасах, що перетинаються. Позначимо через T_C середній час пельоту через океан. Нехай $\text{Prob}\{X\}$ означає ймовірність появи події X , тоді

$$C_P - \text{Prob}\{\text{пара зіштовхується за час перетинання океану}\}.$$

Так же, як і в моделі Райха, уявимо ПК простою геометричною фігурою. Будемо вважати, що ПК є коловими циліндрами діаметром λ_{xy} і висотою λ_z . Використаємо геометрію, аналогічну геометрії моделі Райха, де один ПК, тут ПК1 являє собою циліндр радіусом λ_{xy} висотою $2\lambda_z$, і позначимо його через C . Інший ПК – ПК2 – точка, яку позначимо через P . Очевидно, щоб сталося зіткнення, P має проникнути в C через бічну поверхню через верх або низ. Також очевидно, що горизонтальне перекриття двох ПК відбудеться, коли P проникає в нескінченний циліндр радіусом λ_{xy} , отриманий продовженням угору та вниз циліндра, яким зображено ПК1. Таким чином,

$$C_P - \text{Prob}\{P \text{ проникає в } C / P \text{ проникає в нескінченний циліндр}\} \text{НОР}(T_C),$$

де $\text{НОР}(T_C)$ – імовірність того, що пара ПК буде мати горизонтальне перекриття за час перетинання океану.

Тепер, щоб обчислити $\text{Prob}\{P \text{ проникає в } C / P \text{ проникає в нескінченний циліндр}\}$, позначимо через ℓ_{xy} середню горизонтальну відстань у разі перетинання циліндра радіусом λ_{xy} , яке визначається як

$$\ell_{xy} = \frac{\pi \lambda_{xy}}{2}.$$

Якщо в момент проникнення точки P у нескінченний циліндр вона має відносну швидкість V_{rel}^C , то перетинання циліндра триватиме

$$\tau_{xy} = \frac{\ell_{xy}}{V_{rel}^C}.$$

Протягом цього часу P просувається вертикально на відстань $z = |\bar{z}| \tau_{xy}$. Ефективна товщина циліндра, що показує зіткнення, буде

$$2\lambda_z \left(1 + \frac{|\bar{z}|}{2\lambda_z} \frac{\pi \lambda_{xy}}{2V_{rel}^C} \right).$$

Таким чином, якщо імовірність одночасного вертикального перекриття двох ПК висотою λ_z , номінально розділених по вертикалі на відстань h_z , у момент горизонтального перекриття позначають як $P_z(h_z)$, і допускаючи, що $P_z(h_z)$ змінюється лінійно від λ_z на розглянутих малих відстанях, отримують:

$$\begin{aligned} \text{Prob}\{P \text{ проникає в } C / P \text{ проникає в нескінченний циліндр}\} &= \\ &= P_z(h_z) \left(1 + \frac{|\bar{z}|}{2\lambda_z} \frac{\pi \lambda_{xy}}{2V_{rel}^C} \right). \end{aligned}$$

Для переходу від зіткнення пари ПК до катастроф на льотну годину множимо NP на 2, де NP – кількість пар, що припадає на льотну годину. Відзначимо, що для випадку поздовжнього ешелонування кількість пар по суті така ж, як кількість ПК, і $NP = 1/T_C$. Для випадку горизонтального ешелонування на трасах, що перетинаються, це може бути не так. Більшість пар, у цьому випадку, буде

утворюватися кожним ПК, що проходить точку перетинання по одній трасі, із двома ПК на іншій трасі, що здійснюють перетинання безпосередньо перед даним ПК і відразу після нього. Подібна ситуація не дуже ймовірна і на практиці NP найчастіше істотно менше 1. Щоб зберегти загальний вигляд моделі, уведемо множник NP і запишемо остаточно ризик зіткнення в одиницях катастроф на льотну годину:

$$CR=2 \ NP \ HOP(T_C) \ P_z(h_z) \left(1 + \frac{|\bar{z}|}{2\lambda_z} \frac{\pi \lambda_{xy}}{2V_{rel}^C} \right). \quad (1.31)$$

У загальному випадку V_{rel}^C залежить від діючого мінімуму ешелонування, навігаційної точності ПК, кута між курсами двох ПК, інтервалу часу між послідовними повідомленнями про місце перебування, а також від використовуваного буфера для зв'язку та втручання диспетчера. V_{rel}^C – відносна швидкість двох ПК на момент горизонтального перекриття. Не зовсім коректно використовувати V_{rel}^C як фіксоване значення, і попередні моделі, які використовували фіксовані значення $|\bar{x}|$ та $|\bar{y}|$, були помилкові.

Відповідно до моделі обидва ПК не обов'язково мають перебувати в горизонтальному польоті, все, що необхідно – це оцінка h_z , тобто номінального вертикального поділу на момент горизонтального перекриття. Якщо обидва ПК перебувають у горизонтальному польоті, то h_z – це саме норма вертикального ешелонування. Якщо h_z невідомо, то можна отримати деяку завищену оцінку ризику зіткнення, використовуючи $P_z(0)$ в рівнянні (1.31) замість $P_z(h_z)$, оскільки $P_z(0) \geq P_z(h_z)$ для кожного h_z .

1.4.2. Імовірність горизонтального перекриття

Загальний випадок

Розглянемо загальну ситуацію, коли два ПК наближаються до точки перетинання по різних трасах (у загальному випадку), як показано на рис. 1.5. У випадку однієї траси, коли $\theta=0$, «перетинання» у дійсності є шляховою точкою на загальній трасі. В умовах процедурного керування за якийсь час до досягнення першим ПК

точки перетинання диспетчер запросить відстань до перетинання від обох пілотів.

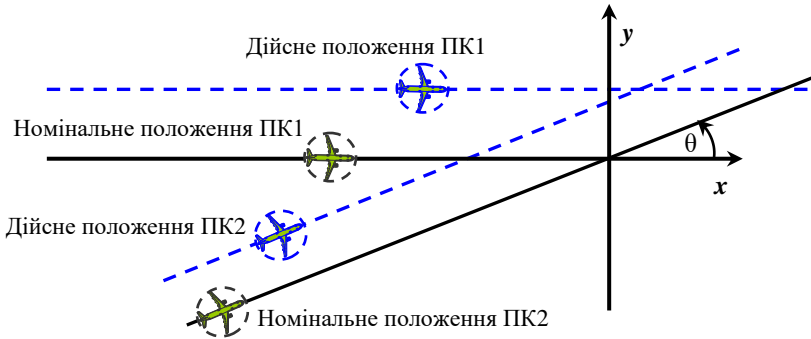


Рис. 1.5. Номінальне та дійсне положення ПК на момент $t = 0$

Перший ПК відповість першим, тому різниця відстаней буде менша від номінального поділу. Нехай $t = 0$ буде моментом часу передачі повідомлення другим пілотом. В умовах *ADS* наземна система або диспетчер визначають відстань від можливого екстрапольованого положення кожного ПК до точки перетинання. Тільки у випадку польоту по одній трасі відстань між двома ПК може бути виміряна безпосередньо. Нехай $t = 0$ – тимчасова оцінка в останньому повідомленні *ADS* про місцеперебування якого-небудь ПК. Аналізуючи норми ешелонування в умовах *ADS*, будемо вважати, що обидва ПК посилають свої повідомлення про місцеперебування одночасно. Це є обережним припущенням, оскільки в разі неодночасної передачі повідомлень система *ADS* буде екстрапольовати місцеперебування тільки першого із ПК на момент передачі повідомлення другим ПК цієї пари. Оскільки ризик помітно зменшується зі зменшенням часу екстраполяції, урахування неодночасності передачі повідомлень тільки зменшить оцінку ризику.

Позначимо номінальну відстань до перетинання в момент часу $t = 0$ ПК1 та 2 \hat{d}_1^0 і \hat{d}_2^0 відповідно. Тоді, якщо ε_1^A та ε_2^A – поздовжні помилки двох ПК, а ε_1^C та ε_2^C – їхні бічні відхилення від траси, координати дійсного місцеперебування обох ПК у момент t визначаємо так:

$$x_1(t) = -\hat{d}_1^0 + \varepsilon_1^A + V_1 t; \quad (1.32)$$

$$y_1(t) = \varepsilon_1^C; \quad (1.33)$$

$$x_2(t) = -(\hat{d}_2^0 - \varepsilon_2^A) \cos \theta - \varepsilon_2^C \sin \theta + V_2 t \cos \theta, \quad (1.34)$$

$$y_2(t) = -(\hat{d}_2^0 - \varepsilon_2^A) \sin \theta + \varepsilon_2^C \cos \theta + V_2 t \sin \theta, \quad (1.35)$$

де V_1 і V_2 – істинні швидкості двох ПК.

Тепер $D(t)$ – відстань між центрами двох ПК у момент часу t можна визначити в такий спосіб:

$$D(t) = \sqrt{(x_1(t) - x_2(t))^2 + (y_1(t) - y_2(t))^2}.$$

Потрібно мінімізувати $D(t)$ для $0 \leq t \leq T + t$, де T – час між періодичними повідомленнями; t – буфер для зв'язку та втручання диспетчера.

Горизонтальне перекриття відбудеться, коли D_{\min}^C , обмежений мінімум $D(t)$, стане таким:

$$D_{\min}^C \leq \lambda_{xy}.$$

Таким чином, імовірність горизонтального перекриття

$$HOP = \text{Prob} \{ D_{\min}^C \leq \lambda_{xy} \}. \quad (1.36)$$

$D^2(t)$ є квадратичною формою від t .

$$D^2(t) = D_0^2 + 2Bt + V_{\text{rel}}^2 t^2.$$

де D_0 – істинна відстань між двома ПК у момент $t = 0$ і

$$D_0^2 = \Delta x_0^2 + \Delta y_0^2;$$

$$\Delta x_0 \equiv x_1(0) - x_2(0) = \hat{d}_2^0 \cos \theta - \hat{d}_1^0 + \varepsilon_x;$$

$$\Delta y_0 \equiv y_1(0) - y_2(0) = \hat{d}_2^0 \sin \theta + \varepsilon_y.$$

Помилки ε_x та ε_y можна визначити так:

$$\varepsilon_x = \varepsilon_1^A - \varepsilon_2^A \cos \theta + \varepsilon_2^C \sin \theta,$$

$$\varepsilon_y = \varepsilon_1^C - \varepsilon_2^C \cos\theta - \varepsilon_2^A \sin\theta,$$

Величину вектора істинної відносної швидкості V_{rel} визначають так:

$$V_{\text{rel}} = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2V_1 V_2 \cos\theta}, \quad (1.37)$$

$$B = \Delta_{x_0} (V_1 - V_2 \cos\theta) - \Delta_{y_0} V_2 \sin\theta.$$

D_{min} – необмежений мінімум $D(t)$, коли $t = t_{\text{min}} = -B/V_{\text{rel}}^2$.

Після деяких алгебричних перетворень можна записати:

$$D_{\text{min}} = \frac{|\Delta x_0 V_2 \sin\theta + \Delta y_0 (V_1 - V_2 \cos\theta)|}{V_{\text{rel}}}.$$

Якщо $\theta=0$ $V_1=V_2$, потрібна особлива увага, оскільки $V_{\text{rel}}=0$. У цьому випадку дійсна відстань між ПК дорівнює D_0 для всіх t .

Якщо t_{min} виходить за інтервал між 0 і $T+t$, обмежений мінімум $D(t)$ буде більшим за D_{min} . Оскільки залежність $D(t)$ від t є параболічною, тоді:

– якщо $t_{\text{min}} < 0$, то $D_{\text{min}}^C = D_0$;

– якщо $t_{\text{min}} > T+t$, то $D_{\text{min}}^C = D(T+t)$.

Позначаючи номінальну шляхову швидкість двох ПК через \widehat{V}_1 та \widehat{V}_2 , визначаємо:

$$v_1 = V_1 - \widehat{V}_1;$$

$$v_2 = V_2 - \widehat{V}_2.$$

Раніше використовували «незаплановану відносну швидкість» v , обумовлену як

$$v = v_1 - v_2. \quad (1.38)$$

Рівняння (1.38) доречне у разі польотів одним маршрутом ($\theta=0$). Для поданої моделі ризику зіткнення на маршрутах, що пе-

ретинаються, потрібно визначити індивідуальну різницю швидкості відносно номінальної, тому описуються отримані раніше дані для v згортки двох двосторонніх експонентних щільностей із середнім значенням, рівним нулю, і загальним параметром λ_v . Щоб зберегти вид моделі ризику для *ADS* аналогічно моделі процедурного ешелонування, використовують більший з отриманих параметрів, а також параметр, отриманий апроксимацією фактичних відхилень шляхових швидкостей від номінальної (з вибірки 10318 повідомлень *ADS* за 1994 і 2000 рр.). Обране значення склало $\lambda_v = 5,82$.

Для виконання розрахунків будемо вважати, що $\varepsilon_1^A, \varepsilon_2^A, \varepsilon_1^C$ та ε_2^C є випадковими величинами, розподіленими за двостороннім експонентним законом з нульовим середнім та параметром λ_n , визначеним, виходячи зі значення необхідної навігаційної точності. Вважається, що v_1 та v_2 мають двосторонній експонентний розподіл з нульовим середнім і параметром λ_v . На жаль, навіть із цими припущеннями неможливо записати простий алгебричний вираз для *HOP* у рівнянні (1.36), за винятком окремих випадків $\theta = 0$ та $\theta = 180^\circ$.

Для числового розрахунку *HOP* у загальному випадку запропоновано метод Монте – Карло. Згідно з цим методом для прискорення обчислень використовують значення вибірки та враховують симетричність функцій щільності ймовірностей. Оскільки моделювалися дуже малі ймовірності, метод Монте – Карло потребує генерації великої кількості реалізацій. Наприклад, для аналізу поздовжнього ешелонування використовувалися вибірки порядку 10^{11} .

Однією з переваг використання методу Монте–Карло є те, що поряд з імовірністю горизонтального перекриття було отримано правильну оцінку V_{rel}^C . Це зроблено за допомогою припущення, що в точці горизонтального перекриття кожний ПК має випадкову бічну швидкість, функція щільності ймовірностей якої може бути апроксимована двовимірним експонентним законом з масштабним параметром, обраним за умови, щоб згортка двох таких щільностей для випадку однієї й тієї ж траси ($\theta = 0$) давала значення $|\bar{y}| = 20$, використовуване і раніше в попередніх дослідженнях. Якщо випад-

кова змінна \bar{y} має функцію щільності ймовірностей, що являє собою згортку двох однакових двосторонніх експонентних функцій щільності ймовірностей з масштабним коефіцієнтом λ , то $|\bar{y}| = 3\lambda/2$. Тому обрано $\lambda = 40/3$.

Альтернативним методу Монте – Карло є числовий метод. Для $\theta = 0$ можна отримати теоретичне значення параметра V_{rel}^C . Це значення буде достатнім для кутів, менших за 15° . Для більших кутів досить точною є оцінка V_{rel} в рівнянні (1.37); V_{rel} – одна зі складових останнього множника рівняння (1.31), значення якого злегка перевищує одиницю і тому не потребує високої точності визначення.

Поздовжнє ешелонування на одній трасі

Для поздовжнього ешелонування розіб'ємо переліт через океан на m інтервалів передачі повідомлень тривалістю T польотних годин, так що $T_C = mT$. Припустимо, що ризик зіткнення в кожному такому інтервалі є одним і тим же. Тоді загальний ризик буде просто m -кратним ризиком зіткнення в кожному з інтервалів. Вважаючи, що обидва ПК виконують політ на одному заданому ешелоні, рівняння (1.31) можна записати у вигляді

$$CR = \frac{2}{T} HOP(T+t) P_z(0) \left(1 + \frac{\left| \frac{-}{z} \right|}{2\lambda_z} \cdot \frac{\pi\lambda_{xy}}{2V_{rel}^C} \right), \quad (1.39)$$

де $HOP(T+t)$ – горизонтальне перекриття за час одного періоду передачі повідомлення плюс буфер для зв'язку та втручання диспетчера, при цьому використано також співвідношення $NP = 1/T_C = 1/mT$.

Якщо два ПК мають істотно різні номінальні швидкості, то припущення, що загальний ризик є сумою m ризиків, має бути обережним, оскільки ці ПК будуть утворювати пари на меншій кількості інтервалів, ніж m .

Якщо розрахунки показують, що максимальний ризик очікується в точці $\theta = 0$, то більш правильно використати апроксимацію

ймовірності горизонтального перекриття *HOP*. Якщо у рівняннях (1.32 – 1.35) $\theta=0$, тоді:

$$x_1(t) - x_2(t) = \hat{d}_2^0 - \hat{d}_1^0 + \xi_1^A - \xi_2^A + (V_1 - V_2)t;$$

$$y_1(t) - y_2(t) = \varepsilon_1^C - \varepsilon_2^C.$$

Розглядаючи напрямки x та y незалежно та припускаючи, що $t=T+t$, для максимізації ризику можна виразити ймовірність горизонтального перекриття добутком імовірності поздовжнього перекриття або зміни порядку проходження ПК на момент часу $t=T+t$ та ймовірність бічного перекриття

$$HOP = LOP P_y(0),$$

де $P_y(0)$ – імовірність бічного перекриття двох ПК з розмахом крил $\lambda_x = \lambda_{xy}$, які за планом виконують політ по одній трасі, а ймовірність перекриття в поздовжньому вимірі:

$$LOP \approx \text{Prob} \{ x_1(T+t) - x_2(T+t) \leq \lambda_{xy} \}. \quad (1.40)$$

Номінальний поздовжній поділ на момент $t=T+t$ буде становити:

$$\bar{S} = \hat{d}_2^0 - \hat{d}_1^0 + (\hat{V}_1 - \hat{V}_2)(T+t), \text{ тому}$$

$$x_1(T+t) - x_2(T+t) = \bar{S} + \varepsilon_1^A - \varepsilon_2^A + (v_1 - v_2)(T+t).$$

Використовуючи отриманий результат за рівнянням (1.40) і виносячи згортку (уважаючи, що розподіл \bar{S} має рівномірний характер в інтервалі між A та B за умови, що B істотно більше, ніж A), дістанемо:

$$LOP \approx \frac{1}{4(B-A)} \left\{ S_1 \lambda_n \beta^2 \exp\left(\frac{\lambda_{xy} - A}{\lambda_n}\right) + S_2 \lambda_2 (1-\beta)^2 \exp\left(\frac{\lambda_{xy} - A}{\lambda_2}\right) \right\},$$

де $\lambda_n = RNP/2,995732$; $\lambda_2 = \lambda_v(T+t)$; $\beta = \lambda_n^2 / (\lambda_n^2 - \lambda_2^2)$;

$$S_1 = \frac{A - \lambda_{xy}}{\lambda_n} + 3 + 4(1 - \beta); S_2 = \frac{A - \lambda_{xy}}{\lambda_n} + 3 + 4\beta.$$

У загальному випадку номінальний поздовжній поділ на момент t

$$\widehat{S}(t) = \widehat{d}_2(t) - \widehat{d}_1(t),$$

де $\widehat{d}_1(t)$ і $\widehat{d}_2(t)$ – номінальні відстані до перетинання на момент t обумовлені виразами:

$$\widehat{d}_1(t) = \widehat{d}_1^0 + \widehat{V}_1 t;$$

$$\widehat{d}_2(t) = \widehat{d}_2^0 + \widehat{V}_2 t.$$

Припустімо, що коли $\widehat{V}_2 > \widehat{V}_1$, диспетчер у момент часу $t = 0$ у разі потреби збільшить ешелонування між ПК, щоб гарантувати правильний їх поділ після моменту часу $(T + t)$. Але якщо $\widehat{V}_2 < \widehat{V}_1$, то перший ПК номінально летить швидше, ніж наступний за ним, і ризик зіткнення має бути істотно меншим. Тому із врахуванням припущення щодо суми ризиків на окремих інтервалах передавання повідомлень зробимо в розрахункових цілях обережне припущення про однаковість номінальних швидкостей обох ПК. Будемо вважати також для розрахунку, що $\widehat{S}(0)$ є випадковою змінною, функція щільності ймовірності якої відповідає рівномірній щільності в інтервалі між нормою поздовжнього ешелонування на відстані S_x та $S_x + 250$ м.м. Якщо $\theta = 0$, це означає, що $A = S_x$, $B = S_x + 250$.

За умови, що $\theta = 0$, можна також отримати математичний вираз для V_{rel}^C :

$$V_{rel}^C = \frac{E\left(w \mid |s + w| \leq \lambda_{xy}\right)}{T + t},$$

де E – математичне сподівання, $s = \widehat{S} + \varepsilon_1^A - \varepsilon_2^A$, $w = v(T + t)$ і $v = v_1 - v_2$, як у рівнянні (1.38). Умовну щільність w можна визначити за виразом

$$g(w|s+w \leq \lambda_{xy}) = g(w)H(\lambda_{xy} - w)/LOP,$$

$$\text{де } g(w) = \frac{1}{4\lambda_2} \exp(-|w|/\lambda_2) \cdot (|w|/\lambda_2 + 1);$$

$$H(s) = \begin{cases} \frac{\lambda_1}{4(B-A)} \exp\left(\frac{s-A}{\lambda_1}\right) \left(\frac{A-s}{\lambda_1} + 3\right) & \text{для } s \leq A; \\ \frac{s-A}{B-A} + \frac{\lambda_1}{4(B-A)} \exp\left(\frac{A-s}{\lambda_1}\right) \left(\frac{s-A}{\lambda_1} + 3\right) & \text{для } A < s << B. \end{cases}$$

$$\text{Отже, } V_{\text{rel}}^C \approx \frac{\left| \int_{v=-M}^{\infty} v g(v) H(\lambda_{xy} - v) dv \right|}{(T+t) LOP},$$

де M задовольняє умову $A \ll M \ll B$.

Хоча V_{rel}^C можна надати аналітичного вигляду, однак відповідний вираз буде досить складним. Більш простим і досить точним для цілей дослідження є чисельне інтегрування з $M = S_x + 50$. Замінімо також верхню межу інтеграла нулем, оскільки внеском додатних значень v можна знехтувати.

Поздовжнє ешелонування на основі ADS на зустрічних маршрутах

Розглянемо ситуацію, коли два ПК, оснащені ADS, перебувають на різних ешелонах трас, що перетинаються. Перший ПК може набирати висоту або знижуватися, перетинаючи ешелон польоту другого, коли вимірюванням відстаней між місцем ПК (можливо екстрапольованими) і точкою перетинання буде визначено, що перший ПК перебуває від точки перетинання далі від другого принаймні на величину норми поздовжнього ешелонування на відстань S_x . Цю ситуацію ілюструють рис. 1.6 і 1.7.

У повітряному просторі зі скороченим мінімумом вертикального ешелонування (RVSM – *Reduced Vertical Separation Minimum*) норма вертикального ешелонування повинна бути 1000 футів, а в іншому повітряному просторі – 2000 футів.

Візьмемо найгірший випадок, вважаючи, що зміна ешелону польоту починається, як тільки досягнуто номінальне поздовжнє ешелонування. Припустимо, що ешелон змінює ПК2, а зміна висоти починається по закінченні часу $T_{CL}/2$ від моменту проходження ПК2 точки перетинання, де T_{CL} – час, необхідний ПК для набору висоти або зниження на дві норми вертикального ешелонування. Таким чином, коли ПК2 номінально проходить точку перетинання, то номінально він має перебувати на тому ж ешелоні, що й ПК1.

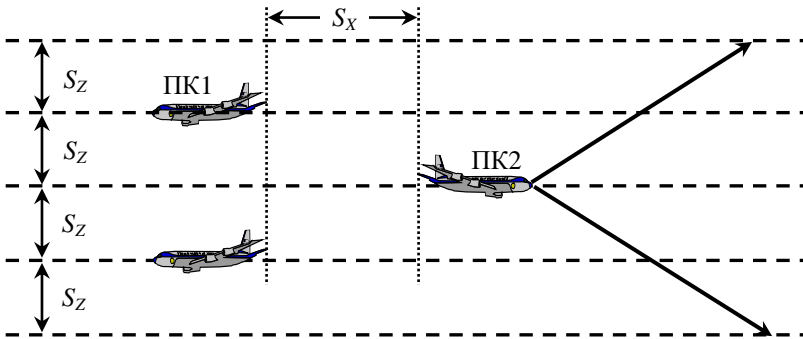


Рис. 1.6. Вигляд з боку для сценарію зустрічних трас: S_z – норма вертикального ешелонування; S_x – норма поздовжнього ешелонування

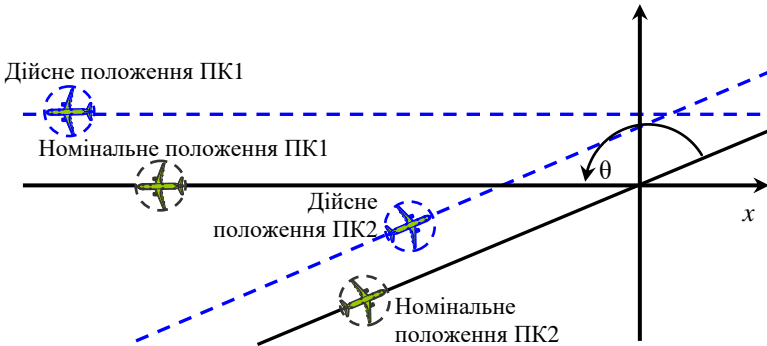


Рис 1.7. Номінальне й дійсне положення ПК на момент часу $t = 0$ (зустрічні траси)

Математичний опис загальної моделі ризику зіткнення на одному маршруті та маршрутах, що перетинаються, буде відрізнятися

зміною знаків $\hat{d}_2^0, \varepsilon_1^A, \varepsilon_2^A, \varepsilon_2^C, V_1$ та V_2 .

Відмінність від моделі ризику зіткнення на одному маршруті полягає в тому, що в цьому випадку не використовується буфер для зв'язку та втручання диспетчера t . Передбачається, що якщо диспетчер не має можливості зв'язатися з ПК або було втрачено останнє повідомлення *ADS* про місцеперебування будь-якого ПК, то диспетчер запросить повідомлення *ADS* і/або зв'язок з ПК. З огляду на те, що ПК2 може почати змінювати ешелон в будь-який момент часу між повідомленнями *ADS*, знайдемо точку найбільшого зближення ПК для часу t в інтервалі між $\hat{t}_2 - T_{CL}/4$ та $\hat{t}_2 + T_{CL}/4$ і максимізуємо ризик для $t_2 = \hat{d}_2^0 / \hat{V}_2$ в інтервалі між 0 і T .

Підставою для цього є те, що після початку зміни ешелону та поки ПК2 має номінальний вертикальний поділ із ПК1 більше половини норми вертикального ешелонування, імовірність вертикального перекриття буде досить мала, так що з урахуванням з ймовірності бічного ешелонування ризик зіткнення буде настільки малим, що ним можна знехтувати.

Для ПК, що відповідають технічним вимогам до мінімальних характеристик бортових систем *RVSM MASPS* (*MASPS – Minimum Aircraft System Performance Specification*), імовірність вертикального перекриття двох ПК, що мають номінальний інтервал 500 футів, становить приблизно $5.6 \cdot 10^{-4}$. Для ПК, що не задовольняють вимоги *RVSM MASPS*, імовірність вертикального перекриття пари ПК, що мають номінальний вертикальний інтервал 1000 футів, становить приблизно $9.3 \cdot 10^{-6}$. Ці значення ґрунтуються на моделюванні вертикальних помилок за допомогою змішаної гаусово-експоненціальної щільності. У розрахунках для ймовірності вертикального перекриття використовують $P_z(0)$, оскільки номінальний вертикальний інтервал при горизонтальному перекритті невідомо, однак використання $P_z(0)$ призводить до завищеної оцінки ризику зіткнення.

Наступна відмінність полягає в тому, що замість припущення про те, що початковий поділ між ПК є випадковою змінною з рівномірною щільністю ймовірності, ПК2 почне змінювати ешелон, як тільки ПК1 буде перебувати від точки перетинання далі, ніж ПК2, на величину норми поздовжнього ешелонування S_x (і буде

збільшувати цю відстань надалі).

Для поздовжнього ешелонування на відстані NP становить $1/T$. Розглядається, що ПК змінює ешелон не частіше, ніж один раз за період одного повідомлення. Рівняння ризику зіткнення буде таким же, як рівняння (1.39).

Якщо ризик максимізується за $\theta=180^\circ$, то можна виконати апроксимацію імовірності горизонтального перекриття HOP так само, як і для $\theta=0^\circ$. Змінюючи знак \widehat{d}_1^0 у рівняннях (1.32 – 1.35), дістаємо

$$\begin{aligned}x_1(t) - x_2(t) &= \widehat{d}_1^0 - \widehat{d}_2^0 + \varepsilon_1^A + \varepsilon_2^A + (V_1 + V_2)t; \\y_1(t) - y_2(t) &= \varepsilon_1^C + \varepsilon_2^C.\end{aligned}$$

Розглядаючи напрямки x та y незалежно та припускаючи $\widehat{t}_2 = T$, оскільки в цьому випадку ризик стає максимальним, можна подати ймовірність горизонтального перекриття як добуток імовірності поздовжнього перекриття або зміни порядку проходження ПК у момент часу $T - T_{CL}/4$ та ймовірності бічного перекриття $P_y(0)$. Таким чином,

$$HOP \approx \text{Prob} \{x_2(T - T_{CL}/4) - x_1(T - T_{CL}/4) \leq \lambda_{xy}\} P_y(0). \quad (1.41)$$

Номінальне поздовжнє перекриття в момент часу $T - T_{CL}/4$ становитиме

$$\begin{aligned}\widehat{S} &= S_x + \frac{T_{CL}}{4}(\widehat{V}_1 + \widehat{V}_2), \text{ тому} \\x_1(T - T_{CL}/4) - x_2(T - T_{CL}/4) &= \widehat{S} + \varepsilon_1^A + \varepsilon_2^A + (v_1 + v_2)(T - T_{CL}/4).\end{aligned}$$

Використовуючи цей результат у рівнянні (1.41) і виносячи згортку, що належить до поздовжнього перекриття, отримуємо:

$$HOP = \frac{P_y(0)}{4} \left\{ S_1 \beta^2 \exp\left(\frac{-\widehat{S} + \lambda_{xy}}{\lambda_n}\right) + S_2 (1 - \beta)^2 \exp\left(\frac{-\widehat{S} + \lambda_{xy}}{\lambda_2}\right) \right\},$$

де $\lambda_n = RNP/2,995732$; $\lambda_2 = \lambda_v (T - T_{CL}/4)$; $\beta = \lambda_n^2 / (\lambda_n^2 - \lambda_2^2)$;

$$S_1 = \frac{\widehat{S} - \lambda_{xy}}{\lambda_n} + 2 + 4(1 - \beta); \quad S_2 = \frac{\widehat{S} - \lambda_{xy}}{\lambda_n} + 2 + 4\beta.$$

Бічне ешелонування на трасах, що перетинаються

Бічне ешелонування ПК на трасах, що перетинаються, яке ґрунтується на концепції визначення зони конфлікту в точці перетинання. Ця зона має форму чотирикутника (рис. 1.8), кути якого називаються точками бічного ешелонування і визначаються як точки на трасі, де відстань по перпендикуляру до іншої траси дорівнює нормі бічного ешелонування S_y . Бічне ешелонування виконує диспетчер, який гарантує, що два ПК не будуть одночасно перебувати в зоні конфлікту на одній висоті.

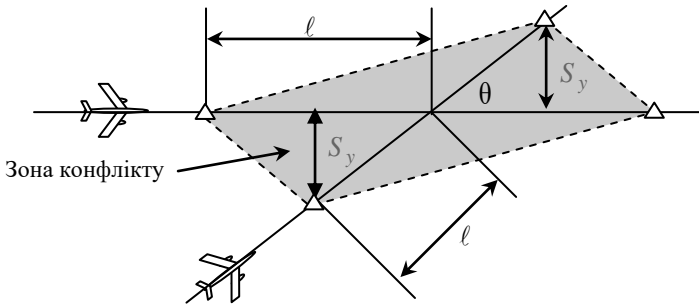


Рис. 1.8. Точки бічного ешелонування та зона конфлікту

Припустімо, що обидва ПК наближаються до точки перетинання, як показано на рис. 1.9.

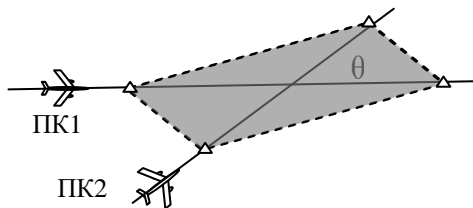


Рис. 1.9. Підхід ПК1 і ПК2 до зони конфлікту

Будемо вважати, що ПК1 досягне (номінально) точки перетинання першим. Диспетчер забезпечує бічне ешелонування, використовуючи процедуру запиту в обох пілотів відстані до точки пе-

ретинання, перш ніж оцінити, що ПК2 буде перебувати в межах, наприклад, половини норми поздовжнього ешелонування до точки бічного ешелонування, до якої він наближається. Як і у випадку поздовжнього ешелонування, для процедурного керування диспетчер повинен переконатися в недооціненні номінального поділу, і що ПК1 відповідає першим.

У разі використання *ADS* оцінки можуть ґрунтуватися на даних про місцеперебування (можливо, екстрапольованих). Диспетчер на підставі повідомлених або розрахованих відстаней до точки перетинання, номінальних шляхових швидкостей двох ПК і відомого часу передачі повідомлення обчислює t_2^E , тобто час входження ПК2 в зону конфлікту, а також t_1^E і t_1^L – час входження ПК1 у зону конфлікту та виходу з неї відповідно. Якщо $t_1^E < t_2^E < t_1^L$, то в деякий момент часу ПК одночасно з'являться в зоні конфлікту та у зв'язку із цим у точці бічного ешелонування ПК2 повинен бути на іншому ешелоні. Деякі держави, наприклад Австралія, вимагають, щоб другий ПК був вертикально ешелонований на відстані $S_x/2$ до точки бічного ешелонування або, що те саме, на відстані $\ell + S_x/2$ від точки перетинання, де ℓ – відстань від точки бічного ешелонування до точки перетинання, обумовлена виразом $\ell = S_y / \sin \theta$.

У розглянутому випадку ця максимальна вимога не дотримується. Передбачається тільки, що обидва ПК не повинні одночасно перебувати в зоні конфлікту на одному ешелоні.

Обидва ПК підходять до зони конфлікту. Для аналізу цієї ситуації розглянемо найгірший випадок, коли обидва ПК мають рівні номінальні швидкості і номінальне максимальне зближення відбувається після моменту часу $T + t$. Тоді в момент часу $t = 0$

$$\widehat{d}_1^0 = \ell + \widehat{V}_1(T + t);$$

$$\widehat{d}_2^0 = \widehat{d}_1^0.$$

Оскільки ПК можуть передати повідомлення в будь-який час до входження в зону конфлікту, можна припустити максимальне значення ризику щодо T . У дійсності до моменту перебування на

відстані ℓ від точки перетинання ПК2 повинен бути на сусідньому ешелоні, хоча зазвичай вважають, що він перебуває на тому ж ешелоні, що й ПК1 на відстані ℓ від точки перетинання, а потім миттєво з'являється на сусідньому ешелоні. Цей випадок показано на рис. 1.9. Аналіз такої ситуації аналогічний аналізу поздовжнього ешелонування, за винятком того, що номінальні відстані ПК до точки перетинання в момент часу $t = 0$ різні. Значення NP в основній моделі ризику зіткнення також потребує деякого оцінювання. Гірший випадок був би, якби кожний ПК на одній трасі утворював пари з ПК на іншій трасі. Зрозуміло, що такий випадок можливий, але не всі пари тоді були б розділені нормою ешелонування. Насправді різниця номінальних відстаней пар ПК до перетинання має бути принаймні $S_x / 2$. На практиці NP зазвичай менше одиниці.

Один ПК виходить із зони конфлікту в той час, як інший входить в неї. Цю ситуацію відображено на рис. 1.10.

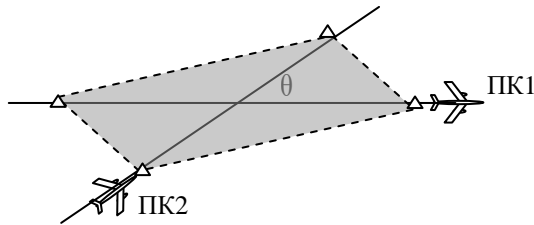


Рис. 1.10. Випадок, коли ПК1 залишає зону конфлікту у той час, як ПК2 входить у неї

Аналіз такої ситуації аналогічний аналізу основного випадку, але, зазвичай, розрізняються номінальні поділи. Гірший випадок, коли обидва ПК номінально перебувають на одному ешелоні і ПК1 номінально залишає зону конфлікту, у той час, як ПК2 входить в неї. Таким чином,

$$\widehat{d}_1^0 = \widehat{V}_1 T ;$$

$$\widehat{d}_2^0 = \widehat{V}_2 T + \ell (1 + \widehat{V}_2 / \widehat{V}_1).$$

Щоб максимізувати ризик за кожним можливим часом передавання повідомлень, будемо вважати, що ПК передають повідомлення, коли в ПК1 залишається час T до перетинання і максимізований ризик за двома періодами передавання повідомлення. Коли кут

перетинання трас 45° (або 135°), то ПК потрібно менше 20 хв для перетинання зони конфлікту, якщо норма бічного ешелонування 50 м. м, і менше 11 хв, якщо вона становить 30 м. м.

1.5. Методика аналізу небезпеки/ризиків Євроконтролем

Надалі передбачається ввести в дію маршрути *RNP1*, які дозволять використати інтервали ешелонування приблизно 6 – 8 м.м. між осьовими лініями замість 16 м.м. Навігаційні характеристики типу *RNP1* забезпечують 95-відсоткове утримання в межах 1 м.м. Однак це значення визначає тільки досягнуті характеристики навігаційної системи щодо витримування лінії шляхи. Помилки в контурі системи КПП (грубі помилки) і відмови навігаційної системи, що виходять за межі цієї центральної частини розподілу, потенційно більш значущі. Тому поділ маршрутів, досяжний без урахування втручання диспетчера, що ґрунтується винятково на моделюванні ризику зіткнення, може бути кращим від забезпечуваного для нижніх маршрутів ОПП.

Для поділу маршрутів для польотів у *NAT* застосовують моделювання ризику зіткнення з урахуванням характеристик витримування лінії шляхи, щільності повітряного руху та встановлених рівнів безпеки без урахування втручання служби КПП. У європейському повітряному просторі, для якого стандарти поділу маршрутів були розроблені до створення методів моделювання ризику зіткнення, здійснюється радіолокаційне спостереження з метою контролю за відхиленнями та забезпечення прямого голосового зв'язку «пілот – диспетчер», тобто можливість втручання служби КПП для запобігання випадкам потенційного порушення ешелонування.

В одному з перших досліджень, що фінансувалися Євроконтролем, вивчалася можливість використання аналізу небезпеки для розроблення мінімального поділу маршрутів ОПП типу *RNP1*. Це дослідження показало, що аналіз небезпеки/ризиків є перспективним методом і що було б доцільно продовжити розроблення повномасштабної моделі ризику зіткнення, включаючи зменшення ризику, пов'язаного з готовністю систем спостереження та прямого голосового зв'язку [29].

Мета дослідження полягає в об'єднанні традиційного моделювання ризику зіткнення (статистичний аналіз) з докладними даними про типи, механізми й частоту виникнення відхилень, викли-

каних помилками в контурі системи КПП у межах усієї системи повітряного руху. Крім того, у програмі враховується можливість використання радіолокаційного спостереження та голосового ДВЧ зв'язку для усунення видимих відхилень і зменшення ризику.

Кінцева мета цієї програми – розроблення стандартів бічного поділу маршрутів типу *RNP1* для застосування в повітряному просторі континентальної частини Європи. Використовувана методика може бути адаптована для використання в інших регіонах або державах залежно від обставин.

Загальну методику застосування аналізу небезпеки до проблеми ризику зіткнення за наявності системи КПП схематично подано на рис. 1.11.

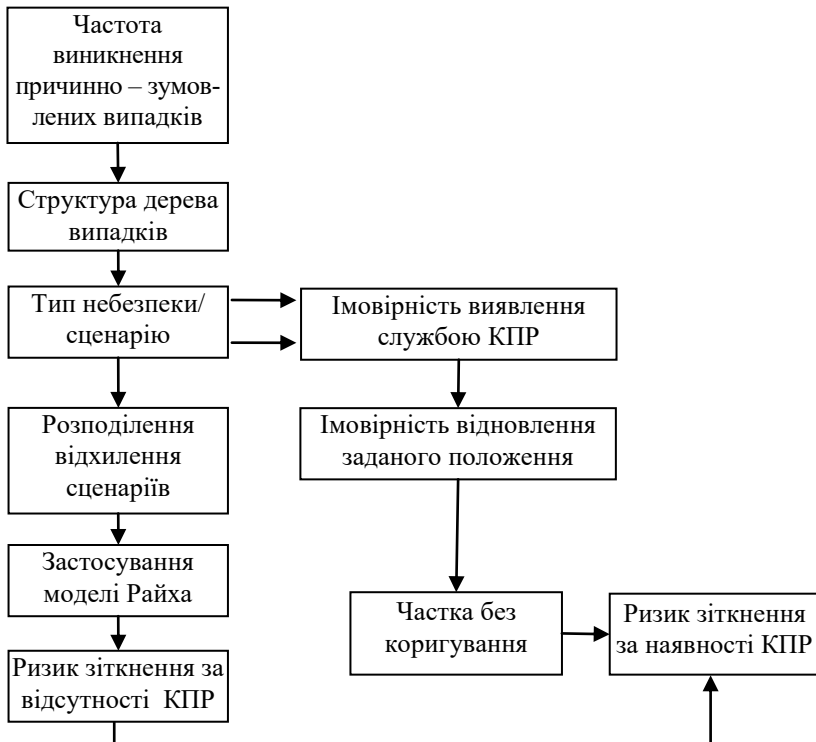


Рис.1.11. Структура моделі ризику зіткнення

1.5.1. Елементи моделі ризику зіткнення

Основні елементи моделі ризику зіткнення такі:

- виявлення сценаріїв, які можуть призвести до порушення ешелонування або можливого зіткнення двох ПК;
- виявлення конкретних небезпек і визначення частоти їх виникнення. Кожна небезпека веде сама по собі або за умов збігу з іншими обставинами до сценарію відхилення з відповідним розподілом відхилень;
- розрахунок імовірного ризику зіткнення, що впливає із сценаріїв, на підставі припущення про те, що відхилення не будуть виправлені (модель Райха);
- розрахунок імовірності виявлення та виправлення відхилення або пілотом, або службою КПП. Різні режими втручання служб КПП, тобто режими запобігання конфліктним ситуаціям (КС) або виправлення відхилень, будуть впливати на залежність різних типів небезпеки від часу та на стратегії їх виявлення і відновлення заданого положення;
- визначення результуючої загальної ймовірності зіткнення без урахування можливості здійснення спостереження. Імовірність зіткнення (без коригувальних дій) визначається з урахуванням імовірності не виявлення та відновлення заданого місцеположення ПК до настання зіткнення.

1.5.2. Зауваження щодо методики аналізу небезпеки/ризиків Євроконтролем

Під час розроблення моделі ризику зіткнення особливу увагу приділяють правильному поданню поведінки як відмов загального режиму, тобто тих випадків, коли окрема небезпека може призвести одночасно як до неправильного функціонування або відмови декількох елементів системи, так і подій, які можуть привести до локалізованого результуючого значення оцінки взаємодії/згортки розподілів. У цій моделі враховуються тільки ПК, що виконують політ на заданому ешелоні польоту.

1.5.3. Можливості моделі та результати моделювання

Модель дозволяє виконувати розрахунок ризику за заданих умов і різних інтервалів між лініями шляху. Порівняння цих ризиків і застосовного *TLS* дає змогу визначити мінімальний інтервал між лініями шляху. Крім того, модель дозволяє визначати чутли-

вість ризику до різних небезпек і забезпечує корисний зворотний зв'язок стосовно взаємозв'язків між причинно-обумовленими небезпеками та результируючим ризиком. Нарешті модель застосовують для прогнозування інших подій, які піддаються оцінюванню, та підтвердження достовірності результатів.

Розглянемо ряд сценаріїв. Вони не охоплюють усіх можливих сценаріїв, однак дають уявлення про типи результируючих відхилень, що спричиняються виявленими небезпеками (рис. 1.12).

Незначні періодичні відхилення відносно осової лінії маршруту, а не окреме різке відхилення від курсу, схематично зображено на рис. 1.12. Крім того, відхилення може починатися не від осової лінії, а від уже зміщеної лінії шляху, паралельної осовій лінії.

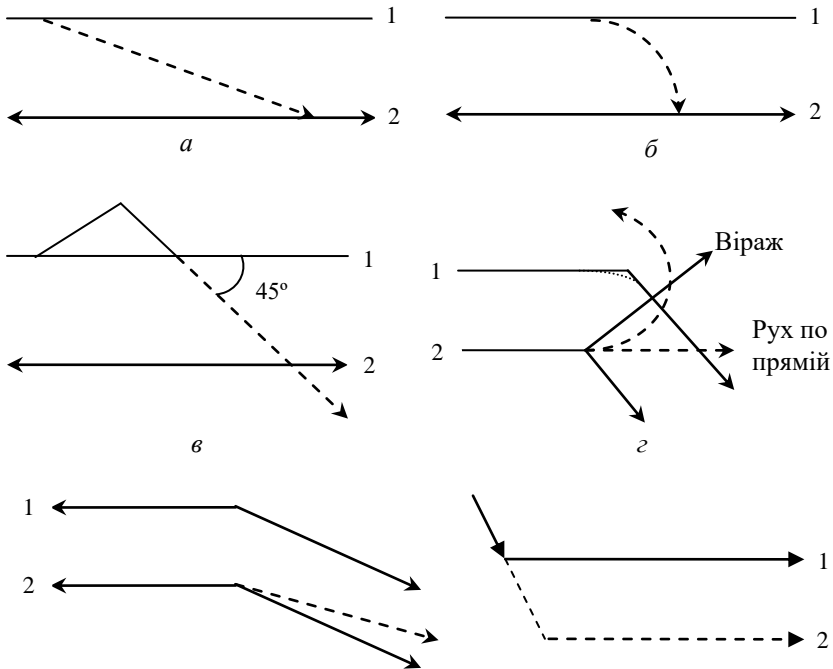


Рис. 1.12. Сценарії відхилень: *а* – поступове зміщення (прямолінійна ділянка); *б* – віраж (прямолінійна ділянка); *в* – відхилення після планового відхилення в режимі *HDG*; *г* – різкі відхилення під час розворотів; *д* – поступове зміщення з початком у точці шляху; *е* – перехід на неправильний маршрут; 1 – лінія шляху ПК1; 2 – лінія шляху ПК2.

Розрізняють такі типи помилок, які, як відомо, спричиняють відхилення в бічному вимірі:

- загальні навігаційні можливості та їх зміни, включаючи якість навігаційних засобів, помилки в базах даних і оснащення навігаційним обладнанням, непридатні для маршрутів типу *RNP1*;

- помилки екіпажу, включаючи неправильне введення даних, шляхових точок та загальну неуважність;

- помилка служб КПП, включаючи неправильне передавання керування між секторами та неуважність диспетчера;

- неправильне встановлення зв'язку між службою КПП і пілотом, включаючи неправильне передавання та розпізнавання позивних і реагування не того ПК на вказівки служби КПП;

- адміністративні та системні помилки, включаючи помилки в плані польоту, що вводять в оману повідомлення для авіаційного персоналу (*NOTAM – Notice to Airmen*), відмови бортового обладнання та помилки в програмному забезпеченні.

1.5.4. Виявлення небезпек і визначення частоти їх виникнення

Навіть у разі, коли помилки виявляються в ході польоту, багато з них вважаються незначними і не відображаються в повідомленнях. Щодо регулярно виникаючих незначних проблем, то зазвичай неофіційно розробляються тимчасові заходи, що застосовуються в кабіні екіпажу/диспетчерській. Однак часто проблема виникає не через окрему помилку; значне відхилення може статися і тоді, коли виникають дві або кілька помилок одночасно з іншими незначними обставинами. Відносно незначні проблеми стають потенційно більш значущими в разі застосування *RNP1*.

Для виявлення небезпек використовують такі методи:

- аналіз повідомлень про інциденти, баз даних і т.ін.;

- формальні наради з метою виявлення й аналізу небезпек.

Багато небезпек виявляються за даними, отриманими відповідно до діючих процедур подання повідомлень, а також у результаті досліджень, підготованих національними або міжнародними повноважними органами.

Серед інших джерел у дослідженні, проведеному Євроконтролем, широко використовували інформацію, надану експлуатантами в Європейському регіоні. Це дані про події, які добровільно повідомляють екіпажі, експлуатанти та диспетчери ОПП, крім

обов'язкових повідомлень про події, дані про які подають ті ж групи.

Події, пов'язані з меншим ризиком, також можуть бути значними, однак для отримання представницької вибірки статистичних даних потрібно мати значний обсяг даних. Збір достатніх даних ускладнюється тим, що звичайно реєструються лише значні події, у результаті чого вибірка даних надто мала, щоб можна було мати представницьку статистику. У дослідженні Євроконтролю особливий інтерес виявили до потенційних небезпек, які відзначалися у взаємодії між екіпажем і диспетчерами.

1.5.5. Формальні наради для виявлення та аналізу небезпек

Формальні наради – це метод, використовуваний для визначення імовірних небезпек і наслідків в умовах застосування передових технологій, у яких однією з важливих ланок у процесі прийняття рішень є людський фактор. Група в складі чотирьох або п'яти досвідчених співробітників становить контрольний перелік, на підставі якого проводяться формальні наради з метою виявлення небезпек. На кожній нараді присутні приблизно десять фахівців (льотні екіпажі, диспетчери і виробники обладнання), яких ознайомлюють із контрольним переліком потенційних ситуацій, що призводять до ризику. Потім фахівцям пропонуються:

- імовірні причини;
- можливі засоби попередження;
- можливі наслідки.

У ході формальних нарад з виявлення небезпек не роблять ніяких спроб дати кількісну оцінку ризиків, пов'язаних з небезпеками, або частоти виникнення ініціювальних небезпек.

1.5.6. Частота виникнення небезпек і їх ранжування

Відносний ступінь різних ініціювальних небезпек визначають шляхом оцінювання частоти їх виникнення й потенційного результуючого ризику.

Розрахункову частоту виникнення небезпек визначають за даними, отриманими з різних джерел, із залученням додаткової інформації з інших джерел (наприклад, радіолокаційні або планові дані) за наявності таких. Потім скликається група експертів для визначення достовірності цих оцінок. Думки, висловлені під час визначення розрахункової частоти виникнення небезпек про конкретні небезпеки, наслідки, виявлення й усунення, включаються в анке-

ту, яку розсилають більш широкому колу пілотів та диспетчерів.

У ході визначення розрахункової частоти й потенційного результуючого ризику деякі небезпеки виокремлюють як основні джерела ризику з погляду як імовірності, так і ступеня значущості. Ці ключові небезпеки необхідно ранжувати за їх значенням і спробувати більш точно визначити частоту їх виникнення, оскільки вони справляють відносно великий вплив на кінцевий системний ризик.

Як можна визначити з рис. 1.12, той або інший конкретний тип відхилення виникає внаслідок взаємодії декількох небезпек. Наслідки відхилення та можливість його переростання в інцидент визначають аналогічним набором взаємодій, які досить нескладно проаналізувати, використовуючи дерево виявлення й відновлення заданого положення.

1.5.7. Основні фактори, пов'язані з виявленням

Факторами, нерозривно пов'язаними з виявленням відхилення, можна вважати такі:

- тип відхилення, щільність повітряного руху, робоче навантаження служби КПП і пілота;
- відхилення в той момент, коли передбачається виконувати розворот;
- відхилення під час передавання керування, коли ПК переходить з одного сектора в інший;
- можливості спостереження, включаючи мінімуми радіолокаційного ешелонування, базову точність радіолокатора, фільтрацію й роздільну здатність.

Час виявлення залежить від готовності систем сповіщення, типу індикаторів, системи зв'язку та ін.

1.5.8. Основні фактори, пов'язані з відновленням заданого положення

Важливе значення для відновлення заданого положення у випадку відхилення мають такі фактори:

- затримання внаслідок неправильної ідентифікації ПК службою КПП;
- неправильні коригувальні вказівки або неправильно виконаний коригувальний маневр;
- час, що залишається для вживання коригувальних заходів.

1.5.9. Проста модель відхилення та відновлення заданого

положення

Для моделювання відхилень ПК у межах сценаріїв, описаних вище, розроблено просту модель, яка в змозі виявляти відхилення екіпажем і службою КІР, час реагування на коригувальні дії та можливе відновлення відповідного мінімуму ешелонування. Призначення моделі – визначення ймовірності порушення ПК, що відхилилися від курсу, сусідньої лінії шляху.

1.5.10. Виявлення та усунення конфліктної ситуації відповідно до заданого сценарію

Для кожного сценарію відхилень було побудовано дерево подій та визначено параметри (значення ймовірності та шкалу часу) для таких етапів:

- виявлення відхилень ПК від курсу службою КІР;
- можливості повідомлення про ці факти ПК;
- можливості ПК успішно завершити коригувальний маневр.

Результуючі структури надто складні, і не всі можливі складові частини дерева без труднощів піддаються аналізу. Однак ступінь складності вдалося знизити припущенням, що обмежує набір термінів вживання коригувальних заходів і визначення ймовірності коригування до передавання *STCA* або до досягнення точки найбільшого зближення (*CPA* – *Closest Point of Approach*), як показано на рис. 1.13.

Виявлена конфліктна ситуація, викликана відхиленням	Конфліктна ситуація, розпізнана до (в) момент <i>STCA</i>	Конфліктна ситуація усунена до <i>CPA</i>		Результат	Ймовірність
		Так	Без зіткнення		
Відхилення на треках, що перетинаються	Рано	Ні	Зіткнення	Зіткнення	A, %
		Так	Без зіткнення		
	Пізно	Ні	Зіткнення	Зіткнення	B, %
		Так	Без зіткнення		
		Так	Так	Без зіткнення	C, %
		Ні	Зіткнення	Зіткнення	
Дуже пізно	Так	Так	Без зіткнення	D, %	
	Ні	Ні	Зіткнення		E, %

Рис. 1.13. Дерево виявлення та усунення конфліктних ситуацій (імовірність того, що зіткнення не буде відвернено, становить $(A + B + C + D + E)$ відсотків)

Можливості служб КПП виявляти відхилення залежать від ряду обставин, які описано вище, однак особливу увагу варто приділяти ймовірності виникнення відмов загального характеру.

1.5.11. Загальний системний ризик зіткнення в умовах застосування керування повітряним рухом

Розширений варіант структури з підсумовуванням результатів N можливих сценаріїв показано на рис. 1.14. Імовірність зіткнення для конкретного сценарію (без застосування КПП) можна подати як P_N , однак під час спостереження, що здійснюється службою КПП, відхилення може бути виявлено й усунуто з різною імовірністю аж до настання моменту зіткнення. Якщо сумарна ймовірність успішного застосування коригувальних заходів становить PC_N відсотків, то результуюча ймовірність зіткнення дорівнюватиме $P_N (100 - PC_N)$ відсотків. Загальну ймовірність зіткнення можна тепер подати сумою результатів усіх сценаріїв.

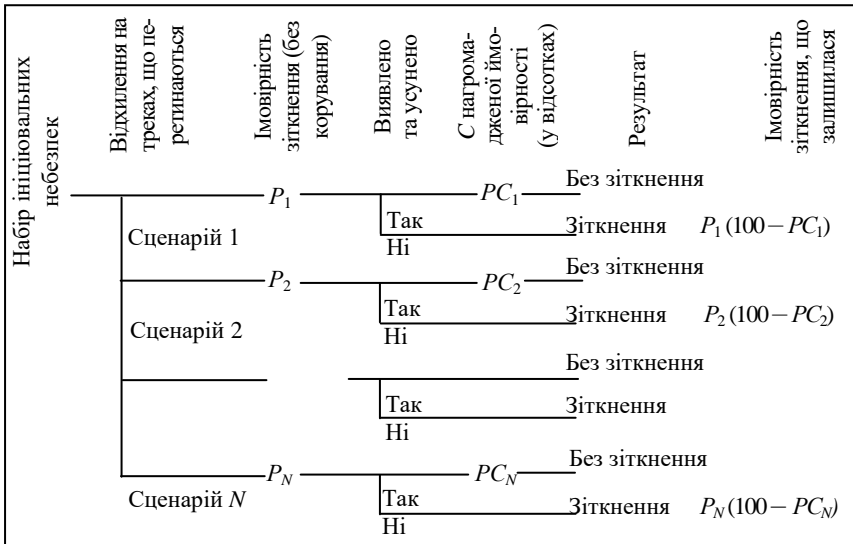


Рис. 1.14. Ризик зіткнення під час виявлення та усунення конфліктної ситуації службою КПП

1.5.12. Можливі фактори, що впливатимуть на виявлення та усунення небезпек

Іншими факторами, які не враховувалися на цьому етапі, але які можуть надалі бути більш значущими, є засоби автоматизації, що дозволяють системі КПП прогнозувати та виявляти конкретні небезпеки й пропонувати оптимальні коригувальні стратегії, зокрема такі:

- бортове обладнання, здатне виявляти відхилення від лінії шляху, або потенційний ризик зіткнення (наприклад, автономний контроль цілісності в приймачі, автономний контроль цілісності на борту ПК, система сповіщення та попередження зіткнень);

- автоматичні можливості КПП, включаючи автоматичне сповіщення про ПК–порушник, які можуть привертати увагу до неправильної передачі керування та забезпечувати контроль за маневрами поблизу межі зони відповідальності.

Подальші дослідження варто зосередити на розширенні розуміння механізмів помилок у контурі системи КПП і показника успішності втручання служб КПП.



Запитання для самоперевірки

1. Укажіть мінімальні вимоги, які дозволяють вважати еталонну систему достатньо подібною до пропонованої системи.
2. У чому виражається граничнодопустимий ризик зіткнення?
3. Укажіть аспекти пропонованої системи, які необхідно визначити для оцінювання ризику зіткнення.
4. Опишіть процес оцінювання ризику зіткнення.
5. Які припущення, беруть до уваги під час розроблення моделі оцінювання ризику бічного зіткнення на подвійних повітряних трасах?
6. Від чого залежить точність оцінювання P_{xz} ?
7. Укажіть експлуатаційні вимоги, які безпосередньо впливають на ризик зіткнення.
8. Яким чином впливають навігаційні помилки в моделі ризику зіткнення, що ґрунтуються на *ADS*, для визначення мінімумів бічного ешелонування?
9. Яким чином впливає *ADS* на помилки, пов'язані з устаткуванням?
10. Яким чином можна класифікувати ризики зіткнення?
11. Наведіть переваги методу Монте – Карло для числового розрахунку *НОР*.
12. Наведіть структуру моделі ризику зіткнення, що використовується Євроконтролем.
13. Які основні елементи моделі ризику зіткнення Євроконтролю?
14. Як використовують метод формальних нарад для виявлення та аналізу небезпек?
15. Наведіть визначення терміна *автоматичне залежне спостереження*.
16. Укажіть основні причини на прикладі регіону *NAT*, які можуть призвести до порушення ешелонування.
17. Яка модель є вихідною моделлю ризику зіткнення ПК?
18. Укажіть основні позначення, використовувані в моделі ризику зіткнення.
19. Наведіть визначення терміна *авіаційна подія*.
20. Які методи використовує Євроконтроль для виявлення небезпек?

ВИЗНАЧЕННЯ РИЗИКУ ЗІТКНЕННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ

2.1. Визначення імовірності конфлікту для горизонтального польоту на протилежно напрямлених лініях шляху

Розглянемо найпростіший випадок визначення імовірності конфлікту (P_{xz}), а саме: коли всі літаки в межах ділянки виконують тільки горизонтальний політ. Розглянутий випадок належить до руху в протилежних напрямках на двох паралельних лініях шляху.

Під час розрахунків будемо вважати, що всі геометричні величини вимірюються в морських милях, а швидкість – у вузлах.

Спочатку розглянемо тільки один ешелон польоту на ділянці довжиною L . Припустимо, що всі літаки летять з однаковою швидкістю V і мають однакові розміри λ_x у поздовжньому напрямку й λ_z по вертикалі. Візьмемо сталий період часу, протягом якого інтенсивність потоку літаків, що пролітають яку-небудь точку ділянки, можна вважати сталою та рівною N_1 літаків за годину в одному напрямку й N_2 літаків – у протилежному напрямку (рис. 2.1).

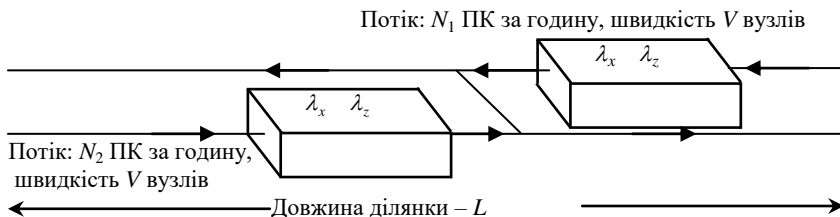


Рис. 2.1. Схема системи руху літаків

У будь-який момент сталого періоду кількість літаків, що пролітають через ділянку у двох напрямках, еквівалентна $\frac{N_1}{V}$ та $\frac{N_2}{V}$ літаків одну морську милю відповідно. Таким чином, загальна кількість літаків у межах ділянки залишається постійною та

дорівнює $\frac{LN_1}{V}$ і $\frac{LN_2}{V}$ у двох напрямках, тобто всього буде $\frac{L}{V}(N_1 + N_2)$ літаків. Протягом однієї години кожний з літаків $\frac{LN_1}{V}$ пролетить у середньому поряд $2N_2$ літаків, що летять у протилежному напрямку, так що в межах цієї ділянки за одну годину буде всього $\frac{2LN_1N_2}{V}$ випадків, коли літаки пролетять поряд один з одним у протилежних напрямках.

Під час кожного прольоту повз інший літак повний час, протягом якого відзначається поздовжнє перекриття, тобто під час якого не відбувається ешелонування в напрямку X (уздовж лінії польоту), дорівнює $\frac{2\lambda_x}{2V}$ годин, тобто $\frac{\lambda_x}{V}$. Таким чином, кожний проліт відповідає $\frac{2\lambda_x}{V}$ годин льотного часу літака в момент поздовжнього перекриття. Перемножуючи це значення на повну кількість прольотів, отримуємо $\frac{4L\lambda_x}{V}N_1N_2$ годин льотного часу літака, проведеного в стані поздовжнього перекриття, з кожної години загального руху в межах ділянки, тобто протягом періоду, коли є загальна кількість $\frac{L}{V}(N_1 + N_2)$ льотних годин у межах ділянки.

Для конкретного періоду часу на заданій ділянці:

$$P_{xz} = \frac{\sum_i t_i}{\sum_i T_i}, \quad (2.1)$$

де T_i – повний льотний час літаків, проведений в межах ділянки протягом зазначеного періоду; t_i – повний льотний час із загального періоду T_i , протягом якого літак i перебував у стані одночасного xz -перекриття з іншим літаком на цій ділянці, тобто без ешелонування як у x (поздовжньому), так і у z (вертикальному) напрямках; підсумовування виконується для всіх літаків, що виконують політ на ділянці протягом розглянутого періоду часу.

Якщо тривалість сталого періоду становить T , тоді з рівняння (2.1) дістаємо:

$$\sum_i T_i = T \frac{L}{V} (N_1 + N_2) \text{ льотного часу літака;}$$

$$\sum_i t_i = P_z(0) T \frac{4L\lambda_x}{V^2} N_1 N_2 \quad \text{льотного часу літака,}$$

де $P_z(0)$ – імовірність того, що два літаки на одному номінальному ешелоні польоту не будуть мати вертикального ешелонування.

Звідси

$$P_{xz} = \frac{P_x(0) \frac{4L\lambda_x}{V^2} N_1 N_2}{\frac{L}{V} (N_1 + N_2)} = \frac{4\lambda_x P_z(0)}{V} \frac{N_1 N_2}{N_1 + N_2}. \quad (2.2)$$

Як і очікувалося, P_{xz} не залежить від тривалості сталого періоду й довжини ділянки. За фіксованої сумарної інтенсивності руху літаків, що пролітають через ділянку в обох напрямках, тобто за постійного значення $N_1 + N_2$, якщо, $N_1 + N_2 = 2N$; P_{xz} набуває максимальних значень, коли величина потоку у двох напрямках однакова ($N_1 = N_2 = N$), тоді

$$P_{xz} = \frac{2\lambda_x N}{V} P_z(0). \quad (2.3)$$

У разі такого ж сумарного руху через ділянку ($2N$ літаків за годину), але за неоднакової інтенсивності руху у двох напрямках, якщо $N_1 = k N_2$, маємо

$$N_1 = \frac{2kN}{k+1}; \quad N_2 = \frac{2N}{k+1}; \quad (k > 0),$$

і вираз для P_{xz} перетворюється в $\frac{2\lambda_x P_z(0)}{V} \frac{4kN}{(k+1)^2}$, що еквівалентно добутку максимальної (тобто за однакової

інтенсивності) величини P_{xz} , поданої в рівнянні (2.3), на коефіцієнт $\frac{4kN}{(k+1)^2}$. Таким чином, за заданої сумарної інтенсивності

руху через ділянку у двох напрямках величина P_{xz} відносно незалежна до поділу цієї повної інтенсивності на двох напрямках повітряного руху у межах діапазону, що становить практичний інтерес. Наприклад, якщо $k = 3$, тобто інтенсивність руху в одному напрямку в три рази більша, ніж у протилежному, величина P_{xz} буде лише на 25% менша від значення, що відповідає випадку того ж повного потоку, поділеного порівно на двох напрямках.

Розглянемо тепер горизонтальний політ на декількох ешелонах польоту через ділянку довжиною L . Припустимо, що всі літаки летять з однаковою швидкістю V і мають однакові розміри λ_x у поздовжньому напрямку; тривалість сталого періоду становить T . Якщо F – кількість ешелонів польоту; N_{i1}, N_{i2} – потоки літаків за годину вздовж ешелону польоту i у двох напрямках ($i = 1, 2, \dots, F$); V_i – швидкість всіх літаків на ешелоні i ($i = 1, 2, \dots, F$); $P_z(0)$ має однакові значення на всіх ешелонах польоту.

Тоді

$$P_{xz} = 4\lambda_x P_z(0) \frac{\sum_i^F \frac{N_{i1} N_{i2}}{V_i^2}}{\sum_i^F \frac{N_{i1} + N_{i2}}{V_i}}. \quad (2.4)$$

Якщо $V_i = V$ (усі i), тобто, якщо швидкості літаків не залежать від ешелону польоту, тоді вираз спрощується:

$$P_{xz} = \frac{4\lambda_x P_z(0)}{V} \frac{\sum_i^F N_{i1} N_{i2}}{\sum_i^F N_{i1} + N_{i2}}. \quad (2.5)$$

Щоб розрахувати P_{xz} за період, протягом якого відзначаються більші зміни інтенсивності повітряного руху, необхідно розділити повний період на ряд менших періодів, кожний з яких відповідає

прийнятному наближенню до сталого стану. Тоді можна буде отримати P_{xz} для всього періоду, взявши середнє значення розрахованих P_{xz} для кожного зі складових періодів, зважене відповідно до повного польотного часу літаків у межах ділянки за кожний період.

Щоб подати порядок числового значення P_{xz} для ділянок, у яких витримуються ешелони польоту, у рівняння (2.4) можна підставити деякі характерні величини: $\lambda_x=0,025$ та $P_z(0)=0,25$. Тоді рівняння набуває вигляду

$$P_{xz} = 0,025 \frac{\sum_i^F \frac{N_{i1} N_{i2}}{V_i^2}}{\sum_i^F \frac{N_{i1} + N_{i2}}{V_i}}.$$

Розглянемо ділянку з 10 ешелонами польоту (тобто $F = 10$).

Приклад 1. Будемо вважати, що літаки летять зі швидкістю 480 вузлів (тобто $V_i=480$ вузлів для всіх i), повітряний рух рівномірно розподілений по ешелонах польоту та немає значної різниці між потоками повітряного руху у двох напрямках, тобто $N_{i1}=N_{i2}=N$ для всіх i . Нехай інтенсивності повітряного руху протягом розглянутого періоду можна приблизно подати таким чином:

- стан a – 6 літаків за годину в кожному напрямку на кожному ешелоні протягом 20% часу;
- стан b – 5 літаків за годину в кожному напрямку на кожному ешелоні протягом 20% часу;
- стан v – 3 літаки за годину в кожному напрямку на кожному ешелоні протягом 30% часу;
- стан z – 2 літаки за годину в кожному напрямку на кожному ешелоні протягом 30% часу.

Тоді:

$$P_{xz}(\text{стан } a) = \frac{0,025}{480} \cdot \frac{6^2}{12} = 1,6 \cdot 10^{-4};$$

$$P_{xz}(\text{стан } \delta) = \frac{0,025}{480} \cdot \frac{5^2}{10} = 1,3 \cdot 10^{-4};$$

$$P_{xz}(\text{стан } \epsilon) = \frac{0,025}{480} \cdot \frac{3^2}{6} = 0,78 \cdot 10^{-4};$$

$$P_{xz}(\text{стан } \zeta) = \frac{0,025}{480} \cdot \frac{2^2}{4} = 0,52 \cdot 10^{-4},$$

і для всього періоду польоту

$$P_{xz} = \frac{(1,6 \cdot 120) + (1,3 \cdot 100) + (0,78 \cdot 90) + (0,52 \cdot 60)}{120 + 100 + 90 + 60} \cdot 10^{-4} = 1,13 \cdot 10^{-4}.$$

Отже, $P_{xz} = 1,13 \cdot 10^{-4}$.

Це значення можна порівняти з величиною P_{xz} , що відповідає випадку, коли потік повітряного руху на ділянці вважається рівномірно розподіленим протягом усього періоду; це еквівалентно сталій інтенсивності в кожному напрямку на кожному ешелоні, що становить 3,7 літаків за годину, і в такий спосіб

$$P_{xz} = \frac{0,025}{480} \cdot \frac{3,7^2}{7,4} = 0,96 \cdot 10^{-4}.$$

Приклад 2. Якщо взяти дані про інтенсивність повітряного руху для всієї ділянки із прикладу 1, тобто, якщо потік протягом однієї години в кожному напрямку перебуває в діапазоні від 60 літаків (стан a) до 20 літаків (стан ζ), але з додаванням ускладнення у вигляді змінного завантаження на різних ешелонах польоту, у вигляді:

4 ешелони, кожний із завантаженням 15% від повного обсягу повітряного руху;

2 ешелони, кожний із завантаженням 10% від повного обсягу повітряного руху;

4 ешелони, кожний із завантаженням 5% від повного обсягу повітряного руху.

Тоді вплив на розрахунки в прикладі 2 буде полягати в тому, що величина P_{xz} для кожного стану (і, отже, для повного періоду) множить на коефіцієнт:

$$\frac{4 \cdot 1,5^2 + 2 \cdot 1,0^2 + 4 \cdot 0,5^2}{4 \cdot 1,5 + 2 \cdot 1,0 + 4 \cdot 0,5} = 1,2.$$

У результаті виходить величина P_{xz} , що дорівнює $1,36 \cdot 10^{-4}$.

Приклад 3. І нарешті, можна взяти дані із прикладу 1 або прикладу 2 і ввести їх, використовуючи подальше ускладнення у вигляді неоднакових потоків повітряного руху у двох напрямках; уявимо, що в будь-який момент часу протягом певного періоду інтенсивність руху в одному напрямку може бути на 50% більшою, ніж у протилежному напрямку. У результаті необхідно помножити кожне вираховане значення P_{xz} на коефіцієнт $1,2 \cdot 0,8 = 0,96$, так що величина P_{xz} , розрахована в прикладі 1 за припущення рівномірного використання всіх ешелонів польоту, буде дорівнювати $1,08 \cdot 10^{-8}$ і величина, розрахована в прикладі 2 (змінне завантаження ешелонів польоту), становитиме $1,31 \cdot 10^{-4}$.

Формула для P_{xz} під час горизонтального польоту й числові приклади в розглянутих спрощених випадках вказують на чутливість розрахунків до зміни деяких відповідних параметрів, що вказує на необхідність детальних і точних вихідних даних. Ступінь рівномірного поділу повітряного руху на двох напрямках істотно не впливає на відповідну величину P_{xz} на реальних ешелонах польоту. У всіх розрахунках числове значення $P_z(0)$ становило 0,25, таке ж як у розрахунках групи *NAT SPG*. Оскільки в більшості практичних випадків вплив ешелонів польоту на розрахунки P_{xz} є основним, помилка у $P_z(0)$ фактично призводить до відповідної помилки в P_{xz} . Може трапитися, що характеристики під час витримування висоти в межах певної системи достатні, щоб до деякої міри збільшити $P_z(0)$ понад значення 0,25, але без подальших досліджень у цих розрахунках 0,25 вважалось прийнятним вихідним значенням.

2.2. Визначення імовірності конфлікту під час польоту літаків, що виконують набір висоти/зниження на протилежно напрямлених лініях шляху

Розглянемо визначення оцінки P_{xz} для ділянки, на якій на додаток до горизонтальних польотів, розглянутих у підрозд. 1.2,

здійснюються польоти літаків, що виконують набір висоти й/або зниження. Цей випадок більш складний і загальну формулу для P_{xz} отримати буде відповідно складніше, але тут така спроба й не робиться, замість цього виводяться математичні вирази для частини факторів, які можна використати для розрахунків числового значення P_{xz} на окремих ділянках. Як і в підрозділ. 2.1, припускається, що розглянута система складається з паралельних ліній шляху з рухом літаків у протилежних напрямках.

Відповідно до загальної методики використовують спрощене геометричне подання, за допомогою якого кожний літак зображають у вигляді прямокутника довжиною λ_x і висотою λ_z . Для зображення літаків, що виконують набір висоти/зниження, було домовлено вважати, що кожний прямокутник залишається завжди в горизонтальному положенні (рис. 2.2).

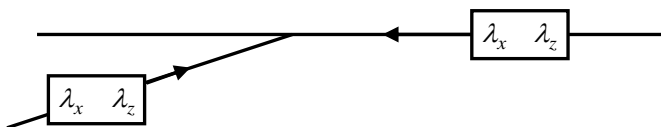


Рис. 2.2. Схема зображення літаків

З урахуванням діапазону положень у процесі набирання висоти й зниження, а також різних геометричних розмірів різних типів літаків під час кожного зображення літака обов'язково є велике спрощення (так само, як і основне зображення у вигляді прямокутника), але вплив усього цього на числові результати незначний.

Так, наприклад, у разі використання умовності, коли прямокутник, що відповідає літаку, який набирає висоту, повернути вздовж осі траєкторії польоту літака, розрахунки стають значно громіздкішими, але це істотно не позначається на числових результатах.

Інша умовність полягає в тому, щоб зображати літаки, які набирають висоту або знижуються, за допомогою прямокутника, що, будучи завжди напрямленим основою по горизонталі, мав би розміри λ'_x , λ'_z більші порівняно із прямокутником, що зображає той самий літак у горизонтальному польоті. Якщо, наприклад, більший прямокутник має розміри:

$$\lambda'_x = \lambda_x \cos\theta + \lambda_z \sin\theta ;$$

$$\lambda'_z = \lambda_x \sin\theta + \lambda_z \cos\theta$$

де θ – кут набору висоти або зниження літака, то він містить нормальний прямокутник розмірами λ_x та λ_z , повернений уздовж траєкторії польоту літака.

Цим методом треба користуватися обережно (оскільки він призводить до завищених значень P_{xz}), але за реальних значень кута θ збільшення розміру прямокутника мале.

Спочатку розглянемо одиночний літак B , що набирає висоту на розглянутій ділянці та перетинає ешелон польоту, на якому є певний повітряний рух на сусідній лінії шляху в протилежному напрямку. Необхідно визначити ймовірність участі літака B у xz -перекритті (без одночасного ешелонування в поздовжньому й вертикальному напрямках) і тривалість такого перекриття.

Нехай \dot{x}_B вузлів – поздовжня складова швидкості для літака B , що набирає висоту; \dot{z}_B вузлів – вертикальна складова швидкості для літака B ; \dot{x}_A вузлів – швидкість літака A на сусідній лінії шляху (тобто в напрямку, протилежному польоту літака B).

Припустимо, що літак A весь час виконує горизонтальний політ; λ_x , λ_z – поздовжні й вертикальні розміри кожного літака у морських милях (м. м.); N_1 літаків за годину – інтенсивність повітряного руху на ешелоні в напрямку польоту літака A протягом сталого періоду.

Розглянемо два моменти часу, коли прямокутник літака B має перший і останній контакти із діапазоном висот, що відповідають лінії шляху літака A , тобто, коли літак B перебуває в положеннях B_1 і B_2 (рис. 2.3).

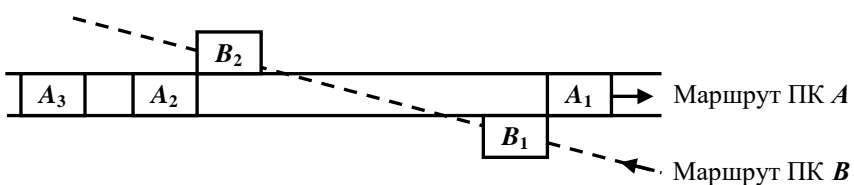


Рис. 2.3. Схема руху літаків: A_1 – найбільш віддалене положення на лінії шляху, що може займати літак A в перший момент часу, коли літак B перебуває в положенні B_1 , якщо між двома літаками має відбутися перекриття; A_2 – найближче положення на лінії шляху, що може займати літак A в другий момент часу, коли літак B перебуває в положенні B_2 ,

якщо між двома літаками має відбутися перекриття; A_3 – положення, що повинен займати літак A в перший момент часу, коли потрібно перебувати в положенні A_2 у другий момент часу

Таким чином перекриття між двома літаками відбудеться, якщо (і тільки якщо) літак A перебуває в положенні між двома крайніми точками, позначеними через A_1 і A_3 , у момент, коли літак B перебуває в положенні B_1 .

Час між двома моментами дорівнює часу, який необхідно літаку B для набору висоти $2\lambda_z$, тобто дорівнює $\frac{2\lambda_z}{\dot{z}_B}$. Звідси треба, щоб відстань між передньою стороною A_3 і передньою стороною A_1 становила

$$d = \frac{2\lambda_z}{\dot{z}_B} \dot{x}_A + \frac{2\lambda_z}{\dot{z}_B} \dot{x}_B + 2\lambda_x = \frac{2\lambda_z}{\dot{z}_B} (\dot{x}_A + \dot{x}_B) + 2\lambda_x,$$

і ймовірність, що літак A буде перебувати в межах, необхідних і достатніх для того, щоб відбулося перекриття з літаком B , буде $\frac{N_1 d}{\dot{x}_A}$, тобто ймовірність того, що відбудеться перекриття, коли один літак B набирає висоту через ешелон польоту, становитиме:

$$\frac{2N_1}{\dot{x}_A} \left\{ \frac{\lambda_z}{\dot{z}_B} (\dot{x}_A + \dot{x}_B) + \lambda_x \right\}. \quad (2.6)$$

Щоб розрахувати тривалість такого перекриття крім положень A_1 і A_3 , розглянемо два додаткові положення A_4 і A_5 (рис. 2.4).

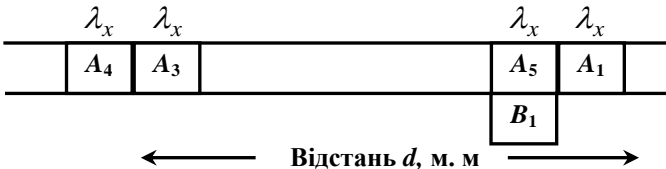


Рис. 2.4. Положення літаків

Літак A в будь-якому положенні між A_4 і A_5 , коли літак B перебуває в положенні B_1 , буде мати перекриття з літаком B тривалістю $\frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B}$.

Літак A в будь-якому положенні між A_3 і A_4 або між A_5 і A_1 , коли літак B перебуває в положенні B_1 , буде мати перекриття з літаком B , тривалість якого буде змінюватися від 0 до $\frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B}$ за-

лежно від положення за середньої тривалості $\frac{\lambda}{\dot{x}_A + \dot{x}_B}$, узятих для

всіх положень (від A_5 до A_1) і (від A_3 до A_4).

Середня тривалість перекриття становитиме:

$$\begin{aligned} & \frac{1}{d} \left\{ 2\lambda_x \frac{\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B} + (d - 2\lambda_x) \frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B} \right\} = \frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B} \left\{ 1 - \frac{\lambda_x}{d} \right\} = \\ & = \frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B} \left\{ 1 - \frac{\lambda_x}{\frac{2\lambda_x}{\dot{z}_B} \cdot (\dot{x}_A + \dot{x}_B) + 2\lambda_x} \right\} \end{aligned} \quad (2.7)$$

Вирази (2.6) та (2.7), виведені для імовірності перекриття між літаком, що набирає висоту і літаком у горизонтальному польоті, однаково справедливе і для випадку перекриття між літаком, що знижується, і літаком у горизонтальному польоті (\dot{x}_B та \dot{z}_B – поздовжня та вертикальна складові швидкості літака, що знижується).

Якщо $\lambda_x = 0,025$; $\lambda_z = 0,0083$; $\dot{x}_A = 480$; $\dot{x}_B = 400$; $\dot{z}_B = 20$, тоді середня тривалість перекриття, обумовлена виразом (2.7), дорівнює 0,20 с.

Тепер після розгляду ймовірності і тривалості перекриття між літаком, що набирає висоту (або, що знижується), і літаком у горизонтальному польоті, розглянемо випадок перекриття між двома літаками, що набирають висоту, або знижуються.

Розглянемо два літаки A та B , що набирають висоту, кожний з яких має розміри λ_x і λ_z . Нехай поздовжні складові їхніх швидкостей становлять \dot{x}_A та \dot{x}_B вузлів, а вертикальні складові – \dot{z}_A та

\dot{z}_B вузлів. Тривалість будь-якого xz -перекриття між літаками не може перевищити тривалість x -перекриття або тривалість z -перекриття.

Тоді тривалість xz -перекриття менша або дорівнює $\left\{ \frac{2\lambda_z}{|\dot{z}_A - \dot{z}_B|}, \frac{2\lambda_x}{(\dot{x}_A + \dot{x}_B)} \right\}$, яка за реальних значень змінних становитиме

$$\text{тривалість } xz\text{-перекриття} \leq \frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B}. \quad (2.8)$$

Якщо два літаки мають однакову вертикальну швидкість (тобто, якщо $\dot{z}_A = \dot{z}_B$) і геометрично зображуються у вигляді горизонтальних прямокутників, то нерівність у виразі (2.8) стає рівністю, якщо тривалість кожного такого xz -перекриття становить $\frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A + \dot{x}_B}$. У більш загальному вигляді ця величина відповідає бли-

зькому наближенню до середньої тривалості перекриття такого типу для всіх реальних значень змінних (точність наближення підвищується в міру збільшення $\frac{|\dot{z}_A - \dot{z}_B|}{(\dot{x}_A + \dot{x}_B)}$), і оскільки вона завжди є

наближенням, що ґрунтується на обережному підході (з погляду оцінки P_{xz}), її і використаємо для розрахунків. Якщо припустити $\lambda_x = 0,025$ і $\dot{x}_A = \dot{x}_B = 400$, тривалість перекриття не може перевищити 0,225 с.

Щоб оцінити ймовірність такого роду перекриття, розглянемо дві траєкторії польоту з набором висоти під час руху в протилежних напрямках (рис. 2.5).

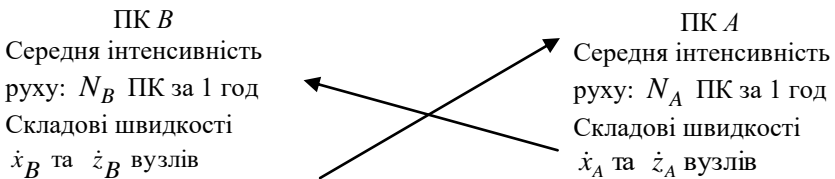


Рис. 2.5. Схема руху літаків

Знову передбачається, що ПК мають розміри λ_x і λ_z . Першим кроком буде оцінювання імовірності того, що одиночний літак, який набирає висоту по траєкторії A , потрапить у xz -перекриття з літаком B у місці перетинання двох траєкторій. Розглянемо момент часу T_0 , коли літак A перебуває в центрі перетинання траєкторій (рис. 2.6).

Як і раніше, розглянемо діапазон положень, які літак B може займати в момент часу T_0 так, щоб відбувалося перекриття літаків A та B . Двома крайніми положеннями в діапазоні будуть такі, які призводять до зіткнення літаків A і B у моменти T_1 і T_2 (рис. 2.7).

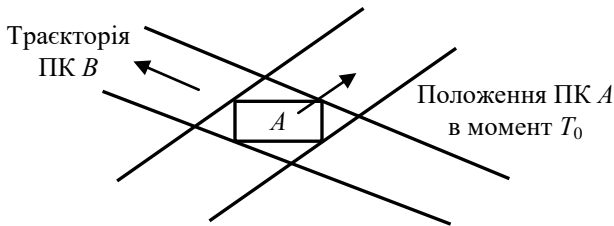


Рис. 2.6. Схема руху літаків

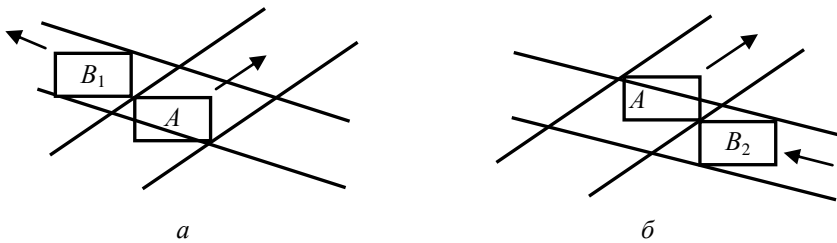


Рис. 2.7. Схема руху літаків: a – положення в момент T_1 ; $б$ – положення в момент T_2

Час між моментами часу T_1 і T_0 і між T_0 і T_2 визначається з урахуванням положення літака A . Щоб перейти з положення, показаного на рис. 2.7, a , у положення в момент часу T_0 , літак повинен пролетіти таку відстань по вертикалі:

$$\frac{\lambda_z \operatorname{tg} \alpha}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta} - \frac{\lambda_x}{\operatorname{ctg} \alpha + \operatorname{ctg} \beta},$$

де α – кут набору висоти літака A , що дорівнює $\operatorname{tg}^{-1} \frac{\dot{z}_A}{\dot{x}_A}$; β – кут

набору висоти літака B , що дорівнює $\operatorname{tg}^{-1} \frac{\dot{z}_B}{\dot{x}_B}$.

Таким чином, час між моментами T_1 і T_0

$$t = \frac{1}{\dot{z}_A} \left\{ \frac{\lambda_z}{1 + \frac{\dot{z}_B \dot{x}_A}{\dot{x}_B \dot{z}_A}} - \frac{\lambda_x}{\frac{\dot{x}_A}{\dot{z}_A} + \frac{\dot{x}_B}{\dot{z}_B}} \right\} = \frac{\lambda_x \dot{x}_B - \lambda_x \dot{z}_B}{\dot{x}_A \dot{z}_B + \dot{x}_B \dot{z}_A}.$$

Аналогічно на рис. 2.7, δ час між моментами T_1 і T_2 також становить t .

Звідси повна відстань по горизонталі між двома крайніми положеннями, які літак B може займати в момент T_0 , коли має статися перекриття з літаком A , становить

$$2\dot{x}_B \frac{\lambda_z (\dot{x}_A + \dot{x}_B) + \lambda_x (\dot{z}_A - \dot{z}_B)}{\dot{x}_A \dot{z}_B + \dot{x}_B \dot{z}_A},$$

і ймовірність, що один літак A буде брати участь у перекритті під час перетинання траєкторії літака B , буде добутком цієї величини на середню кількість літаків B на ешелоні польоту:

$$2N_B \frac{\lambda_z (\dot{x}_A + \dot{x}_B) + \lambda_x (\dot{z}_A - \dot{z}_B)}{\dot{x}_A \dot{z}_B + \dot{x}_B \dot{z}_A}.$$

Тому середня кількість перекриттів за годину між двома групами літаків, що виконують набір висоти (тобто між літаками A і B) протягом сталого періоду

$$2N_B N_B \frac{\lambda_z (\dot{x}_A + \dot{x}_B) + \lambda_x (\dot{z}_A - \dot{z}_B)}{\dot{x}_A \dot{z}_B + \dot{x}_B \dot{z}_A}, \quad (2.9)$$

і якщо швидкості літаків A і B однакові, вираз спрощується до $\frac{2N_B N_B \lambda_z}{\dot{z}}$ перекриттів за годину.

Якщо на двох траєкторіях набирання висоти відзначається інтенсивність 5 літаків за годину і λ_z дорівнює 0,0083, $\lambda_x - 0,025$,

$\dot{z} - 20$ і $\dot{x} - 400$, тоді очікувана частота перекриттів буде становити 0,02 за годину і кожне перекриття матиме тривалість 0,072 с.

Вирази (2.8) та (2.9) справедливі і для перекриття між парами літаків, що знижуються.

Одним із видів перекриття, що залишається розглянути, відбувається між літаком, який знижується, і літаком, який набирає висоту. Відносно невелика різниця між кутами набору висоти й зниження і їх зміна залежить від типу літака й висоти призводять до труднощів під час обчислення ймовірностей і тривалості перекриття. Процедура, якою користуються для оцінювання впливу такого типу перекриттів на величину P_{xz} , в окремих випадках полягає в розподілі розглянутої системи на географічні ділянки. Спочатку залежно від змін у розподілах набору висоти/зниження в просторовому відношенні в межах системи, а потім залежно від зміни кута набору висоти/зниження. Відповідно до цієї процедури припускається, що в межах окремої ділянки всі літаки в допустимому діапазоні набирають висоту з однаковим кутом. Це стосується також літаків, що знижуються, зважаючи і на відомий розподіл набору висоти/зниження на ділянці маршруту.

Припустимо, наприклад, що в межах окремої ділянки завдовжки d і висотою H інтенсивність руху літаків, що набирають висоту, в одному напрямку дорівнює N_C літаків за годину при куті θ набору висоти, і вони перебувають у точках, розподілених за випадковим законом по довжині ділянки. Аналогічно уявимо, що інтенсивність руху літаків, що знижуються, у протилежному напрямку дорівнює N_D літаків за годину при куті θ зниження, і вони перебувають у точках, розподілених за випадковим законом по довжині ділянки. Будемо вважати, що поздовжні складових швидкостей дорівнюють \dot{x}_C та \dot{z}_C вузлів (для всіх літаків, що набирають \dot{x}_D висоту, і \dot{z}_D вузлів для всіх літаків, що знижуються):

$$\frac{\dot{x}_C}{\dot{z}_C} = \frac{\dot{x}_D}{\dot{z}_D} = \text{ctg}\theta .$$

Усі літаки мають поздовжні й вертикальні розміри – λ_x та λ_z . Тоді середня частота, з якою один літак, що набирає висоту, буде брати участь у xz -перекритті з літаком, що знижується, протягом його прольоту через ділянку становитиме за годину:

$$(\dot{z}_D + \dot{z}_C) \frac{N_D}{\dot{z}_D} \frac{2(\lambda_x + \lambda_z \operatorname{ctg}\theta)}{L}.$$

Частота xz -перекриттів літаків, що виконують набір висоти/зниження становить:

$$\frac{N_C H}{\dot{z}_C} (\dot{z}_D + \dot{z}_C) \frac{N_D}{\dot{z}_D} \frac{2}{L} (\lambda_x + \lambda_z \operatorname{ctg}\theta)$$

$$\text{або, } 2 N_C N_D \frac{H}{L} \frac{\dot{z}_C + \dot{z}_D}{\dot{z}_C \dot{z}_D} (\lambda_x + \lambda_z \operatorname{ctg}\theta).$$

Тривалість кожного такого перекриття ніколи не може бути більшою від максимуму, що відповідає тривалості x -перекриття й відповідного z -перекриття. Тобто тривалість xz -перекриття менша або дорівнює $\left\{ \frac{2\lambda}{\dot{x}_C + \dot{x}_D} \cdot \frac{2\lambda}{\dot{z}_C + \dot{z}_D} \right\}$, яка за реальних значень змінних

буде мешою або дорівнює $\frac{2\lambda_x}{\dot{x}_C + \dot{x}_D}$; це значення можна використувати як обережне наближення. Якщо, наприклад, $\lambda_x = 0,025$ і $\dot{x}_C = \dot{x}_D = 350$, тоді тривалість xz -перекриття з урахуванням цих даних буде дорівнювати 0,26 с.

Визначення тривалості перекриття літаків, що виконують горизонтальний політ та набирання висоти (зниження), є основою для оцінки P_{xz} , тобто методом визначення повторюваності й тривалості кожного з можливих типів xz -перекриттів, які можуть відбутися під час повітряного руху в протилежних напрямках на паралельних лініях шляху. Для такого розрахунку потрібна інформація про щільність повітряного руху й його змінювання в часі, про розподіл польотів по різних ешелонах польоту й про траєкторії польоту літаків під час набору висоти й зниження. Однак чисельник у формулі (2.1) для P_{xz} визначається перекриттями в горизонтальному польоті, що свідчить про те, що детальне подання й точність, необхідні для оцінювання змінних стосовно літаків, що виконують набір висоти або зниження, може бути не великим. Числові результати оцінювання впливу на P_{xz} , перекриття літаків, що виконують набір висоти й/або зниження, виявляються істотно нечутливими до

ступеня грубих припущень і поділу системи на ділянки для полегшення розрахунків.

2.3. Визначення імовірності конфлікту для ліній шляху з рухом в одному напрямку

Для випадку паралельних ліній шляху у разі руху в одному напрямку з'ясовано, що математичні формули для P_{xz} безпосередньо пов'язані з відповідними формулами для руху в протилежних напрямках.

Спочатку розглянемо тільки випадок руху по двох лініях шляху на одному ешелоні польоту на ділянці довжиною L і припустимо, що всі літаки мають однакові розміри λ_x у поздовжньому напрямку та λ_z – у вертикальному.

Припустимо, що всі літаки на лінії шляху 1 мають однакову швидкість V_1 вузлів і відповідно всі літаки на лінії шляху 2 мають швидкість V_2 вузлів. Інтенсивність руху літаків протягом сталого періоду через яку-небудь точку ділянки вважатимемо постійною і рівною N_1 літаків за годину по лінії шляху 1 і N_2 літаків за годину по лінії шляху 2.

Розглянемо одиночний літак на лінії шляху 2. Якщо положення літаків на двох лініях шляху незалежне, тоді ймовірність того, що в довільно обраний момент часу сталого періоду літак буде перебувати в стані x -перекриття з літаком на лінії шляху 1,

дорівнює $\frac{2\lambda_x N_1}{V_1}$, тобто це ймовірність того, що на ділянці лінії

шляху 1 буде літак, що може привести до такого перекриття. Повна кількість LN_2 літаків на лінії шляху 2 залишається постійною і становить протягом однієї години сталого періоду $\frac{LN_2}{V_2}$, тоді в середньому

оному $\frac{2\lambda_x N_1}{V_1} \cdot \frac{LN_2}{V_2}$ льотних годин буде проведено в x -перекритті з

літаками на лінії шляху 1. Оскільки в кожному перекритті беруть участь два літаки, протягом однієї години середній льотний час, проведений у x -перекритті, у межах системи буде становити

$\frac{4\lambda_x L N_1 N_2}{V_1}$. Повний льотний час літака в межах системи за одну

годину польоту буде становити

$$L \frac{N_1}{V_1} + L \frac{N_2}{V_2}.$$

Підсумовування тривалості перекриття виконується для всіх літаків, що перебувають на ділянці протягом розглянутого періоду.

Якщо тривалість сталого періоду становить T , тоді

$$\sum_i T_i = T L \left(\frac{N_1}{V_1} + \frac{N_2}{V_2} \right);$$

$$\sum_i t_i = P_z(0) T \frac{4L\lambda_x}{V_1 V_2} N_1 N_2,$$

де $\sum_i T_i$ – повний льотний час літаків, проведений в межах ділянки протягом зазначеного періоду; $\sum_i t_i$ – повний льотний час із загального періоду T_i , протягом якого літак i перебуває у стані x -перекриття з іншим літаком на цій ділянці; $P_z(0)$ – імовірність, що два літаки на одному номінальному ешелоні польоту не будуть мати вертикального ешелонування.

Звідси:

$$P_{xz} = \frac{P_z(0) \frac{4L\lambda_x}{V_1 V_2} N_1 N_2}{L \left(\frac{N_1}{V_1} + \frac{N_2}{V_2} \right)} = 4\lambda_x P_z(0) \frac{N_1 N_2}{N_2 V_2 + N_1 V_1}. \quad (2.10)$$

Якщо $V_1 = V_2 = V$, тобто, якщо вважати, що літаки летять з однаковою швидкістю на обох лініях шляху, рівняння (2.10) спрощується:

$$P_{xz} = \frac{4\lambda_x P_z(0)}{V} \frac{N_1 N_2}{N_1 + N_2} \quad (2.11)$$

і збігається з рівнянням (2.2) для випадку руху в протилежних напрямках. Така еквівалентність очікувалася, оскільки напрямок польоту літаків на двох лініях шляху не враховувався.

Але для випадку руху в одному напрямку необхідно відзначити, що формулу (2.11) виведено для припущення, що положення літаків на двох лініях шляху є незалежним. Якби було введено комбіноване ешелонування для поздовжнього поділу літаків на одній лінії шляху відносно літаків на іншій лінії шляху, то величини P_{xz} були б відповідно менші.

Формули для P_{xz} еквівалентні як для випадку горизонтального польоту в одному напрямку так і для польотів на протилежно напрямлених лініях шляху (підрозд. 2.1). Вплив на P_{xz} розподілу заданого повного потоку повітряного руху по двох лініях шляху відносно малий у межах реальних діапазонів значень. Для літаків з однаковими швидкостями (тобто, якщо $V_1 = V_2$) максимальне значення P_{xz} для заданого потоку літаків через ділянку отримується, коли інтенсивності потоків на обох лініях шляху однакові; за різної інтенсивності потоків (наприклад, $N_1 = k_2$), але за однакового повного потоку $N_1 + N_2$ це максимальне значення зменшується на коефіцієнт $4k/(k+1)^2$.

Аналогічно можна визначити P_{xz} для літаків, що виконують горизонтальний політ на декількох ешелонах польоту на двох паралельних лініях шляху та рухаються в одному напрямку.

Якщо F – кількість ешелонів польоту;

N_{i1} , N_{i2} – інтенсивність руху на ешелоні польоту у двох напрямках за годину;

V_{i1} – швидкість у вузлах усіх літаків на лінії шляху 1;

V_{i2} – швидкість у вузлах усіх літаків на лінії шляху 2 (у кожному випадку $i = 1, 2, \dots, F$);

$P_z(0)$ набуває однакового значення на всіх ешелонах польоту, тоді з рівняння (2.10) випливає:

$$P_{xz} = 4\lambda_x P_z(0) \frac{\sum_{i=1}^F \frac{N_{i1} N_{i2}}{V_{i1} V_{i2}}}{\sum_{i=1}^F \left(\frac{N_{i1}}{V_{i1}} + \frac{N_{i2}}{V_{i2}} \right)}. \quad (2.12)$$

Якщо припустити, що $V_{i1} = V_{i2} = V$ (для всіх i), тобто всі швидкості літаків однакові, то рівняння спрощується й зводиться до рівняння (2.5), виведеного для випадку руху в протилежних напрямках.

Числові приклади, наведені в підрозд. 2.1, і зауваження щодо чутливості величин P_{xz} (та $P_z(0)$) до відповідних параметрів однаковою мірою стосуються й випадку руху в одному напрямку. Для літаків, що виконують тільки горизонтальний політ, формули для P_{xz} ідентичні формулам для руху в одному протилежному напрямку на двох лініях шляху. Далі розглядаються випадки, коли на ділянці є рух з набиранням висоти/зниженням.

Для руху в протилежних напрямках з набиранням висоти/зниженням будемо вважати, що прямокутник кожного літака весь час залишається в горизонтальному положенні.

Модифікація, коли прямокутник, що відповідає літаку, який набирає висоту, повернути вздовж осі траєкторії польоту літака, не чинить великого впливу на числові значення P_{xz} .

Розглянемо одиночний літак B , що виконує набирання висоти на розглянутій ділянці і пролітає через ешелон польоту, на якому є деякий повітряний рух на сусідній лінії шляху в тому ж напрямку. Потрібно визначити ймовірність того, що літак B буде перебувати в xz -перекритті і знайти тривалість такого перекриття.

Нехай \dot{x}_B вузлів – поздовжня складова швидкості літака B , що набирає висоту; \dot{z}_B вузлів – вертикальна складова швидкості літака B ; \dot{x}_A вузлів – швидкість літака A на сусідній лінії шляху в тому ж напрямку, що й літак B ; літак A увесь час виконує горизонтальний політ і $\dot{x}_A > \dot{x}_B$; λ_x, λ_z – поздовжній і вертикальний розміри кожного літака, як і раніше; N_1 літаків за годину – інтенсивність руху літаків уздовж ешелону польоту по лінії шляху літаків A протягом сталого періоду.

Розглянемо два моменти часу, коли прямокутник літака B має перший і останній контакти з діапазоном висот, що відповідають лінії шляху літака A , тобто, коли літак B перебуває в положеннях B_1 і B_2 (рис. 2.8).

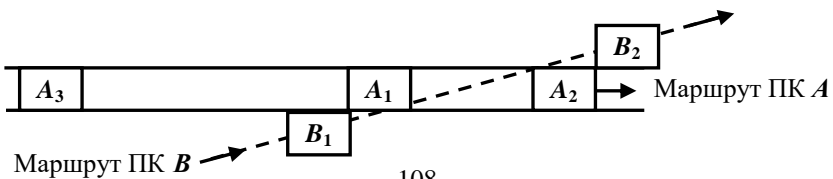


Рис. 2.8. Схема руху літаків: A_1 – найвіддаленіше положення на лінії шляху, що може займати літак A в перший момент, коли літак B перебуває в B_1 , якщо між двома літаками має відбутися перекриття; A_2 – найближче положення по лінії шляху, що може займати літак A в другий момент, коли літак B перебуває у B_2 , якщо між двома літаками має відбутися перекриття; A_3 – положення, яке має займати літак A в перший момент часу, якщо він повинен бути в положенні A_2 у другий момент

Таким чином перекриття між двома літаками відбудеться, якщо (і тільки якщо) літак A перебуває в положенні між двома крайніми положеннями, позначеними через A_1 і A_3 , у момент, коли літак B перебуває у B_1 .

Час між двома моментами відповідає часу проходження літаком B відстані по вертикалі $2\lambda_z$, тобто $\frac{2\lambda_z}{\dot{z}_B}$. Звідси треба, щоб відстань між першою стороною A_3 і першою стороною A_1 становила

$$d = \frac{2\lambda_z}{\dot{z}_B} \dot{x}_A + 2\lambda_x - 2\lambda_z \frac{\dot{x}_B}{\dot{z}_B} = 2\lambda_z \cdot \frac{\dot{x}_A - \dot{x}_B}{\dot{z}_B} + 2\lambda_x.$$

Імовірність того, що літак A буде в межах, необхідних і достатніх для того, щоб відбулося перекриття з літаком B , буде $\frac{N_1 d}{\dot{x}_A}$. Отже імовірність, що відбудеться перекриття, коли один літак B , виконуючи набір висоти з перетинанням ешелону польоту, становитиме

$$\frac{2N_1}{\dot{x}_A} \left\{ \frac{\lambda_z}{\dot{z}_B} (\dot{x}_A - \dot{x}_B) + \lambda_x \right\}. \quad (2.13)$$

Щоб розрахувати тривалість такого перекриття, розглянемо, крім положення A_1 і A_3 , два додаткові положення A_4 і A_5 , показані на рис. 2.9.



Рис. 2.9. Місцеперебування літаків

Літак A в будь-якому положенні між A_4 і A_5 коли літак B перебуває в положенні B_1 , буде перебувати в перекритті з літаком B протягом $\frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A - \dot{x}_B}$.

Літак A в будь-якому положенні між A_3 і A_4 або в будь-якому положенні між A_5 і A_1 , коли літак B перебуває в положенні B_1 , буде перебувати в перекритті з літаком B ; його тривалість визначається діапазоном від 0 до $\frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A - \dot{x}_B}$ залежно від положення за середньої

тривалості $\frac{\lambda_x}{\dot{x}_A - \dot{x}_B}$, узятій у всіх положеннях (від A_5 до A_1) і (від A_3

до A_4). Тому середня тривалість перекриття (в годинах) становитиме

$$\begin{aligned} & \frac{1}{d} \left\{ 2\lambda_x \frac{\lambda_x}{\dot{x}_A - \dot{x}_B} + (d - 2\lambda_x) \frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A - \dot{x}_B} \right\} = \frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A - \dot{x}_B} \left\{ 1 - \frac{\lambda_x}{d} \right\} = \\ & = \frac{2\lambda_x}{\dot{x}_A - \dot{x}_B} \left\{ 1 - \frac{\lambda_x}{\frac{2\lambda_x}{\dot{z}_B} \cdot (\dot{x}_A - \dot{x}_B) + 2\lambda_x} \right\} \end{aligned} \quad (2.14)$$

Вирази (2.13) і (2.14) для ймовірності тривалості перекриття між літаком, що набирає висоту, і літаком у горизонтальному польоті, однаковою мірою стосується випадку перекриття між літаком, що знижується, і літаком у горизонтальному польоті, для \dot{x}_B та \dot{z}_B , що відповідають горизонтальній та вертикальній складовим (у вузлах) швидкості літака, що знижується.

Вони ідентичні виразам (2.6) та (2.7) для випадку руху в протилежних напрямках, за винятком того, що $\dot{x}_A + \dot{x}_B$ (випадок руху в протилежних напрямках) замінено на $\dot{x}_A - \dot{x}_B$ для руху в одному напрямку; у кожному випадку цей член відповідає відносній поздовжній швидкості літаків на двох лініях шляху.

Якщо $\lambda_x = 0,025$, $\lambda_z = 0,0083$, $\dot{x}_A = 480$, $\dot{x}_B = 400$ і $\dot{z}_B = 20$, тоді середня тривалість перекриття для $P_z(0) = 0,25$ становить 1,8 с порівняно зі значенням 0,2 с для випадку руху в протилежних напрямках за таких самих даних. Проте ймовірність перекриття такого роду під час руху в протилежних напрямках більша, ніж для випадку руху в

одному напрямку. Наприклад, для того ж числового прикладу ($\lambda_x = 0,025$, $\lambda_z = 0,0083$, $\dot{x}_A = 480$, $\dot{x}_B = 400$, $\dot{z}_B = 20$ і $P_z(0) = 0,25$) вираз (2.13) приводить до величини $(2,43 \cdot 10^{-4})N$, для імовірності перекриття типу набирання висоти/горизонтальний політ і еквівалентна ймовірність під час зустрічного руху, за виразом (2.6), становитиме $(1,63 \cdot 10^{-3})N_1$. Таким чином, за цих числових значень можна очікувати, що перекриття типу набір висоти/горизонтальний політ для випадку руху в протилежних напрямках відбудуться приблизно в сім разів частіше порівняно з рухом в одному напрямку, але середня тривалість окремих перекриттів під час руху в одному напрямку буде майже в дев'ять разів більша. Відповідно вплив цього перекриттями на розрахунки P_{XZ} , навряд чи буде надто відрізнятись для двох різних випадків напрямку потоків, коли сумарна інтенсивність повітряного руху на ділянці й інші відповідні фактори однакові.

Розглянемо випадок, коли відбувається перекриття між літаком, що набирає висоту, і літаком, що знижується, і коли кожний з них перебуває на окремій лінії шляху системи паралельних маршрутів під час руху в одному напрямку. Розглянемо два такі літаки A та B , кожний з яких має розміри λ_x і λ_z . Нехай літак A набирає висоту, літак B знижується; горизонтальні складові їх швидкостей – \dot{x}_A і \dot{x}_B вузлів, а вертикальні складові – \dot{z}_A і \dot{z}_B вузлів, як показано на рис. 2.10.

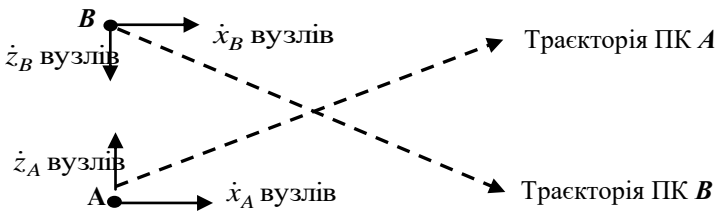


Рис. 2.10. Схема руху літаків

Тривалість будь-якого xz -перекриття між літаками не може перевищити тривалість x -перекриття або z -перекриття; за будь-яких реальних значень змінних, головним обмеженням є z -перекриття й відповідно це означає, що

$$\text{тривалість } xz\text{-перекриття} \leq \frac{2\lambda_x}{\dot{z}_A + \dot{z}_B}. \quad (2.15)$$

Якщо обидва літаки мають однакову горизонтальну швидкість (тобто $\dot{x}_A = \dot{x}_B$), то нерівність у виразі (2.15) перетворюється на рівність за тривалості кожного такого xz -перекриття, що дорівнює $\frac{2\lambda_x}{\dot{z}_A + \dot{z}_B}$. У більш загальному вигляді ця величина відповідає близькому наближенню до середньої тривалості перекриття цього типу за всіх реальних значень змінних (точність наближення підвищується в міру збільшення $\frac{|\dot{x}_A - \dot{x}_B|}{\dot{z}_A + \dot{z}_B}$ і оскільки вона відповідає обережному наближенню з погляду оцінки P_{xz} , саме вона буде використовуватися в розрахунках.

Якщо припустити, що $\lambda_x = 0,0083$ і $\dot{z}_A = \dot{z}_B = 20$, тривалість перекриття не може перевищити 1,5 с.

Для оцінювання ймовірності перекриття, коли один літак набирає висоту, а інший – знижується, розглянемо дві траєкторії одного напрямку, показані на рис. 2.10. Протягом сталого періоду літаки A набирають висоту за інтенсивності руху N_A літаків за годину вздовж траєкторії, і літаки B знижуються за інтенсивності N_B літаків за годину. Припускаємо, що кожний літак має розміри λ_x і λ_z .

Спочатку оцінимо ймовірність, що одиночний літак, який знижується по траєкторії B , буде брати участь у xz -перекритті з літаком A в місці перетинання двох траєкторій. Розглянемо момент часу T_0 , коли літак B перебуває в центрі перетинання траєкторій, як показано на рис. 2.11.

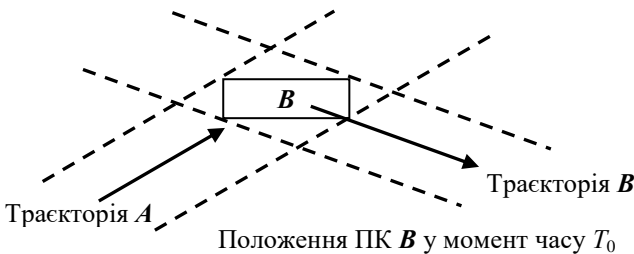


Рис. 2.11. Схема руху літаків

Як і раніше, розглянемо діапазон положень, які літак A може займати в момент часу T_0 , за яких відбуватиметься перекриття літаків A та B . Два крайні положення діапазону відповідають перетинанням траєкторій A та B у моменти T_1 і T_2 , показаних на двох діаграмах (рис. 2.12).

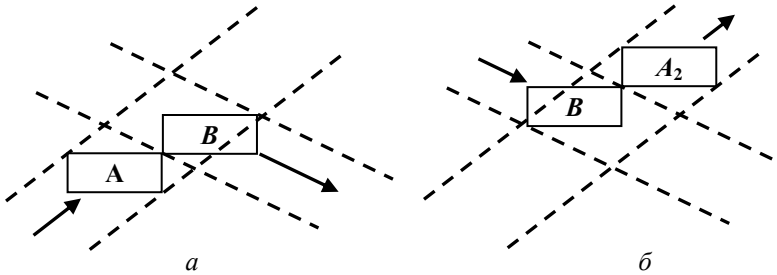


Рис. 2.12. Схема руху літаків: положення в момент часу: $a - T_1$; $b - T_2$

Час між моментами часу T_1 і T_0 і T_0 і T_2 можна визначити, розглядаючи рух літака B . Горизонтальна відстань між положеннями літака B (рис. 2.12, a), тобто в момент часу T_1 , та на рис. 2.11 тобто в момент T_0 буде становити:

$$\left| \frac{\lambda_x \operatorname{ctg} \beta}{\operatorname{ctg} \alpha + \operatorname{ctg} \beta} - \frac{\lambda_x}{\operatorname{tg} \alpha + \operatorname{tg} \beta} \right|,$$

де α – кут набору висоти літака A ; $\alpha = \operatorname{tg}^{-1} \frac{\dot{z}_A}{\dot{x}_A}$; β – кут зниження літака B ; $\beta = \operatorname{tg}^{-1} \frac{\dot{z}_B}{\dot{x}_B}$.

Таким чином, час між моментами T_1 і T_0 становить

$$t = \frac{1}{\dot{x}_B} \left\{ \frac{\lambda_z}{\frac{\dot{z}_A}{\dot{x}_A} + \frac{\dot{z}_B}{\dot{x}_B}} - \frac{\dot{x}_B \lambda_x}{\dot{z}_B \left(\frac{\dot{x}_A}{\dot{z}_A} + \frac{\dot{x}_B}{\dot{z}_B} \right)} \right\} = \frac{\lambda_z \dot{x}_A - \lambda_x \dot{z}_A}{\dot{x}_A \dot{z}_B + \dot{x}_B \dot{z}_A}.$$

Аналогічно, як видно з рис. 2.12, b , час між моментами часу T_0 і T_2 також становить t .

Звідси повна горизонтальна відстань між двома крайніми положеннями, які літак A може займати в момент часу T_0 , коли має відбутися перекриття з літаком B , має вигляд

$$2\dot{x}_A \frac{\lambda_x (\dot{z}_A + \dot{z}_B) - \lambda_z (\dot{x}_A - \dot{x}_B)}{\dot{x}_A \dot{z}_B + \dot{x}_B \dot{z}_A}.$$

Тому середня кількість перекриттів за годину між літаками, що набирають висоту (група A), і літаками, що виконують зниження (група B), протягом сталого періоду становитиме

$$2N_A N_B \frac{\lambda_x (\dot{z}_A + \dot{z}_B) - \lambda_z (\dot{x}_A - \dot{x}_B)}{\dot{x}_A \dot{z}_B + \dot{x}_B \dot{z}_A}. \quad (2.16)$$

Можна відзначити, що визначення перекриття типу набирання висоти/зниження під час руху в одному напрямку тісно переплітається з випадком перекриття літаків, що виконують набирання висоти/зниження під час руху в протилежних напрямках. Можна вважати, що вони являють одне і те ж завдання, але з поворотом осей, і два рівняння здебільшого є ідентичними.

Розглянемо також типи перекриттів під час руху в одному напрямку, коли вони відбуваються між двома літаками, що набирають висоту, або двома літаками, що знижуються. Зміни в кутах набору висоти й зниження залежно від типу літака й висоти можуть становити труднощі обчислення імовірності й тривалості перекриття, як і у випадку набирання висоти/зниження під час руху в протилежних напрямках. У цьому випадку додержуються процедур, таких як для випадку, коли один літак набирає висоту, а інший – знижується.



Запитання для самоперевірки

1. Наведіть елементи, від яких залежить імовірність конфлікту (P_{xz}) під час руху в протилежних напрямках на двох паралельних лініях шляху.
2. Поясніть термін *сталий період*.
3. У якому випадку P_{xz} буде максимальною під час руху ПК у протилежних напрямках?
4. Що означає $P_z(0)$?
5. Як позначають ПК для розрахунку ймовірності конфлікту?

6. Як позначають імовірність конфлікту в горизонтальній площині?
7. Чому дорівнює середня тривалість перекриття літаків, що виконують набір висоти/зниження на протилежно напрямлених лініях шляху?
8. Як позначають інтенсивність руху ПК на рівні польоту у двох напрямках за годину?
9. Як впливають тривалість сталого періоду та довжина ділянки на визначення P_{xz} ?
10. Що означає ймовірність конфлікту та які одиниці її виміру?

3.1. Горизонтальне ешелонування

Перш ніж розглядати фактори, які слід враховувати під час розроблення критеріїв для встановлення мінімумів горизонтального ешелонування, необхідно визначити деякі основні вихідні відомості, пов'язані з ОНР, що відіграють істотну роль в ешелонуванні ПК.

В основу системи ОНР покладено принцип, згідно з яким за навігацію відповідає екіпаж ПК. Система ОНР зазвичай не бере на себе відповідальності за навігацію ПК, за винятком деяких обумовлених випадків, коли диспетчер ОНР має набагато більші можливості одержувати інформацію про місцеперебування ПК, ніж екіпаж ПК. В умовах більш активного застосування в ОНР наземних радіолокаторів диспетчеру дедалі частіше потрібно брати на себе деяку частину відповідальності за навігацію. У подібних випадках персонал служби КНР визначає і видає навігаційні вказівки (вектори), потрібні для витримування належної траєкторії польоту.

Визначення мінімумів поздовжнього ешелонування ґрунтується на якості наявної в службі ОНР інформації. Визначення бічного ешелонування має ґрунтуватися переважно на точності, з якою пілоти можуть витримувати задану лінію шляху. Мінімуми бічного ешелонування задаються здебільшого у вигляді ширини повітряного простору уздовж маршруту або авіатраси.

Час, потрібний для прийняття рішень координації і радіопередач, може впливати на застосовувані мінімуми поздовжнього «тимчасового» ешелонування, особливо якщо немає прямого зв'язку між пілотом і диспетчером. Однак, навіть незважаючи на цей резерв часу, потрібний для видачі диспетчерських указівок щодо витримування застосовуваних мінімумів, що впливає на встановлення цих мінімумів, вони не є основними факторами, на яких ґрунтуються критерії ешелонування. Більш того, диспетчери служби КНР завжди оперують розрахунковими майбутніми конфігураціями руху ПК, оскільки їм не слід чекати створення умов, за яких інтервали між ПК стануть мінімально припустимими і тільки тоді починати дії з керування.

3.1.1. Установлення мінімумів

Поздовжнє ешелонування. Є два методи ешелонування ПК у поздовжньому напрямку: ешелонування за часом і ешелонування за відстанню. Ці два методи потребують, щоб надана інформація аналізувалася пристроєм відображення даних у диспетчера.

Бічне ешелонування. Горизонтальне ешелонування на основі мінімумів бічного ешелонування варто визначати, виходячи з точності та використовуючи, що досягається зазвичай в умовах регулярних польотів, кожну із запропонованих навігаційних систем, з додаванням обґрунтованих допусків на пілотаж та буферних відстаней. Цю загальну точність, можна, в разі потреби, розділити на точність, забезпечувану наземним устаткуванням, точність бортового устаткування і точність приладових компонентів.

3.2.2. Фактори, які варто враховувати під час розроблення мінімумів

Процедурне ешелонування на підставі мінімумів горизонтального ешелонування потрібно спрямовувати на максимальне досягнення безперешкодного потоку руху за відповідного рівня безпеки. У процесі визначення цих мінімумів доводиться враховувати безліч факторів. Розглянемо основні з них.

Фактори місцеперебування ПК. До них належать точність указівки місцеперебування ПК і точність, з якою може витримуватися хід польоту. Розглянемо параметри, від яких вони залежать.

1. Похибки устаткування, або точності навігаційної системи:
 - похибка наземного устаткування;
 - похибка бортового устаткування;
 - приладова похибка або похибка відображення інформації.

Імовірно, можна розробити таблицю, яка б демонструвала похибки устаткування під час використання кожного методу визначення місцеперебування, однак ПК повинен витримувати кінцеві точності визначення місцеперебування. У деяких випадках комбіновану похибку легше визначити, ніж кожну з її складових, наприклад, серією випробувань або експериментів. Може також виникнути потреба у визначенні місцеперебування з використанням комбінації двох або більше ліній положення, отриманих від різних засобів.

2. Розрахункові похибки, що трапляються, коли постійна індикація місцеперебування ПК не забезпечується або не використовується, і навігація між контрольними точками здійснюється з автономним зчисленням шляху. Це може стосуватися кожного з горизонтальних напрямків або обох відразу. Розрахункові дані КПП тією мірою, якою вони впливають на мінімуми ешелонування, стосуються тільки поздовжнього ешелонування. Бічне ешелонування ґрунтується на здатності ПК витримувати намічену лінію шляху, що визначається можливостями використовуваної навігаційної системи, навіть якщо її основою є тільки автономне зчислення шляху. Якщо навігаційна система забезпечує пілотові безперервне наведення по лінії шляху, бічні відхилення можуть бути зовсім незначними. Проте варто передбачити допуски на можливість ОПР при розрахунку майбутнього тимчасового і просторового взаємного розташування ПК.

3. Експлуатаційні допуски, включаючи відхилення від поточного плану польоту, не потребують повідомлення служби КПП або коригувальних дій пілота, що дозволяє уникнути втручання пілота і/або передач по двосторонньому зв'язку «повітря–земля», від яких було б мало користі як для пілотів, так і для служби КПП. Такі допуски можна визначати кількісно для обох горизонтальних напрямків. Той факт, що пілот повинен повідомляти службу ОПР тільки у випадку похибки розрахункового часу прольоту наступного пункту три хвилини або більше, свідчить про те, що в загальній практиці навряд чи доцільно зобов'язувати пілотів доповідати про менші відхилення. Однак це значення може бути різним залежно від навколишніх умов, а також змінюватись у більший або менший бік згідно з регіональною угодою або за рішенням відповідного повноважного органу ОПР. У випадку бічного ешелонування цей аспект знаходить відображення в тому, що в разі відхилення ПК від лінії шляху екіпаж зобов'язаний якомога швидше після виявлення відхилення почати дії з відновлення заданої лінії шляху.

Фактори керування. Ці фактори пов'язані з ефективністю системи КПП у цілому; із них можна відокремити такі:

1. Затримання зв'язку в період з моменту події (стосовно ПК, прольоту визначеного місця або ОПР, видачі нового диспетчерського дозволу) до моменту оповіщення про цю подію особи, що потребує такої інформації. Такі затримання в часі можуть спричинятися:

- перенасиченням робочої частоти повідомленнями, передаваними пілотами або диспетчерами через зростання обсягу руху;
- виконанням пілотами інших вищих за пріоритетом обов'язків на борту, включаючи розрахунок часу прольоту наступного пункту;
- виконанням диспетчерами інших вищих за пріоритетом обов'язків через потребу визначати, формулювати, координувати і передавати повідомлення про ці дії;
- потребою передавати дані від диспетчера до диспетчера по телефонному зв'язку або шляхом ретрансляції із застосуванням машинної техніки.

2. Тимчасові похибки, що можуть траплятися за тимчасової прив'язки в ОПР і/або на борту і під час записування часу. Різниця в одну хвилину між фактичним і повідомленим місцеперебуванням або розрахунковими даними може стати досить значущою для розгляду двох ПК відносно один до одного або до інших ПК. Цей параметр має значення лише в умовах застосування поздовжнього тимчасового ешелонування або методу числа Маха.

Потрібно враховувати психофізіологічні фактори стосовно як пілотів, так і диспетчерів, зокрема такі:

- відповідний досвід роботи в умовах польоту;
- психологічний стан відповідного персоналу;
- реакцію персоналу, особливо в непередбачених обставинах.

Буферний запас. Буферний запас являє собою визначену мінімальну фізичну відстань, що враховує:

- зміни траєкторії польоту ПК;
- розмір ПК;
- додаткову відстань «зазору».

Крім зазначених факторів, для визначення мінімумів поздовжнього тимчасового ешелонування під час заходу на посадку потрібно враховувати таке:

а) час, протягом якого, як очікується, ПК, що виконує посадку, буде займати злітно-посадкову смугу (ЗПС). Цей час може залежати від:

- видимості під час посадки;
- вогнів ЗПС, конфігурації, розміщення і світлообладнання сходу із ЗПС;
- стану поверхні ЗПС (наприклад, сніг, сльота, лід, вода);

б) несприятливі метеорологічні умови. Якщо метеорологічні умови такі, що під час виконання посадки можуть виникнути труднощі, інтервали поздовжнього ешелонування збільшуються, щоб перший ПК міг приземлитися до того, як другий почне знижуватися вздовж останньої ділянки заходу на посадку;

в) типи ПК, що послідовно виконують захід на посадку, і розбіжність їх швидкостей;

г) додаткові інтервали ешелонування, потрібні для врахування турбулентності;

д) вплив вильотів із ЗПС на заходи з тимчасовим ешелонуванням;

е) вплив можливих відхилень від установленної траєкторії заходу на посадку у випадку, якщо захід з тимчасовим ешелонуванням починається від точки, що розміщена не в створі ЗПС;

ж) вплив відходів на друге коло;

з) інші фактори.

3.1.3. Обґрунтування норм поздовжнього ешелонування повітряних кораблів

Норма поздовжнього ешелонування:

$$\Delta L_{\text{еш}} \geq l_{\text{реак}} + l_{\text{к}} + l_{\text{розп}} + l_{\text{пр}} + l_{\text{ман}},$$

де $l_{\text{реак}}$ – шлях, пройдений ПК2 за час $t_{\text{реак}}$ (час реакції системи «диспетчер – екіпаж – ПК»); $t_{\text{реак}} = \overline{\Delta W t_{\text{реак}}}$; $\Delta W = W_2 - W_1$; $\overline{t_{\text{реак}}} = \overline{t_{\text{р.зв}}} + \overline{t_{\text{р.п}}} + \overline{t_{\text{р.л}}}$; $t_{\text{р.зв}}$ – час радіозв'язку по первинному контуру КПП; $t_{\text{р.п}}$ і $t_{\text{р.л}}$ – час реакції пілота і ПК відповідно; $l_{\text{к}}$ – шлях, пройдений ПК2 за середньостатистичний час $t_{\text{к}}$ перерви в процесі контролю диспетчером; $l_{\text{к}} = \overline{\Delta W t_{\text{к}}}$; $l_{\text{розп}}$ – шлях, пройдений ПК за середньостатистичний час $\overline{t_{\text{розп}}}$ виявлення диспетчером тенденції до зближення; $l_{\text{розп}} = \overline{\Delta W t_{\text{розп}} t_{\text{розп}}}$; $l_{\text{вип}}$ – виправлення за час виконання маневру $t_{\text{ман}}$ унаслідок неточного витримування шляхової швидкості ПК2;

$$l_{\text{вип}} = \delta_r W_2 t_{\text{ман}},$$

де $t_{\text{ман}}$ – інтервал між ПК, потрібний для виконання безпечного маневру, щоб не було перекриття зон імовірного перебування ПК радіусом δ_τ . У загальному випадку величину δ_τ визначають з виразу $\delta_\tau = \max\{\sigma_\tau; \varepsilon_\tau\}$, де $\delta_\tau; \varepsilon_\tau$ – відповідно точність і роздільна здатність радіолокаційної станції (РЛС); W_1, W_2 – шляхові швидкості ПК (рис. 3.1).

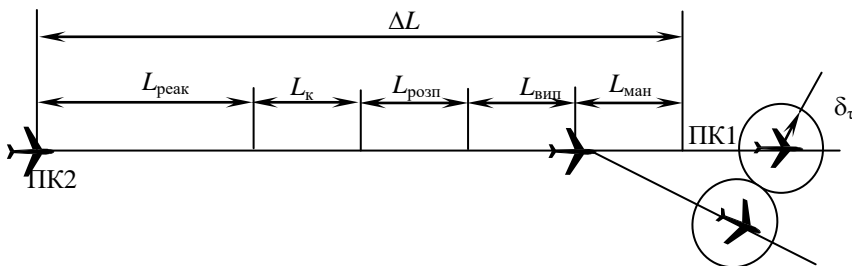


Рис. 3.1. Обґрунтування норм поздовжнього ешелонування

Дистанцію маневрування $l_{\text{ман}}$ розраховують таким чином. Розглянемо взаємне положення ПК у рухомій системі координат (рис.3.2).

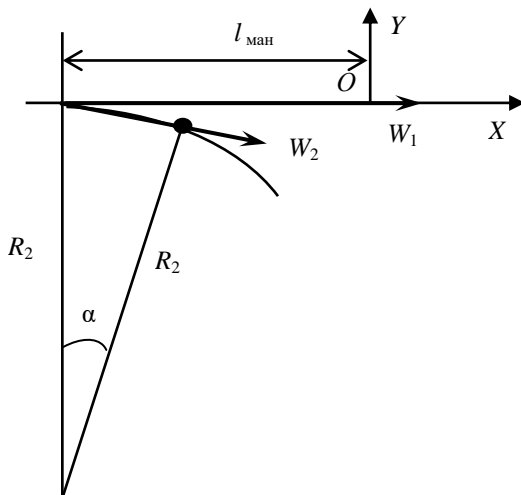


Рис.3.2. Визначення дистанції безпечного маневру

Координати ПК2:

$$\begin{aligned} x_2(t) &= R_2 \sin\left(\frac{W_2}{R_2} t\right) - l_{\text{ман}} - W_1 t; \\ y_2(t) &= R_2 \left(\cos\left(\frac{W_2}{R_2} t\right) - 1 \right). \end{aligned} \quad (3.1)$$

Тоді для безпечного виконання маневру потрібно, щоб за $\forall t$

$$\sqrt{x_2^2(t) + y_2^2(t)} \geq 2\delta_r. \quad (3.2)$$

Задаючи кут крену під час виконання маневру з урахуванням можливих помилок його витримування, визначаємо радіус розвороту R_2 . Підставляючи рівняння (3.1) у вираз (3.2), розв'язуємо нерівність і визначаємо $l_{\text{ман}}$.

3.1.4. Обґрунтування норм бічного ешелонування повітряних кораблів

Норми бічного ешелонування $\Delta Y_{\text{еш}}$ встановлено відповідно до умов безпечного розходження двох ПК, що рухаються на одному ешелоні паралельними курсами, за їх одночасного відхилення в бік зближення (рис.3.3).

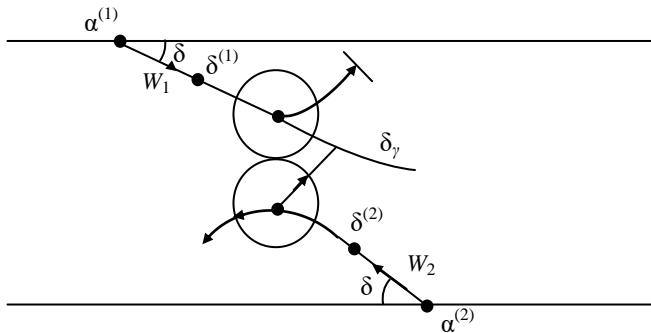


Рис. 3.3. Обґрунтування норм бічного ешелонування

з моменту початку повороту від лінії заданого шляху (

$\alpha^{(1)} - \alpha^{(2)}$) до початку виконання коригувального маневру ($b^{(1)} - b^{(2)}$) ПК зближаться на величину

$$\Delta Y_1 = (W_1 + W_2) (t_{\text{рсак}} + t_{\text{к}} + t_{\text{розп}}) \sin \delta_{\tau},$$

де δ_{τ} – похибка витримання курсу під час пілотування ПК (передбачається однаковою для обох ПК).

Після початку виконання коригувальних маневрів ПК унаслідок дотримання обмежень за допустимого кута крену зближаться на відстань

$$\Delta Y_2 = \frac{(W_1^2 + W_2^2) \sin^2 \delta_{\tau}}{2g \operatorname{tg} \gamma_{\text{доп}}}.$$

Тоді:

$$\begin{aligned} \Delta Y_{\text{еш}} = \Delta Y_1 + \Delta Y_2 + 2\delta_{\tau} = & \frac{1}{2g \operatorname{tg} \gamma_{\text{доп}}} \left\{ (W_1^2 + W_2^2) \sin^2 \delta_{\tau} + \right. \\ & \left. + 2g (W_1 + W_2) (t_{\text{рсак}} + t_{\text{к}} + t_{\text{об}}) \sin \delta_{\tau} \operatorname{tg} \gamma_{\text{доп}} \right\} + 2\delta_{\tau}. \end{aligned}$$

Норми бічного ешелонування не можуть бути застосовані в загальному випадку для встановлення мінімальних інтервалів між паралельними трасами. Якщо мінімуми бічного ешелонування розраховують для забезпечення безпеки повітряного руху, то, організовуючи повітряний рух по паралельних трасах, необхідно виходити з умов припустимого завантаження диспетчера, тобто прагнути зменшити частоту втручання диспетчера у КІР по паралельних трасах.

3.2. Вертикальне ешелонування

Нині вертикальне ешелонування забезпечується використанням таких мінімумів:

– 300 м (1000 футів) до ешелону польоту (*FL – Flight level*) 290 включно;

– 600 м (2000 футів) вище *FL290* (без скороченого мінімуму вертикального ешелонування (*RVSM – Reduced Vertical Separation Minimum*)).

Досвід показав, що ці значення задовольняють вимоги безпеки за нормальних умов. Проте обумовлюється, що у виняткових випадках сильної турбулентності і під час польотів над гірською

місцевістю, коли ПК можуть піддаватися впливові раптових і непередбачених вертикальних переміщень повітря, варто використовувати підвищені значення інтервалів ешелонування.

Однак сприятливі метеорологічні умови, особливо в разі тривалих польотів над морем, зазвичай бувають у відносно невеликому висотному діапазоні приблизно від 1200 м (4000 футів) до 1800 м (6000 футів). Оскільки фактор економії палива натепер здобуває значну роль в економіці виконання польотів, проводяться дослідження з метою вивчення можливості скорочення мінімумів вертикального ешелонування вище від *FL290*, тим самим можна буде забезпечити більшу кількість ешелонів у сприятливих з експлуатаційного погляду висотних діапазонах, особливо в умовах, коли щільність повітряного руху іноді унеможлиблює використання всіма ПК сприятливих ешелонів польоту.

Ці дослідження показали, що за деякими факторами, які відчутно впливають на скорочення мінімумів вертикального ешелонування, потрібно зібрати більше даних, перш ніж можна буде з упевненістю заявити, що норми вертикального ешелонування можна зменшувати безпечно.

3.2.1. Обґрунтування норм вертикального ешелонування повітряних кораблів

Постійне зростання інтенсивності повітряного руху викликає об'єктивну потребу збільшити пропускну здатність повітряного простору, виділеного для польотів ПК цивільної авіації за рахунок скорочення діючих норм ешелонування, у тому числі й вертикального. Таке скорочення у зв'язку зі збільшенням діапазону крейсерських висот дає значний економічний ефект. Але за суворих вимог безпеки польотів норми ешелонування можуть бути переглянуті тільки в разі наукового підходу до їх обґрунтування. Відповідно до відпрацьованої математичної моделі зв'язок між характеристиками окремих засобів вертикального ешелонування, параметрами, що визначають умови їх експлуатації, та ймовірністю вертикального перекриття літаків у повітрі P_Z описується співвідношенням

$$P_Z = 2h_0 W_{12/1P_n, kP_n} \left(\Delta H_{\text{еш}} - \delta H_{\text{нк}} \right) \sum_{k=1}^K P_{1k} \sum_{n=1}^N P_{1n} \sum_{n=1}^N P_{kn}, \quad (3.3)$$

де h_0 – висота небезпечної зони зближення ПК, що дорівнює висо-

ті «середнього» ПК; $\Delta H_{\text{еш}}$ – номінальний інтервал вертикального ешелонування; $\delta H_{\text{нк}}$ – некомпенсовані систематичні похибки витримування заданої висоти зустрічними ПК; $W_{12/1P_n, kP_n}(\Delta H_{\text{еш}} - \delta H_{\text{нк}})$ – щільність розподілу сумарних похибок витримування заданого інтервалу вертикального ешелонування за аргумента, що дорівнює інтервалу; K – кількість груп ПК, що відрізняються висотомірним обладнанням; k – порядковий номер групи ПК; P_{1k} – імовірність зустрічі ПК основної групи ($k = 1$) з літаком k -ї групи; P_{1n}, P_{kn} – імовірності, що утворюють повну групу події і характеризують умови роботи висотомірного обладнання, які впливають на точність витримування заданого інтервалу ешелонування на літаках першої і k -ї груп: нормальну роботу приладів за повного дотримання екіпажем інструкції з їх експлуатації; порушення екіпажем одного з літаків указівок про введення виправлень і порівняння показань покажчиків висоти лівого і правого пілотів і т.ін.

Оскільки для $\forall k \in \overline{1, k}$

$$\sum_{n=1}^N P_{1n} = \sum_{n=1}^N P_{kn} = 1,$$

то ці ймовірності не впливають у цілому на рівень P_z , хоч і визначають його складові за рахунок можливих порушень екіпажами ПК потрібних інструкцій.

Щільність розподілу $W_{12/1P_n, kP_n}$ є композицією законів розподілу сумарних похибок витримування заданого ешелону кожним з літаків у першій і k -й групах:

$$W_{12/1P_n, kP_n} = W_{1/1P_n} * W_{2/kP_n}, \quad (3.4)$$

де $*$ – символ згортки.

Складові виразу (3.4) за одноканального вимірювання барометричної висоти визначають композицією окремих законів розподілу головних помилок цього способу:

$$W_1 = W_a * W_b * W_c, \quad (3.5)$$

де a, b, c – індекси, що означають відповідно щільність розподілу похибок приймачів статичного тиску, інструментальних помилок висотомірів і засобів стабілізації висоти. Якщо припустити неза-

лежність зазначених похибок, то згортка (3.5) вироджується в добіток щільностей розподілу.

Ймовірність P_z є окремою складовою загальної ймовірності зіткнення літаків у повітрі, що характеризує одночасне потрапляння двох ПК у прямокутний паралелепіпед, геометричні розміри якого визначаються розмірами «середнього» ПК. Вона зумовлює вертикальне перекриття пари ПК суміжних ешелонів однієї траси, тобто така подія, за якої вертикальний інтервал між ПК сусідніх ешелонів буде дорівнювати висоті «середнього» літака або менша від неї. Цю ймовірність можна визначити, виходячи з таких тверджень.

Нехай на першому ешелоні інтенсивність потоку ПК становить λ_1 , а на двох суміжних – у сумі $(\lambda_2 + \lambda_3)$ за годину. Швидкість ПК припускаємо рівною V . Якщо довжина ділянки маршруту L , то протягом години кожний з $L\lambda_1/V$ ПК, що перебувають одночасно на першому ешелоні, буде проходити в середньому $2(\lambda_2 + \lambda_3)$ ПК на зустрічних курсах, тому загальна кількість зустрічей становитиме

$$\frac{2(\lambda_2 + \lambda_3)L\lambda_1}{V}.$$

Якщо довжина «середнього» ПК l_0 , то час, протягом якого буде спостерігатися перекриття паралелепіпедів уздовж осі траси, складе l_0/V , а для двох ПК – $2l_0/V$. Тоді загальний час перекриття паралелепіпедів протягом години вздовж осі траси:

$$\frac{4Ll_0}{V^2}\lambda_1(\lambda_2 + \lambda_3).$$

Для певного періоду часу буде справедлива умова

$$P_{xy} = P_x P_y = \frac{\sum_i t_i}{\sum_i T_i},$$

де P_{xz} – ймовірність одночасного перекриття в горизонтальній площині по осях OX і OY , тобто бічного і поздовжнього перекриттів паралелепіпедів, що апроксимують ПК; T_i – час проведення i -м літаком у секторі за розглянутий період; t_i – час T_i , протягом якого i -й літак перебуває одночасно в поздовжньому і бічному перекриттях.

Якщо проміжок часу становить τ , то:

$$\sum_i T_i = \tau \frac{L}{V} (\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3);$$

$$\sum_i t_i = P_y(0) \tau \frac{4L l_0}{V^2} \lambda_1 (\lambda_2 + \lambda_3),$$

де $P_y(0)$ – імовірність того, що два ПК не будуть мати в польоті бічного поділу.

Тоді:

$$P_{xy} = \frac{4l_0 P_y(0)}{V} \frac{\lambda_1 (\lambda_2 + \lambda_3)}{\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3}. \quad (3.6)$$

Відомо, що ступінь ризику зіткнення ПК у результаті не витримування норм вертикального ешелонування $N_{ay}(z)$ показує кількість зіткнень ПК на 10^7 год нальоту і визначається за формулою

$$N_{ay}(z) = 10^7 P_x P_y P_z \frac{V_z}{2h_0}, \quad (3.7)$$

де V_z – відносна швидкість зближення ПК у вертикальній площині.

Беручи до уваги, що згідно з даними ICAO припустимий рівень безпеки становить для реактивних літаків 6,3 авіаційних катастроф на 10^7 год нальоту, а також з погляду на те, що відповідно до статистики ICAO із загальної кількості катастроф на маршрутний політ припадає 30%, а на розглянуту причину зіткнень – 25%, та задавшись рівноймовірнісним розподілом ступеня ризику зіткнення за кожним з видів ешелонування, можна розрахувати припустимий рівень зіткнення літаків на маршруті в результаті порушення норм вертикального ешелонування $N_{ay}^{\text{доп}}(z)$. Тоді, підставляючи у формулу (3.7) вираз (3.6), визначимо допустиму ймовірність $P_z^{\text{доп}}$ для заданих характеристик інтенсивності повітряного руху:

$$P_z^{\text{доп}} = \frac{N_{ay}^{\text{доп}}(Z) 2h_0 V (\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3)}{10^7 4l_0 P_y(0) \lambda_1 (\lambda_2 + \lambda_3) V_z}.$$

Підставляючи $P_z^{\text{доп}}$ у співвідношення для заданих норм верти-

кального ешелонування $\Delta H_{\text{еш}}$, можна визначити потрібні нормовані точності для основних сучасних бортових засобів, що забезпечують вертикальне ешелонування ПК у польоті (табл. 3.1).

Таблиця 3.1

Вимоги до головних характеристик бортового обладнання

№ п/п	Параметр	Допустимі норми ешелонування $\Delta H_{\text{еш}}$, м	
1	Середньоквадратична інструментальна похибка висотоміра	300	600
2	Середньоквадратична аеродинамічна похибка	20	40
3	Середньоквадратична похибка стабілізації (витримування) заданої висоти	20	30
4	Не врахована систематична похибка вимірювання висоти	25	50
5	Розбіжність показань висотомірів лівого і правого пілотів на ПК основної групи	100	150

Відповідно до отриманих розрахунків значення $N_{ay}^{\text{доп}}(z)$ має не перевищувати 0,18 авіаційних катастроф на 10^7 год нальоту, а $P_z^{\text{доп}}$ – не більше 10^{-6} .

3.3. Комбіноване ешелонування

Комбіноване ешелонування являє собою один з декількох методів ешелонування, які можна застосовувати диспетчерськими органами для забезпечення належних відстаней між ПК. Воно складається з комбінації вертикального й горизонтального ешелонування, причому для кожного компонента використовуються мінімуми, які можуть бути меншими від використовуваних в елементах комбінацій, узятих окремо, але не більше, ніж наполовину. Наприклад, для ПК, що прямують по сусідніх маршрутах у повітряному просторі над океаном, бічне ешелонування 120 м.м. може бути скорочено до 60 м.м. у комбінації з половиною величини нормального вертикального ешелонування 2000 футів, що дає комбіноване ешелонування 60 м.м. (бічне) і 1000 футів (вертикальне) між сусідніми лініями шляху (рис. 3.4).

Застосування комбінованого ешелонування дозволяє поліпшити використання повітряного простору. Доведено, що застосування комбінованого ешелонування підвищує показники безпеки системи маршрутів, де величина звичайного бічного ешелонування

становить 90 м.м. або більше завдяки розподілу деяких польотів по інших додаткових маршрутах і висотах [25].

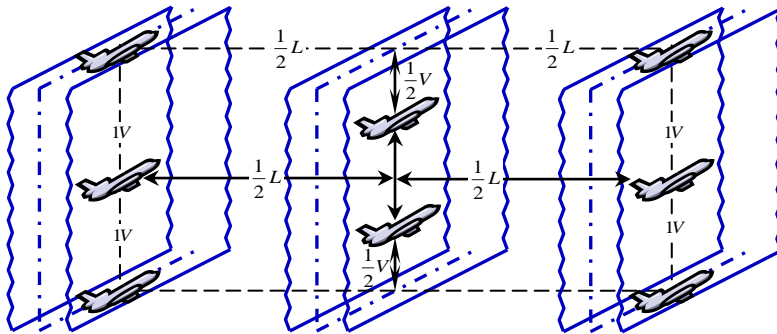


Рис. 3.4. Комбіноване бокове/вертикальне ешелонування

Комбіноване ешелонування застосовують тільки в контрольованому повітряному просторі, де щільність повітряного руху виправдовує впровадження системи паралельних маршрутів або додаткових маршрутів. Воно характеризується меншими обмеженнями, ніж звичайне бічне ешелонування, що ґрунтується на мінімальних навігаційних характеристиках. У разі застосування комбінованого ешелонування потрібно, щоб рівень безпеки, досягнутий до його впровадження, зберігався або підвищувався.

Питання про комбіноване ешелонування можна розглядати, якщо:

- а) навігація не може здійснюватися або не здійснюється за допомогою засобів ближньої навігації та ґрунтується на радіомаячних засобах дальньої навігації або автономних навігаційних засобах;
- б) ешелонування ПК спирається на процедури нерадіолокаційного керування;
- в) частота польотів, що перетинають вісь об'єднаної системи маршрутів, незначна;
- г) неможливо встановити задовільні процедури оброблення таких польотів.

Перш ніж вводити комбіноване ешелонування, варто ретельно вивчити існуючі потоки повітряного руху й зробити експлуатаційні оцінки дисперсії повітряного руху і якості навігаційних характеристик ПК, що використовують цю систему. Варто забезпечити контроль навігаційних характеристик ПК за введеного комбінованого ешелонування, щоб безупинно підтримувати безпеку системи.

У межах попереднього розгляду системи маршрутів варто оцінити й обговорити із зацікавленими групами основних користувачів таке:

- характер повітряного руху, включаючи обсяг руху в проти-лежному напрямку, зайнятість сусідніх маршрутів і очікувані зміни потоків руху, а також прийнятність процедур оброблення маршрутів польотів;

- навігаційні можливості під час польотів на маршруті та в районі контрольних пунктів входу й виходу;

- ефективність і надійність зв'язку;

- можливості задіяних систем КПП;

- ризик зіткнення в зіставленні з наперед наміченим заданим рівнем безпеки.

Застосування комбінованого ешелонування вимагає гарантій того, що ПК будуть відповідним чином розташовані на правильних ешелонах і маршрутах при вході в зону застосування комбінованого ешелонування. Радіолокаційний огляд граничних контрольних пунктів будь-якої структури маршрутів, де застосовується комбіноване ешелонування, якщо немає інших засобів точного визначення місцеперебування ПК. Таким чином, розглядаючи можливість впровадження комбінованого ешелонування без застосування радіолокаційного контролю виконання польотів ПК, варто враховувати такі фактори:

- наявність надійного двостороннього зв'язку «повітря–земля»;

- розміщення й можливості радіомаячних навігаційних засобів, особливо всенапрямлених ДВЧ-маяків *VOR* та далекомірного обладнання (*DME – Distance Measuring Equipment*), що дозволяють правильно розташувати ПК при вході в зону застосування комбінованого ешелонування;

- довжину маршрутів;

- метеорологічні умови, які можуть спостерігатися на маршрутах;

- типи ПК, що зазвичай використовують ці маршрути.

Пропозиції про впровадження комбінованого ешелонування підлягають узгодженню на регіональному рівні. Треба відповідним чином повідомляти держави й експлуатантів про введення комбінованого ешелонування з наданням опису звичайних правил, а також процедур, застосовуваних у польоті за непередбачених обставин.



Запитання для самоперевірки (тест 1)

1. Укажіть фактори, які варто враховувати під час розроблення мінімумів ешелонування.
2. Що враховує буферний запас?
3. У яких випадках можна розглядати питаання про комбіноване ешелонування?
4. Які фактори варто враховувати під час упровадження комбінованого ешелонування без застосування радіолокаційного контролю?
5. Які існують мінімуми ешелонування ПК?
6. Укажіть режими роботи ВОРЛ.
7. Укажіть фактори які належать до факторів місцеперебування ПК.
8. Вкажіть фактори які належать до факторів керування.
9. Яким чином визначаються координати ПК під час обгрунтування поздовжнього ешелонування ПК?
10. Наведіть формулу, за якою визначається норма бічного ешелонування $\Delta Y_{\text{сш}}$.

Тест 1

1. З метою забезпечення ешелонування службою КПП використовують такі форми керування:
 - а) інформаційну та процедурну;
 - б) процедурну та радіолокаційну;
 - в) радіолокаційну, процедурну та інформаційну;
 - г) інформаційну та радіолокаційну.
2. Дайте визначення терміна «радіолокаційне ешелонування»:
 - а) ешелонування ПК за диспетчерського ОНР;
 - б) ешелонування, коли інформацію про місцеперебування ПК отримано з радіолокаційних джерел;
 - в) ешелонування, коли інформацію про місцеперебування ПК отримано за допомогою радіотехнічних засобів;
 - г) ешелонування з використанням бортових РЛС.
3. Дайте визначення терміна «зона маневрування»:
 - а) частина аеродрому, призначена для зльоту, посадки та руління ПК;
 - б) частина аеродрому, крім перонів, призначена для зльоту, посадки та руління ПК;
 - в) частина аеродрому, крім перонів, призначена для руління ПК;
 - г) частина повітряного простору, призначена для маневрування ПК під час зльоту та заходу на посадку .

- 4.** Комбіноване ешелонування дозволяє скоротити мінімум горизонтального ешелонування:
- а) не більше ніж наполовину;
 - б) більше ніж наполовину;
 - в) залежно від щільності повітряного руху, але не більше ніж наполовину;
 - г) не менше ніж на половину.
- 5.** Ешелонування це інтервал між:
- а) повітряними кораблями;
 - б) рівнями;
 - в) лініями шляху;
 - г) усі перераховані варіанти.
- 6.** До факторів місцеперебування ПК належать:
- а) точність визначення місцеперебування ПК органом ОНР;
 - б) точність роботи радіонавігаційних засобів;
 - в) точність роботи бортових навігаційних комплексів;
 - г) точність, з якою може витримуватися політ.
- 7.** Комбіноване ешелонування застосовують:
- а) у будь-якому повітряному просторі;
 - б) тільки в контрольованому повітряному просторі;
 - в) у контрольованому повітряному просторі (у разі використання процедурного ешелонування);
 - г) тільки в неконтрольованому повітряному просторі.
- 8.** У поздовжньому напрямку діють такі види ешелонування:
- а) ешелонування за часом;
 - б) ешелонування за відстанню;
 - в) ешелонування за часом та ешелонування за відстанню;
 - г) ешелонування за відстанню та ешелонування за висотою.
- 9.** Диспетчерське ОНР надається для:
- а) запобігання зіткненням між ПК;
 - б) запобігання зіткненням ПК з перешкодами;
 - в) підтримання впорядкованого потоку повітряного руху;
 - г) усі перераховані варіанти.
- 10.** Режим «С» ВОРЛ – режим, яким передбачено одержання інформації про:
- а) тип ПК і категорію турбулентності;
 - б) барометричну висоту і тип ПК;
 - в) барометричну висоту ПК відносно рівня 760 мм рт. ст.;
 - г) барометричну висоту ПК відносно рівня аеродрому.

11. Дайте визначення терміна «повітряний рух»:

а) усі ПК, що перебувають у польоті в контрольованому повітряному просторі або рухаються у зоні маневрування контрольованого аеродрому;

б) усі ПК, що перебувають у польоті;

в) усі ПК, що перебувають у польоті або рухаються у зоні маневрування аеродрому;

г) усі ПК, що перебувають під керуванням органу ОПП.

12. Із чого складається комбіноване ешелонування?

а) з процедурного та вертикального ешелонування;

б) з радіолокаційного та процедурного ешелонування;

в) з вертикального та горизонтального ешелонування;

г) з радіолокаційного горизонтального та вертикального ешелонування.

13. Розмір ПК впливає на визначення мінімуму:

а) вертикального ешелонування;

б) поздовжнього ешелонування;

в) бокового ешелонування;

г) будь-якого ешелонування.

14. Норму поздовжнього ешелонування розраховують за формулою:

а) $\Delta L_{\text{еш}} \geq l_{\text{реак}} + l_{\text{розп}} + l_{\text{ПК}} + l_{\text{ман}}$;

б) $\Delta L_{\text{еш}} \geq l_{\text{реак}} + l_{\text{к}} + l_{\text{розп}} + l_{\text{ПК}} + l_{\text{ман}}$;

в) $\Delta L_{\text{еш}} \geq l_{\text{реак}} + l_{\text{к}} - l_{\text{розп}} + l_{\text{ПК}} + l_{\text{ман}}$;

г) $\Delta L_{\text{еш}} \leq l_{\text{реак}} + l_{\text{к}} + l_{\text{розп}} + l_{\text{ПК}} + l_{\text{ман}}$.

15. Радіус розвороту ПК залежить від:

а) кута крену та швидкості;

б) висоти польоту та швидкості;

в) висоти польоту та кута крену;

г) кута крену і типу ПК.

4

ПОЛЬОТИ З ВИКОРИСТАННЯМ НАВІГАЦІЇ, ЗАСНОВАНОЇ НА ЕКСПЛУАТАЦІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ

4.1. Використання зональної навігації

Застосування дедалі складнішого бортового навігаційного обладнання, що працює за принципом використання інформації від наземних засобів, навігаційних засобів космічного базування, використання автономних інерціальних навігаційних системах (*INS – Inertial Navigation System*) припускає можливість здійснення вигідної заміни польоту від одного навігаційного засобу до іншого вздовж більш-менш постійно встановлених маршрутів такою формою, за якої виконання польоту ПК по найбільш прямому маршруту між пунктами вильоту і призначення. Така концепція відома як зональна навігація (*RNAV – Area Navigation*).

4.1.1. Польоти з використанням RNAV

Польоти з використанням *RNAV* можуть виконуватися:

- по фіксованих маршрутах зональної навігації, які опубліковано в документах *AIP* та діють на постійній основі;
- по довільних маршрутах зональної навігації, які також опубліковано в документах аеронавігаційної інформації, але діють тільки лише за наявності певних умов.

Застосування *RNAV* у певному районі та здатність користувачів виконувати необхідні умови мають обумовлюватися такими факторами:

- чіткою домовленістю між органом, що забезпечує обслуговування, і всіма потенційними користувачами про те, що вимоги до навігаційної точності, на яких ґрунтується застосування *RNAV*, будуть виконуватися на постійній основі;
- положеннями, які повинен виконувати ПК під час переходу зі встановленої маршрутної мережі ОПП у район *RNAV* і назад. Ці положення мають також передбачати випадки тимчасової втрати ПК можливості використовувати *RNAV* під час польоту в районі *RNAV*;
- положеннями, що забезпечують безперервний контроль навігаційних характеристик у районі *RNAV* для дотримання умов, на яких базується *RNAV*;
- положеннями, що передбачають призупинення *RNAV* і пере-

хід до інших форм виконання польотів у випадку загального погіршення ситуації. Вони мають також передбачати можливість поновлення *RNAV* у міру усунення причин, що призвели до її призупинення;

– положеннями щодо негайного повного або часткового призупинення застосування *RNAV* у випадку тимчасового виходу з ладу істотно значущих для *RNAV* базових засобів. Положення мають містити перелік таких засобів та ймовірних наслідків їх виходу з ладу (індивідуально або в будь-якому поєднанні) для застосування *RNAV*.

Траєкторію планованого польоту можна задавати не тільки в горизонтальній площині у вигляді маршруту, але й у вертикальній – через задання висот проходження пунктів маршруту, кутів або градієнтів нахилу траєкторії. Крім того, може бути задано просторово-часову траєкторію, коли для деяких пунктів задано час їх проходження.

Відповідно до розмірності «простору», у якому здійснюється наведення, зональну навігацію розділяють на три види:

– *2D-RNAV* – двовимірна *RNAV* у горизонтальній площині – *LNAV (Lateral Navigation)*. Іноді, використовуючи дослівний переклад, її називають бічною навігацією, оскільки наведення виконується тільки за бічним відхиленням;

– *3D-RNAV* – тривимірна *RNAV* у горизонтальній і вертикальній площинах – *VNAV (Vertical Navigation)*;

– *4D-RNAV* – чотиривимірна *RNAV* у горизонтальній і вертикальній площинах плюс вирішення завдання регулювання швидкості польоту для проходження пунктів маршруту або прибуття на аеродром у заданий час. Зональну навігацію за часом скорочено позначають *TNAV* (буква *T* від слова *Time*).

Проблема впровадження *RNAV* полягає не просто в тому, щоб забезпечити політ по довільній траєкторії, а в тому, щоб точність її дотримання відповідала встановленим у даному регіоні вимогам. У сучасній аеронавігації ці вимоги встановлюються у вигляді *RNP*. Тому питання зональної навігації виявилися тісно пов'язані з цими проблемами *RNP*; *RNP* розглядається як інструмент технічного та нормативного регулювання польотів із застосуванням *RNAV*.

Залежно від суворості вимог до точності дотримання заданої траєкторії, а також від характеру функціональних вимог до бортового обладнання, широко використовують такі позначення типів *RNAV*:

B-RNAV (Basic RNAV) – основна (базова) зональна навігація. Базову або основну (*Basic*) зональну навігацію (*B-RNAV*) було вве-

дено з ініціативи Євроконтролю в регіоні Західної Європи 29 січня 1998 р. Вимоги до точності навігації відповідають *RNP5*, тобто ПК повинен протягом 95% часу польоту перебувати в межах ± 5 м.м. від лінії заданого шляху. Євроконтролем визначено деякі функціональні та експлуатаційні вимоги до обладнання *B-RNAV*. Для досягнення *RNP5* можливе використання різних датчиків навігаційної інформації, а саме:

- двох маяків *DME* (режим *DME/DME*);
- одного маяка *VOR/DME*, розташованого не далі 62 м.м. від ПК;
- однієї інерціальної системи, що коригується радіонавігаційною або супутниковою системами;
- одного приймача глобальної система визначення місцеположення ПК (*GPS – Global Positioning System*).

Уведення *B-RNAV* дозволило забезпечити використання наявного навігаційного обладнання без зміни існуючої структури маршрутів ОПП у регіоні Західної Європи.

Досвід виконання польотів у регіоні дії *B-RNAV* показав, що процес навігації істотно спростився, а точність підвищилася.

P-RNAV (Precision RNAV) – точна зональна навігація. Точна (*Precision*) зональна навігація (*P-RNAV*) – це зональна навігація, у якій діють вимоги до точності, що відповідають типу *RNP1*, і деякі функціональні вимоги до обладнання *RNAV*, але при цьому не потрібне дотримання всіх інших «класичних» аспектів *RNP*. Застосування *P-RNAV* обумовлено можливістю підвищення точності навігації, а отже, і пропускну здатності повітряного простору в термінальних зонах (*TMA – Terminal Control Area*) з інтенсивним рухом.

Для досягнення потрібної для *P-RNAV* точності можливе використання таких типів датчиків навігаційних сигналів:

- *GPS* без будь-яких функціональних доповнень;
- двох *DME* або одного *VOR/DME*, розташованих у певних місцях *TMA*.

Використання інерціальних систем можливе тільки протягом декількох годин після зльоту або чергового коригування за *VOR/DME*, *DME/DME* або *GPS*. *INS* виконує здебільшого роль інерціального підтримання обладнання *RNAV* для підвищення її готовності й неперервності обслуговування. Але ці важливі характеристики класичних *RNP* для європейської *P-RNAV* не є обов'язковими, і це – головна відмінність *P-RNAV* від *RNP1*. Тому вирішального значення для сертифікації обладнання за *P-RNAV* його інерціальна складова не має.

RNP-RNAV – зональна навігація з необхідними навігаційними характеристиками. Зональна навігація *RNAV* розглядається *ICAO* як основний вид навігації майбутнього, оскільки вона має чимало незаперечних переваг перед звичайною, традиційною навігацією:

- польоти стають більш безпечними за рахунок підвищення точності навігації. Це пов'язано з тим, що з уведенням *RNAV* у якому-небудь регіоні одночасно вводяться й вимоги до точності (у вигляді *RNP*);

- збільшується пропускна здатність і ефективність використання повітряного простору як на маршрутах, так і в зонах аеродромів. Це відбувається, з одного боку, за рахунок збільшення кількості маршрутів у певному об'ємі повітряного простору (тепер вони не обов'язково повинні проходити через радіомаяки), а з другого – за рахунок зменшення інтервалів бічного ешелонування, що виявляється тепер можливим, оскільки точність навігації стала вищою;

- з'являється можливість зробити структуру маршрутів динамічною, що легко змінюється залежно від обставин. При цьому можуть бути враховані інтереси як цивільної, так і державної авіації. Гнучкість *RNAV* дозволяє уникнути скупчення ПК на певних ділянках повітряного простору, суттєвих ущільнень маршрутів і появи «повітряних пробок» (перевантаженості повітряного простору);

- маршрути можна встановлювати більш короткими, що сприяє економії палива та зменшенню часу польотів;

- у разі наведення екіпаж більш наочно уявляє навігаційну ситуацію, що дозволяє уникнути неправильних рішень і помилок;

- скорочення кількості наземних навігаційних засобів;

- зменшується навантаження як пілота, так і диспетчера за рахунок можливості відмовитися від радіолокаційного наведення, здійснюваного диспетчером у районі аеродрому.

У разі застосування методів *RNAV* потрібно виконати такі обов'язкові умови:

- якщо обладнання *RNAV* використовує сигнали наземних або супутникових засобів, то воно має постійно приймати ці сигнали протягом усього польоту по маршруту або маневрування в районі аеродрому;

- координати пунктів маршруту (*WPT – waypoints*) мають вказуватися й публікуватися в збірниках аеронавігаційної інформації (*AIP – Aeronautical Information Publication*) держав у Всесвітній геодезичній системі координат (*WGS – World Geodetic System*) з необхідною точністю, дозволом і цілісністю;

- обладнання *RNAV* має бути сертифіковано для виконання польоту по маршруту та в районі аеродрому;
- екіпаж повинен мати допуск до виконання польотів по маршрутах *RNAV* і в районі аеродрому.

4.1.2. Бортове обладнання *RNAV*

Для реалізації принципу зональної навігації на борту ПК потрібно вирішувати такі завдання:

- визначення поточного місцеперебування ПК;
- зберігання інформації про маршрут польоту, по якому має виконуватися наведення;
- визначення відхилення від ЛЗШ, відстані, що залишилася, та інших, потрібних для навігації параметрів;
- індикація відхилення на панелі приладів пілотів і, в разі потреби, передавання цього відхилення на автопілот.

Як джерела інформації про місцеперебування ПК можна використовувати кутомірну систему *VOR*, далекомірну систему *DME*, різницево-далекомірну систему *LORAN-C*, ІНС, глобальну супутникову навігаційну систему (*GNSS – Global Navigation Satellite System*).

Функції *RNAV* поділено на обов'язкові та бажані.

4.1.3. Обов'язкові функції

Обов'язкові функції обладнання *RNAV* такі:

1. Індикація координат поточного місця ПК (у вигляді широти й довготи або пеленгу й дальності до обраного пункту маршруту).
2. Вибір або введення пілотом потрібного плану польоту (маршруту) з пульта керування й індикації.
3. Зберігання аеронавігаційних даних в обсязі, достатньому для виконання активного плану польоту, а також можливість у будь-який момент змінювати дані плану польоту (*FPL – Filed Flight Plan*) у будь-якій його частині.
4. Можливість у польоті працювати із планом польоту (складати, перевіряти, змінювати), не впливаючи на наведення по лінії шляху:
 - а) виконувати змінений план польоту тільки із санкції екіпажу;
 - б) формувати й перевіряти альтернативний план польоту без активного плану;
 - в) формувати план хоча б одним з таких способів:
 - уведенням позначень маршрутів;

- вибором пунктів маршруту з бази даних;
 - уведенням пунктів маршруту користувача, задаючи їх широтою й довготою, пеленгом і дальністю, або іншим способом.
5. Можливість формування планів польотів поєднанням маршрутів або ділянок маршрутів.
 6. Забезпечення можливості контролю й коригування відображуваного на індикаторах місцеперебування ПК.
 7. Забезпечення можливості автоматичної зміни ділянок маршруту та виконання розворотів, а також вручну змінювати черговість прольоту пунктів маршруту (зокрема, для польоту у зворотному напрямку).
 8. Індикація бічного відхилення від ЛЗШ.
 9. Індикація часу польоту до пунктів маршруту.
 10. Можливість виконувати маневри і витримувати такі типи траєкторій польоту:
 - політ від поточного місця прямо на задану точку;
 - політ зі зсувом на задану величину, тобто польоту по паралельній ЛЗШ; в такому випадку має забезпечуватися чітка індикація включеного режиму зсуву.
 11. Анулювання попередніх коригувань місцеположення ПК за радіотехнічними засобами (РТЗ).
 12. Витримування схеми очікування із застосуванням *RNAV*.
 13. Надання екіпажу ПК інформації про ступінь точності та надійності поточних координат шляхом індикації коефіцієнта точності (наприклад, зниження точності вимірювань у горизонтальній площині (*HDOP – Horizontal Dilution of Precision*)) або величини відхилення обчисленого місцеположення ПК від отриманого за допомогою датчиків.
 14. Використання системи геодезичних координат *WGS-84*.
 15. Забезпечення індикації відмов обладнання.

4.1.4. Бажані функції

Бажані функції обладнання *RNAV* такі:

- 1) формування сигналів для автопілота й командного пілотажного приладу;
- 2) відображення тривимірних і чотиривимірних даних про місцеперебування;
- 3) індикація фактичного шляхового кута;
- 4) забезпечення не менше 10 активних пунктів маршруту;

- 5) забезпечення не менше 20 активних пунктів у районі аеродрому;
- 6) попередження про наближення до пунктів маршруту шляхом візуальної сигналізації;
- 7) забезпечення автоматичного вибору навігаційних засобів, перевірки цілісності навігаційної системи, а також доцільності переходу на ручне керування або повторний вибір;
- 8) дотримання вимог до характеристик розворотів;
- 9) індикація інформації про недотримання потрібної точності навігації, а також про відмову системи, включаючи її датчики.

Ці перераховані обов'язкові й бажані функції можуть бути конкретизовані введенням *RNAV* у тому чи іншому регіоні.

У повітряному просторі Європейського регіону (у тому числі у всіх районах польотної інформації (РПІ) України) дозволяється виконання польотів за правилами польотів за приладами (ППП) по маршрутах ОПР тільки тих ПК, які затверджені до польотів з використанням обладнання базової зональної навігації (*B-RNAV*), тобто ПК здатні витримувати точність лінії шляху в бічному плані ± 5 м.м.

4.2. Потрібні навігаційні характеристики

Концепція потрібних навігаційних характеристик є підходом до встановлення вимог до точності й надійності аеронавігації в тому або іншому регіоні. Ідею, покладену в основу цього підходу, вперше реалізовано в регіоні *NAT* уведенням там мінімальних навігаційних вимог або, що те саме, *MNPS*. У зв'язку із введенням у цьому регіоні скорочених норм бічного ешелонування були встановлені вимоги до точності навігації всіх ПК, що виконують польоти в повітряному просторі *MNPS*. Ці вимоги встановлювалися у вигляді середньої квадратичної похибки визначення місцеперебування ПК, а також у вигляді тієї частки загального часу польоту, протягом якої бічне відхилення ПК перебувало в необхідних межах. Наприклад, одна з вимог полягала в тому, щоб за межами смуги ± 30 м.м. ПК перебував не довше, ніж одну годину з 2000 год польоту (точне значення $5,3 \cdot 10^{-4}$). При цьому не треба обов'язково встановлювати навігаційні системи певного виду – ІНС, приймачі радіонавігаційної системи «*OMEGA*» або супутникової навігаційної системи, хоча саме вони й використовувалися для польотів у цьому регіоні. Головне – забезпечити вимоги до траєкторії польоту, а як саме – справа експлуатанта (авіакомпанії).

Такий підхід, коли вимоги ставляться не як потреба установ-

лення на борту конкретного виду обладнання, а як допустимі межі відхилень і відповідні їм імовірності, виявився досить продуктивним. Він зручний для усіх учасників авіаційного процесу. Органам ОПР – тому, що вони тепер впевнені: у їхній зоні відповідальності виконують польоти тільки ПК із характеристиками, що не гірші належних. Виробникам навігаційного обладнання – тому, що для них тепер задано потрібну точність навігаційних систем, які вони випускають. Авіакомпаніям та екіпажам ПК визначено потрібні орієнтири: які бортові системи встановлювати, який має бути рівень підготовки екіпажів та які треба розробляти навігаційні процедури.

Цей підхід розвинувся в концепції *RNP*, що була розроблена в 1987 р. комісією *ICAO* щодо майбутніх навігаційних систем (*FANS – Special Committee on Future Air Navigation Systems*), а потім – групою експертів з розгляду загальної концепції ешелонування.

Навігаційні характеристики *RNP*, установлені в тому або іншому районі (ділянці повітряного простору), характеризуються своїм типом (*RNP type*), що й визначає потрібну точність аеронавігації в цьому районі.

Як відомо, точність навігації характеризується величиною похибки витримування заданої траєкторії, яку називають загальною похибкою системи (*TSE – Total System Error*). Похибки розглядають окремо по бічній і поздовжній координатах.

По бічній координаті, тобто в напрямку, перпендикулярному до ЛЗШ, *TSE* являє собою відстань між фактичним місцеперебуванням ПК і ЛЗШ у навігаційній системі. Розглянемо її складові.

Похибка навігаційної системи. Вона характеризує точність датчиків, які використовують для визначення координат, і містить у собі, у свою чергу, похибки наземного й бортового обладнання, а також зовнішні похибки, що виникають, наприклад, при поширенні радіохвиль у просторі.

1. *Похибка обчислення даних RNAV.* Виникає у процесі перетворення інформації від датчиків в інформацію про відхилення від заданої траєкторії (наприклад, пеленгу й дальності – у лінійне бічне відхилення).

2. *Похибка системи індикації.* Виникає під час відображення на індикаторах інформації, необхідної для наведення: відхилення планки приладу типу пілотажно-навігаційного прибору (ПНП), місцеперебування ПК на синтезованій карті дисплея і т. ін. Вона містить також похибки задання траєкторії, які спричиняють, наприклад, неточні визначення або округлення координат пунктів маршруту.

3. *Похибка пілотування (FTE – Flight Technical Error)*. Це відстань між місцеперебуванням ПК, яку пілот бачить на індикаторі, і заданим місцеперебуванням (ЛЗШ) на цьому ж індикаторі. Це єдина складова *TSE*, яку екіпаж може безпосередньо спостерігати.

По *поздовжній координаті* (уздовж ЛЗШ) *TSE* являє собою різницю між відображеною на індикаторі відстанню ПК до точки маршруту й фактичною відстанню до цієї точки. Вона містить майже ті ж складові, що й по бічній координаті, – *похибки навігаційної системи, обчислення даних і індикації*. Немає лише похибки пілотування. Оскільки немає заданого місцеперебування ПК по поздовжній координаті в цей момент часу, тому й не можна визначити відхилення від нього. Але, звичайно, ситуація зміниться із введенням *TNAV*.

Тип *RNP* позначається числом, що являє собою виражену в морських милях величину утримання (*containment value*), що означає допустимі відхилення. Зрозуміло, що, оскільки всі складові *TSE* є випадковими, неможливо вимагати стовідсоткового утримання коридору шириною плюс–мінус величина утримання. Тому суть пропонованих конкретним типом *RNP* вимог до точності навігації полягає в тому, що протягом 95% часу польоту на будь-якій ділянці одного польоту *TSE* не повинна перевищувати величину утримання в кожному вимірі (по бічній і поздовжній координатах). Інакше кажучи, числове значення типу *RNP* означає допустиму *TSE*, виражену для горизонтальної навігації (*LNAV*) у морських милях. Наприклад, для *RNP4* лінійне бічне відхилення від ЛЗШ, а також похибка відображення відстані, що залишилася, до точки маршруту не повинні перевищувати 4 м.м. протягом не менш ніж 95% часу польоту. Число 4 є величиною утримання й позначає тип *RNP*.

Значення «95% часу», яке відповідає ймовірності того, що ПК перебуває у межах коридору, рівного 0,95, обрано тому, що для багатьох видів закону розподілу випадкових похибок (зокрема, для нормального закону й закону Лапласа) це значення ймовірності приблизно відповідає подвійній середній квадратичній похибці («сигмі»). Це означає, що, наприклад, для *RNP4* середня квадратична похибка утримування ЛЗШ має становити 2 м.м. Якби було обрано інше значення ймовірності, довелося б обговорювати ще й вид розподілу.

Із практичного погляду важливо знати допустиму похибку пілотування (*FTE*). Іноді в літературі, користуючись дослівним, але не точним перекладом з англійської мови, її називають похибкою

техніки пілотування. Це може викликати неправильні асоціації, оскільки технікою пілотування зазвичай називають сукупність прийомів керування літаком, мистецтво пілота. Тут *FTE* характеризує не майстерність окремого пілота або відхилення від прийнятої «техніки пілотування», а просто ті можливості, які забезпечує такий спосіб керування ПК, тобто пілотування.

4.2.1. Типи потрібних навігаційних характеристик

Типи *RNP* підрозділяють на маршрутні, термінальні та аеродромні. *ICAO* визначила як основні (стандартні) типи *RNP*, які наведено в табл. 4.1.

Таблиця 4.1

Маршрутні типи *RNP*

Величина утримань	Тип <i>RNP</i>				
	1	4	10	12,6	20
У морських милях	±1	±4	±10	±12,6	±20
У кілометрах	±1,85	±7,4	±18,5	±23,3	±37,0

Тип *RNP1* передбачається для забезпечення найефективніших польотів по маршрутах ОПР і в *TMA* з використанням найбільш точної інформації про місцеперебування ПК, а також для застосування методів *RNAV*, що дозволяють одержати найбільшу гнучкість в організації й зміні маршрутів, виконанні в режимі реального часу необхідних коригувань відповідно до потреб структури повітряного простору. Цей тип *RNP* передбачає найефективніше забезпечення польотів, використання правил польотів і організації повітряного простору для переходу від польоту в районі аеродрому до польоту по маршруту ОПР і у зворотному напрямі, тобто під час виконання стандартних маршрутів вильоту за приладами (*SID* – *Standard Instrument Departure*) і стандартних маршрутів прибуття за приладами (*STAR* – *Standard Instrument Arrival*).

Тип *RNP4* призначається для маршрутів ОПР, що ґрунтується на обмеженій відстані між навігаційними засобами. Цей тип *RNP* зазвичай використовують у повітряному просторі над континентом. Установлена їм точність аеронавігації відповідає необхідній точності на звичайних маршрутах, що задають *VOR*, яка використовувалася і до введення концепції *RNP*.

Тип *RNP10* передбачається для скорочення мінімумів бічного й поздовжнього ешелонування. Він підвищує експлуатаційну ефек-

тивність в океанічному повітряному просторі та районах, де можливості використання наземних навігаційних засобів обмежені.

Тип *RNP12,6* забезпечує обмежену оптимізацію маршрутів у районах зі зниженим рівнем забезпечення навігаційними засобами. Числове значення – величини утримання відповідає подвоєній середній квадратичній похибці визначення місцеперебування ПК, що є одним з параметрів *MNPS* у Північній Атлантиці.

Тип *RNP20* характеризує мінімальні можливості щодо точності визначення місцеперебування ПК, які вважаються прийнятними для забезпечення польотів по маршрутах ОПР будь-яким ПК у будь-якому контрольованому повітряному просторі у будь-який час. Він ніби відповідає такій незадовільній точності, що меншу точність немає сенсу встановлювати.

Широко використовують і нестандартні типи (табл. 4.2).

У районах виконання польотів ПК, точність навігації яких перевищує вимоги *RNP4* і в яких для контролю повітряного руху використовуються засоби незалежного радіолокаційного спостереження, можна використовувати ширину коридора ± 5 км (± 2.7 м.м.), тобто значення типу *RNP2,7*. Слід зазначити, що в СРСР це значення ширини коридору ± 5 км у московській повітряній зоні й у деяких інших аеродромних зонах було встановлено ще до введення концепції *RNP*. У США для польотів по трасах також застосовують нестандартний тип *RNP2*.

Тип *RNP1* потрібно вводити поетапно у зв'язку з тим, що деяким експлуатантам доведеться вкласти певні кошти в нове обладнання. Це стало основою для введення *P-RNAV* у Європі як проміжного кроку на шляху до *RNP1*.

4.2.2. Вимоги до бокового розділення маршрутів обслуговування повітряного руху

У разі використання процедурного контролю:

RNP20:

– розділова відстань: 185 км (100 м.м.);

– підстава: уже використовується; заснована на довголітньому експлуатаційному досвіді;

Мінімальні вимоги ОПР:

– навігація – усі ПК мають бути затверджені до типу *RNP20* для польотів по відповідних маршрутах/лініях шляху;

– зв'язок: мовний зв'язок через третю сторону;

– *спостереження*: нерадіолокаційне – передавання повідомлень про місцеперебування ПК пілотами.

RNP12,6:

– *розділова відстань*: 110 км (60 м.м.);

– *підстава*: модель ризику зіткнення для системи організованих треків у регіоні NAT (доповідь обмеженої регіональної аеронавігаційної наради Північноатлантичного регіону (1976) (Doc 9128);

Мінімальні вимоги ОНР:

– *навігація* – усі ПК мають бути затверджені до типу RNP12,6 для польотів по відповідних маршрутах/лініям шляху;

– *зв'язок*: мовний зв'язок через третю сторону;

– *спостереження*: нерадіолокаційне – передавання повідомлень про місцеперебування ПК пілотами;

– *інше*: потрібно періодично оцінювати безпеку системи.

Примітка. Прямий зв'язок «диспетчери – пілоти» може виявитися бажаним у певних районах, таких, як відомі райони конвективної діяльності.

RNP10:

– *розділова відстань*: 93 км (50 м.м.);

– *підстава*: модель ризику зіткнення, розроблена Федеральним авіаційним управлінням США для Тихоокеанського регіону відповідно до характеристик повітряного руху в північній частині Тихого океану.

Мінімальні вимоги ОНР:

– *навігація* – усі ПК мають бути затверджені до типу RNP10 для польотів по відповідних маршрутах/лініям шляху;

– *зв'язок*: мовний зв'язок через третю сторону;

– *спостереження*: нерадіолокаційне – передавання повідомлень про місцеперебування ПК пілотами;

– *інше*: потрібно періодично оцінювати безпеку системи.

Примітка. Прямий зв'язок «диспетчери – пілоти» може виявитися бажаним у певних районах, таких, як відомі райони конвективної діяльності.

RNP5 (або RNP4, або вище):

– *розділова відстань*:

– 30,6 км (16,5 м.м.) в однонаправленій системі;

– 33,3 км (18 м.м.) в двонаправленій системі.

– *підстава*: порівняння з еталонною системою в континентальному повітряному просторі з високою щільністю руху (поділ на основі VOR), описане в доповненні А [20];

Мінімальні вимоги ОНР:

– *навігація*: усі ПК мають бути затверджені до типу *RNP5* для польотів по відповідних маршрутах/лініях шляху; потрібно створити інфраструктуру аеронавігаційних засобів (*NAVAID – Navigation Aid*), достатню для забезпечення польотів відповідно до *RNP5*;

– *зв’язок*: прямий мовний ДВЧ – або УВЧ–зв’язок «диспетчер – пілот»;

– *спостереження*: нерадіолокаційне – передача повідомлень про місцеперебування ПК пілотами.

У разі використання радіолокаційного контролю:

RNP4:

– *розділова відстань*: 14,8 – 22,2 км (8 – 12 м.м.);

– *підстава*: порівняння з еталонною системою – райони утримання, визначені згідно з типами *RNP*, не перекриваються;

Мінімальні вимоги ОНР:

– *навігація*: усі ПК мають бути затверджені принаймні до типу *RNP4* для польотів по відповідних маршрутах/лініях шляху; потрібно створити інфраструктуру *NAVAID*, достатню для забезпечення польотів відповідно до *RNP4*;

– *зв’язок*: прямий мовний ДВЧ – зв’язок «диспетчер – пілот»;

– *спостереження*: радіолокаційне, котре відповідає встановленим стандартам;

– *інше*: потрібно оцінити безпеку системи, включаючи робоче навантаження на диспетчера.

RNP5:

– *розділова відстань*: 18,5 – 27,8 км (10 – 15 м.м.);

– *підстава*: порівняння з еталонною системою – райони утримання, визначені згідно з типами *RNP* та змінені відповідно до *RNP5*.

Мінімальні вимоги ОНР:

– *навігація*; усі ПК мають бути затверджені принаймні до типу *RNP5* для польотів по відповідних маршрутах/лініях шляху; потрібно створити інфраструктуру *NAVAID*, достатню для забезпечення польотів відповідно до *RNP5*;

– *зв’язок*: прямий мовний НВЧ – зв’язок «диспетчер – пілот»;

– *спостереження*: радіолокаційне, що відповідає установленим стандартам;

– *інше*: потрібно оцінити безпеку системи, включаючи робоче навантаження на диспетчера.

4.3. Концепція навігації на основі експлуатаційних характеристик

Концепція навігації на основі навігаційних характеристик (*PBN – Performance Based Navigation*) являє собою поєднання вимог *RNAV* та *RNP* [27]. Поняття *PBN* конкретизує вимоги *RNAV* щодо системних вимог авіації в термінах точності, цілісності, придатності, безперервності і функціональності. *PBN* являє собою перехід від навігації, що базується на вимогах до навігаційного обладнання (датчиків), до навігації, що заснована на експлуатаційних характеристиках ПК. *PBN* пропонує ряд переваг:

а) зменшення необхідності підтримувати специфічні для навігаційного обладнання маршрути і процедури та відповідні їм витрати;

б) уникнення потреби в розвитку специфічних для обладнання дій з кожною новою еволюцією навігаційних систем, які були б економічною перешкодою;

в) ефективніше використання повітряного простору (поліпшення пропускної здатності, ефективність використання палива, зменшення шумів);

г) визначення ситуацій, коли використовуються системи *RNAV*;

д) поліпшення процесу узгодження для користувачів повітряного простору, що забезпечить обмежений набір навігаційних специфікацій, які призначаються для глобального використання.

Специфікації *RNAV/RNP* включають класичні характеристики (точність, цілісність, готовність та неперервність) та додає такі вимоги до:

– функціональних можливостей: наприклад, виконувати вертикальні маневри *VNAV*, задавати паралельні траєкторії *Off set* та інше;

– типів обладнання: наприклад, для *RNAV1* можуть використовуватися тільки *GNSS*, *DME/DME*, *DME/DME/IRU*, а для *RNP AR APCH – GNSS+WAAS (Wide Area Augmentation System)*;

– підготовки пілотів.

Базові компоненти концепції *PBN* показано на рис.4.1.

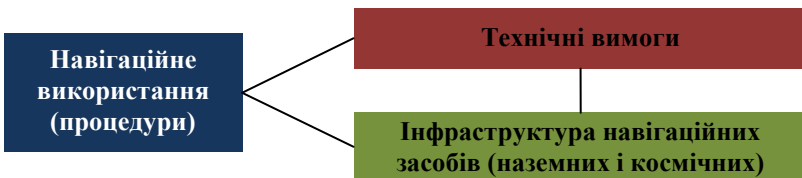


Рис. 4.1. Складові концепції *PBN*

4.3.1. Складові компоненти *PBN*

Інфраструктура навігаційних засобів (рис. 4.2).

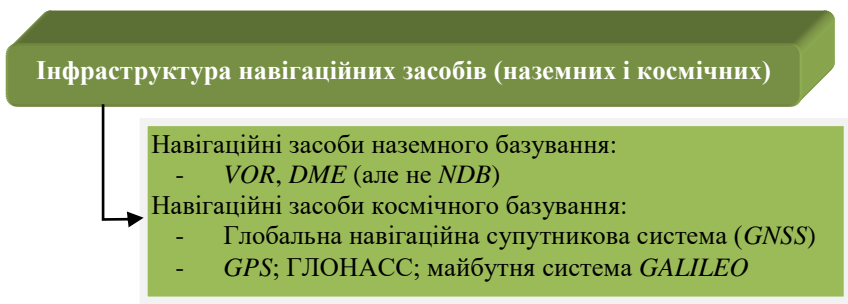


Рис. 4.2. Навігаційні засоби наземного і космічного базування

Технічні вимоги.

Одна з цілей концепції *PBN* – обмежити кількість глобально використовуваних навігаційних технічних вимог (рис. 4.3). Тому необхідно визначити:

- які експлуатаційні характеристики вимагаються від системи *RNAV* (точність, цілісність, неперервність обслуговування, експлуатаційна наявність);
- якими функціональними можливостями система *RNAV* повинна володіти для забезпечення експлуатаційних характеристик;
- які навігаційні датчики повинні входити у склад системи *RNAV* для забезпечення таких експлуатаційних характеристик;
- які вимоги ставляться до льотного екіпажу для досягнення потрібних експлуатаційних характеристик системою *RNAV*.

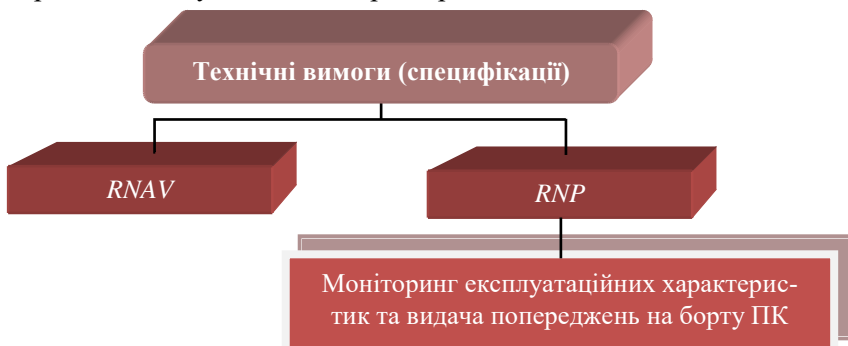


Рис. 4.3. Технічні специфікації концепції *PBN*

- Технічні вимоги складаються з:
- потрібних навігаційних характеристик (попередня концепція *RNP*);
 - функціональних можливостей навігаційних систем;
 - характеристик навігаційних датчиків, що використовуються;
 - вимог до підготовки льотного екіпажу.
- Навігаційні технічні вимоги показано на рис.4.4.



* потенційні навігаційні технічні вимоги

Рис. 4.4. Технічні вимоги концепції *PBN*

Як вже зазначалося, *PBN* поєднує два види операцій: *RNAV* та *RNP*:

- *RNP* – вимагає мати функцію автоматичного слідкування за характеристиками та попередження екіпажу (*Monitoring & Alerting*).

Моніторинг експлуатаційних характеристик та видача попереджень на борт ПК вказують на перебування ПК у межах *MASPS*, положень Додатка 11 до Чиказьської конвенції та документів *PANS* [20,21], дають змогу екіпажу ПК визначати, коли система не досягає експлуатаційних характеристик, що від неї вимагаються (рис. 4.5).



Рис 4.5. Функція автоматичного слідкування за характеристиками та попередження екіпажу

– *RNAV* не вимагає мати таку функцію (рис. 4.6).



Рис 4.6. Вимоги до точності витримування лінії шляху під час використання *RNAV*

Навігаційне використання

Навігація на базі експлуатаційних характеристик буде застосовуватися на маршрутах ОПР з використанням різноманітних навігаційних вимог залежно від інфраструктур навігаційних засобів (рис. 4.7).

Навігаційне використання концепції:

1. Маршрутний повітряний простір (де необхідно виконувати польоти на основі *RNAV*)

В океанічному та віддаленому континентальному повітряному просторі будуть застосовуватися навігаційні технічні вимоги *RNAV 10* та *RNP 4*.

У континентальному повітряному просторі будуть застосовуватися навігаційні технічні вимоги *RNAV 5*, *RNAV 2* та *RNAV 1*.

Навігаційне використання (процедури)

Використання навігаційних технічної вимоги та інфраструктури навігаційних засобів:

- наприклад: маршрути, засновані на технічних вимогах *RNAV* та *RNP* (спираються на інфраструктуру навігаційних засобів);
- наприклад: маршрути *SID* та *STAR*, засновані на технічних вимогах *RNAV* та *RNP*;
- наприклад: схеми заходу на посадку, засновані на технічних вимогах *RNP*

Рис. 4.7. Навігаційне використання технічних вимог

2. Повітряний простір зони підходу до аеродрому (де необхідно виконувати польоти на основі *RNAV*).

В зоні підходу до аеродрому будуть застосовуватися навігаційні технічні вимоги *RNAV1*, *RNAV2* та *Basic-RNP 1*.

На маршрутах заходження на посадку будуть застосовуватися навігаційні технічні вимоги *RNP APCH (RNP Approach)* та, якщо звичайні заходи на посадку з прямої експлуатаційно неможливі, – *RNP AR APCH (RNP Authorithation Required Approach)*.

Схеми заходу на посадку *RNP APCH* включають прямолінійні ділянки, розвороти в точці на шляху «флай-бай», а також дозволяють:

– виконувати двовимірні (*2-D*) неточні заходження на посадку (*NPA – Non-precision Approach*);

– виконувати тривимірні (*3-D*) заходи на посадку з вертикальним наведенням за допомогою методів барометричної вертикальної навігації (*VNAV*)

Заходження на посадку за схемою *RNP APCH* можуть впроваджуватися на основі існуючих *PANS* [23].

Критерії розроблення схем заходження на посадку будуть приводитися у відповідність з концепцією *PBN*. Уже впроваджені схеми, основані на *Basic GNSS*, не будуть змінюватися.

Схеми заходу на посадку *RNP AR APCH* були розроблені на основі експлуатаційного досвіду, отриманого під час впровадження унікальних схем заходження на посадку в ряді держав: США (*Alaska Airlines*), Канаді (*West Jet*), Новій Зеландії, Австралії (*Quantas*).

Схеми розроблено для користування навігаційними можливостями існуючих ПК сертифікованих по *RNP*.

Вираз *AR (Authorithation Required)* означає «потребують дозволу», аналогічно тому, як вимагається дозвіл повноважних авіаційних органів для ПК щодо польотів з використанням третьої категорії *ILS*.

Можливості виконувати польоти за схемами заходження на посадку *RNP AR APCH* має обмежена кількість сучасних ПК і експлуатанти мають обмежений досвід польотів такими схемами. Необхідний конкретний дозвіл гарантує належний нагляд з боку повноважного авіаційного органу за ПК і експлуатантами, мета якого – забезпечити безпеку польотів за такими схемами.

Навігаційні технічні вимоги під час польотів на різних етапах польоту наведено в табл. 4.2.

Таблиця 4.2

Навігаційні технічні вимоги на різних етапах польоту

Навігаційна технічна вимога	Етапи польоту							
	Політ по маршруту/океанічний повітряний простір/віддалені райони	Політ по маршруту/континентальний повітряний простір	Приліт	Заходження на посадку				Виліт
				Початковий етап	Проміжний етап	Кінцевий етап	Відхід на друге коло	
<i>RNAV 10 (RNP 10)</i>	10							
<i>RNAV 5</i>		5	5					
<i>RNAV 2</i>		2	2					2
<i>RNAV 1</i>		1	1	1	1		1	1
<i>RNP 4</i>	4							
<i>Basic – RNP 4</i>			1	1	1		1	1
<i>RNP APCH</i>				1	1	0.3	1	
<i>RNP AR APCH</i>				1 - 0.1	1 - 0.1	0.3 - 0.1	1 - 0.1	

Схеми заходу на посадку *RNP AR APCH* можуть застосовуватися для підвищення безпеки польотів і підходу до аеродрому там, де звичайні схеми заходу на посадку не забезпечують безпечний вихід на ЗПС, у гірській місцевості, в перевантаженому повітряному просторі.

Залежно від етапу польоту навігаційні технічні вимоги можуть набувати різних значень. У разі польотів по маршруту у віддалених районах та в океанічному повітряному просторі застосовуються *RNP4* та *RNAV10*, а на кінцевому етапі заходження на посадку в разі використання *RNP AR APCH* технічні вимоги *RNP* будуть відповідати 0.1 – 0.3 м.м.

4.3.2. Порівняльна характеристика різноманітних видів навігації

Традиційна навігація. Точність визначення місцеперебування ПК залежить від його відстані від навігаційного засобу. Буферна (захисна) зона розширюється у міру віддалення від навігаційного засобу (рис. 4.8).

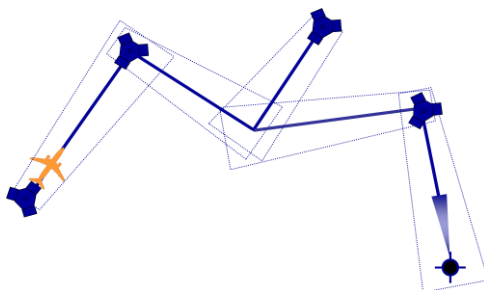


Рис. 4.8. Навігація за допомогою наземних засобів

У результаті маємо обмежену гнучкість під час установаження маршрутів та схем польотів.

Зональна навігація. Під час польотів з використанням методу *RNAV* використовуються навігаційні засоби наземного та космічного базування. Повітряний корабель виконує політ над встановленими точками маршруту. Буферна зона має постійну ширину (рис. 4.9).

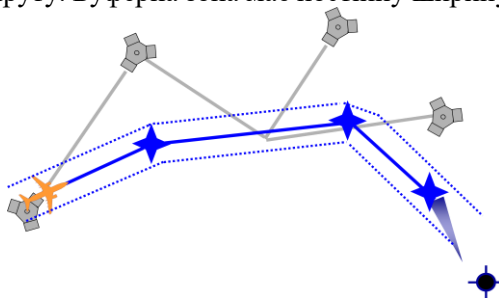


Рис. 4.9. Зональна навігація

Метод зональної навігації дозволяє підвищити гнучкість під час установаження маршрутів та схем польотів.

Потрібні навігаційні характеристики. Навігація з використанням *RNP* до можливостей зональної навігації додає функцію моніторингу та видачі попереджень на борт ПК про відхилення від заданих траєкторій польоту, а також дозволяє виконувати політ із заданим радіусом розвороту відносно опорної точки (рис. 4.10).

Цей метод дає можливість найбільш оптимально використовувати повітряний простір.

Під час заходження на посадку з використанням *RNP APCH*:

- значно знижується ризик у разі виконання неточних заходів на посадку;
- знижуються експлуатаційні затрати (економія палива і часу);
- збільшується пропускна здатність району аеродрому (полегшується КПП, зменшується час очікування);
- зменшуються експлуатаційні мінімуми (підвищується регулярність польотів);
- вирішуються проблеми навколишнього середовища та чутливих до шумів районів.

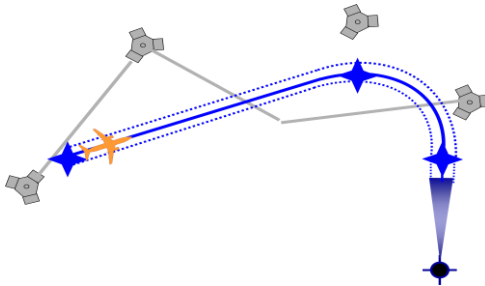


Рис. 4.10. Навігація з використанням *RNP*

Отже є нагальна потреба в глобальному узгодженні між державами-членами *ICAO* стратегії забезпечення навігації, заснованої на експлуатаційних характеристиках.

Заснована на експлуатаційних характеристиках навігація як концепція організації повітряного простору є потужним інструментом ефективнішого використання повітряного простору і здобуття значних експлуатаційних переваг унаслідок підвищення пропускної здатності (табл. 4.3).

Ефективність концепції *PBN*

Показник ефективності	Критерії ефективності	Засоби досягнення
Безпека польотів	Скоротити кількість випадків зіткнень із землею в керувальному польоті під час бокового і вертикального наведення	Заміна заходжень на посадку по колу заходженнями на посадку на основі <i>RNP</i>
Пропускна здатність	Збільшити кількість маршрутів ОПП для скорочення перенавантажень; забезпечити пропускну здатність для прогнозованого росту	Упровадження паралельних маршрутів ОПП <i>RNAV2</i> між аеропортами
Ефективність	Скоротити затримки, створені в результаті надмірного «вирівнювання» профілів польотів	Упровадження маршрутів <i>SID RNAV1</i> , які дозволяють виконувати постійний набір висоти до виходу на маршрут польоту
Захист навколишнього середовища	Скоротити рівні шуму над чутливими районами	Заходи на посадку <i>RNP (AP) APCH</i> з наведенням по криволінійній траєкторії польоту у разі уходу на друге коло
Забезпечення доступу	Покращити доступ до аеропортів і в повітряний простір за будь-яких метеорологічних умов	Заходи на посадку на основі <i>RNP</i> , які дозволяють застосовувати більш низькі мінімуми

4.4. Мінімуми поздовжнього ешелонування у разі використання методу числа Маха та *RNAV*, що ґрунтуються на відстані

Мінімуми ешелонування *RNAV*, що ґрунтуються на відстані, не застосовують після того, як орган КПП одержав від пілота повідомлення, що свідчить про погіршення характеристик роботи або відмову навігаційного обладнання.

Ешелонування забезпечується витримуванням відстані, що має бути не меншою від установленого значення, між повідомлюваними місцеперебуваннями ПК, визначеними за допомогою обладнання *RNAV*. Для використання такого ешелонування між диспетчером і пілотом має підтримуватися прямий

зв'язок. У тих випадках, коли для забезпечення районного диспетчерського обслуговування станції зв'язку «повітря – земля» використовують високочастотні канали зв'язку «повітря – земля» або канали загального призначення зв'язку «повітря – земля» ДВЧ діапазону, оформляються відповідні домовленості, що дозволяють вести прямий зв'язок «диспетчер – пілот» або диспетчерові здійснювати контроль за всім зв'язком «повітря – земля».

Для того щоб спростити пілотам надання потрібної інформації про відстань *RNAV*, такі повідомлення про місцеперебування ПК мають, коли це можливо, пов'язуватися із загальною точкою маршруту, що перебуває попереду обох ПК.

Ешелонування *RNAV*, що ґрунтується на відстані, можна застосовувати між ПК, оснащеними обладнанням *RNAV*, у ході виконання польотів по встановлених маршрутах *RNAV* або маршрутах ОПР, позначених *VOR*.

Мінімуми ешелонування між ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху. Для виконання польотів по одній і тій же лінії шляху замість мінімуму поздовжнього ешелонування із застосуванням методу числа Маха, що становить 10 хв, можна використовувати заснований на відстані мінімум ешелонування *RNAV* 150 км (80 м.м.) із застосуванням методу числа Маха за умови, що:

- кожен ПК повідомляє відстань до точки маршруту «на лінії шляху» або від неї;
- ешелонування ПК, що перебувають на тому самому ешелоні, перевіряється шляхом одночасного одержання від ПК повідомлень про відстань *RNAV* через короткі проміжки часу, щоб гарантувати дотримання мінімуму (рис. 4.11);

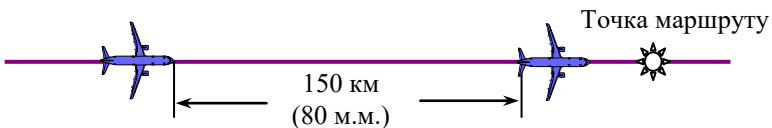


Рис. 4.11. Інтервал 150 км (80 м.м.) між ПК, що перебувають на одному ешелоні, у разі використання *RNAV*

- ешелонування ПК, що знижуються або набирають висоту, забезпечується через одночасне одержання від ПК повідомлень про відстань *RNAV* (рис. 4.12 та 4.13);

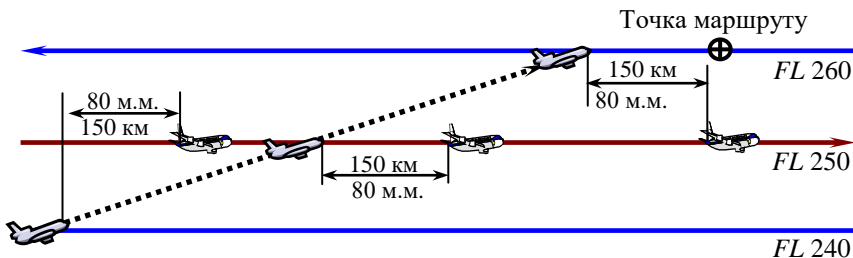


Рис. 4.12. Інтервал 150 км (80 м. м.) між ПК, що набирають висоту, і ПК, що перебувають на тій самій лінії шляху, у разі використання *RNAV*

– у випадку, коли ПК, що виконують набір висоти або зниження, один ПК витримує певний ешелон у період часу, без вертикального ешелонування.

У разі застосування мінімуму поздовжнього ешелонування 150 км (80 м. м.) з використанням методу числа Маха ПК, що прямує попереду, витримує те ж число Маха або більше, що й наступний за ним ПК.

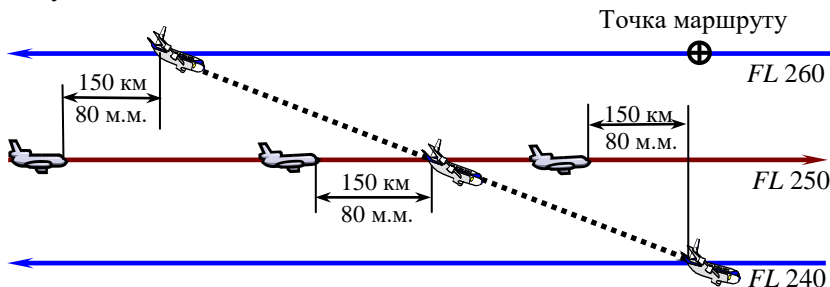


Рис. 4.13. Інтервал 150 км (80 м. м.) між ПК, що знижуються, і ПК, що перебувають на тій самій лінії шляху

Мінімуми ешелонування між ПК, що перебувають на протилежних лініях шляху. Повітряним кораблям, що використовують *RNAV*, можна дозволяти набір висоти або зниження до ешелонів, зайнятих іншими ПК, що використовують *RNAV*, або нижче за ці ешелони за умови, що на підставі одночасно одержуваних даних про відстань *RNAV*, яка розрахована до/від тієї ж точки маршруту «на лінії шляху» достовірно встановлено, що ПК розійшлися та перебувають один від одного на відстані принаймні 150 км (80 м. м.) (рис. 4.14).

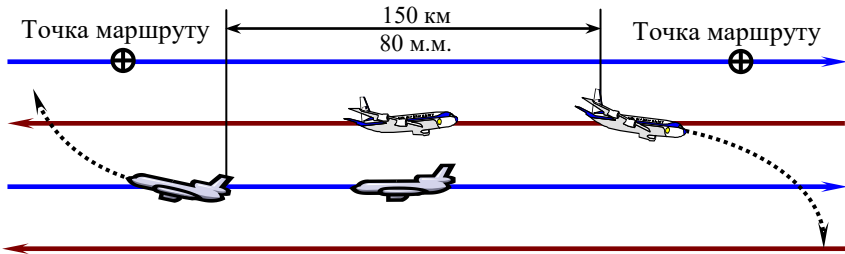


Рис. 4.14. Інтервал 150 км (80 м.м.) між ПК, що перебувають на протилежних лініях шляху, у разі використання *RNAV*

Мінімуми поздовжнього ешелонування, що базуються на відстані, з використанням *RNAV*, якщо зазначено тип *RNP*. Ешелонування забезпечується витримуванням відстані, що має бути не меншим від установленого значення, між повідомлюваним місцеперебуванням ПК або за допомогою автоматизованої системи подання повідомлень про положення ПК.

У разі отримання інформації, що свідчить про відмову навігаційного обладнання або погіршення його навігаційних характеристик до рівня, нижчого від потрібного, орган КПП застосовує потім, якщо це треба, альтернативні мінімуми ешелонування.

У випадку застосування мінімуму ешелонування, що ґрунтується на відстані, має забезпечуватися прямий зв'язок «диспетчер-пілот».

До та під час застосування мінімуму ешелонування, що ґрунтується на відстані, диспетчер повинен визначити адекватність лінії зв'язку з урахуванням елемента часу, необхідного для одержання відповідей від двох або більше ПК, а також загального робочого навантаження/обсягу повітряного руху, пов'язаного із застосуванням таких мінімумів.

У тих випадках, коли ПК витримують відповідні мінімуми ешелонування або мають намір скоротити інтервали ешелонування до відповідних мінімальних значень, застосовуються методи керування швидкістю, включаючи встановлення числа Маха, для забезпечення збереження мінімальної відстані протягом усього періоду застосування цих мінімумів.

Мінімуми поздовжнього ешелонування, що базуються на відстані, в умовах *RNP/RNAV* без використання *ADS*. Для ПК, що виконують крейсерський політ, набір висоти або зниження по

одній і тій самій лінії шляху, можна застосовувати мінімуми ешелонування, наведені в табл. 4.4.

Таблиця 4.4

Мінімуми ешелонування без використання ADS

Мінімум ешелонування	Тип RNP	Вимога до зв'язку	Вимога до спостереження	Вимоги до перевірки відстані
93 км (50 м.м.)	10	Прямий зв'язок «диспетчер—пілот»	Нерадіолокаційне: повідомлення про місцеперебування	Принаймні кожні 24 хв

Примітка. Зазначений мінімум ешелонування ґрунтується на результатах оцінювання безпеки польотів, виконаного спеціально для конкретної мережі ліній шляху або маршрутів.

Якщо в разі застосування мінімуму ешелонування 93 км (50 м.м.) ПК не передає повідомлення про своє місцеперебування, диспетчер не пізніше ніж через 3 хв виконує дії зі встановлення зв'язку. Якщо зв'язок не встановлено протягом 8 хв із моменту, коли мало б надійти повідомлення, диспетчер застосовує альтернативний вид ешелонування.

У випадку застосування автоматизованого доставляння повідомлень про місцеперебування ПК використовується загальний відлік часу.

Повітряним кораблям, які виконують політ по протилежних лініях шляху, може дозволятися виконувати набір висоти або зниження, займаючи або перетинаючи ешелони, зайняті іншими ПК, за умови, що ПК розійшлися та перебувають один від одного на відстані, принаймні рівній застосовуваному мінімуму ешелонування.



Запитання для самоперевірки (тест 2)

1. Дайте визначення терміна *маршрут ОПР*.
2. Дайте визначення терміна *потрібні навігаційні характеристики*.
3. Дайте визначення терміна *тип RNP*.
4. Дайте визначення терміна *зональна навігація*.
5. Де можуть виконуватися польоти з використанням *RNAV*?
6. Назвіть види, на які розділяється зональна навігацію, відповідно до розмірності «простору», у якому здійснюється наведення.
7. Наведіть позначення типів *RNAV* залежно від суворості вимог до точності дотримання заданої траєкторії та від характеру функціональних вимог до бортового обладнання.
8. Укажіть обов'язкові функції обладнання *RNAV*.
9. Укажіть бажані функції обладнання *RNAV*.
10. Які існують типи потрібних навігаційних характеристик?
11. Які переваги має *PBN* перед *RNAV*?
12. Назвіть базові компоненти концепції *PBN*.
13. Укажіть навігаційне використання концепції *PBN*.
14. Порівняйте традиційну та зональну навігації.
15. У чому виражається ефективність концепції *PBN*.

Тест 2

1. У якій площині діє *2D-RNAV*:
 - а) вертикальній;
 - б) горизонтальній або вертикальній;
 - в) горизонтальній;
 - г) вертикальній та горизонтальній.
2. Польоти з використанням *RNAV* можна виконувати:
 - а) тільки по фіксованих маршрутах;
 - б) по фіксованих маршрутах, які діють постійно та по довільних маршрутах, які діють за певних умов;
 - в) тільки по довільних маршрутах;
 - г) по фіксованих маршрутах, які діють за певних умов та по довільних маршрутах, які діють постійно.
3. До *P-RNAV* належить зональна навігація, у якій діють вимоги до точності, що відповідають типу:
 - а) *RNP1*;
 - б) *RNP5*;
 - в) *RNP5* і вище;
 - г) *RNP1* і *RNP5*.

4. Тип *RNP* позначають числом, що являє собою:

- а) імовірність витримування лінії шляху (у кілометрах);
- б) ширину маршруту ОПП (у кілометрах);
- в) величину утримання, що визначає допустимі відхилення;
- г) ширину маршруту ОПП (у морських милях).

5. Точну зональну навігацію позначають:

- а) *P-RNAV*;
- б) *B-RNAV*;
- в) *RNP-RNAV*;
- г) *T-RNAV*.

6. Якою має бути розділова відстань між маршрутами ОПП при *RNP12,6* у разі процедурного керування:

- а) 100 км;
- б) 60 м.м. або 110 км;
- в) 50 км або 30 м.м.;
- г) 150 км.

7. Який тип *RNP* використовують для виконання польотів за *SID/STAR*:

- а) *RNP1* та *RNP2*;
- б) *RNP5*;
- в) *RNP1*;
- г) *RNP2*.

8. У якій площині діє *4D-RNAV*:

- а) горизонтальній, вертикальній, а також у разі регулювання швидкостей;
- б) горизонтальній та в разі регулювання швидкостями ;
- в) вертикальній або в разі регулювання швидкостей в горизонтальній площині;
- г) вертикальній та горизонтальній.

9. У всіх РПП України дозволяються польоти тих ПК, які здатні витримувати точність лінії шляху в бічному плані:

- а) $\pm 7,5$ м.м.;
- б) $\pm 2,5$ м.м.;
- в) ± 10 м.м.;
- г) ± 5 м.м.

10. Якою має бути розділова відстань між маршрутами ОПП при *RNP4* у разі радіолокаційного керування:

- а) 14,8 – 22,2 км (8 м – 12 м.м.);
- б) 27,5 – 29,2 км (15 – 18 м.м.);
- в) не менше 27,8 км;
- г) 18,5 – 27,8 км (10 – 15 м.м.).

11. Які похибки є похибками навігаційної системи:

- а) похибки датчиків визначення координат;
- б) похибки наземного обладнання;
- в) похибки визначення місця перебування ПК органами ОПП;
- г) похибки датчиків визначення швидкості ПК.

12. На скільки видів розділяють зональну навігацію відповідно до розмірності «простору», у якому здійснюється наведення:

- а) 4;
- б) 3;
- в) 2;
- г) 1.

13. Якою має бути розділова відстань між маршрутами ОПП при *RNP10* у разі процедурного керування:

- а) 100 км;
- б) 50 м.м. або 150 км;
- в) 93 км або 50 м.м.;
- г) 110 км.

14. Обладнання *RNAV* обов'язково виконує такі функції:

- а) відображення тривимірних і чотиривимірних даних про місцеперебування ПК;
- б) індикацію бічного відхилення від ЛЗШ;
- в) індикацію фактичного шляхового кута;
- г) усі перераховані.

15. За яких типів *RNP* потрібний прямий мовний ДВЧ – зв'язок «диспетчер – пілот»:

- а) *RNP12,6* і нижче;
- б) *RNP10* та *RNP5*;
- в) *RNP5* тільки *RNP4*;
- г) *RNP4*.

16. Якою має бути розділова відстань між маршрутами ОПП при *RNP5* у разі радіолокаційного керування:

- а) не менше 27,8 км;
- б) 27,5 – 29,2 км (15 – 18 м.м.);
- в) 14,8 м – 22,2 км (8 – 12 м.м.);
- г) 18,5 – 27,8 км (10 м – 15 м.м.).

17. У разі застосування *RNP4* лінійне бічне відхилення від ЛЗШ не повинне перевищувати:

- а) 4 км протягом не менше 98% часу польоту;
- б) 4 м.м. протягом не менше 95% часу польоту;
- в) 4 км. протягом не менше 98% часу польоту;
- г) 8 м.м. протягом не менше 95% часу польоту.

18. Бажано, щоб обладнання *RNAV* виконувало функції:

- а) відображення тривимірних і чотиривимірних даних про місцезнаходження ПК;
- б) забезпечення індикації відмов обладнання;
- в) витримування схеми очікування із застосуванням *RNAV*;
- г) усі перераховані.

19. Типи *RNP* підрозділяють на такі:

- а) аеродромні;
- б) маршрутні;
- в) термінальні;
- г) усі перераховані.

20. У разі виконання польотів по одній і тій самій лінії шляху замість мінімуму поздовжнього ешелонування із застосуванням методу числа Маха можна використати мінімум ешелонування *RNAV*, що ґрунтується на відстані, що становить:

- а) 100 км (50 м.м.);
- б) 150 км (80 м.м.);
- в) 75 км (40 м.м.);
- г) 200 км (110 м.м.).



ЕШЕЛОНУВАННЯ В УМОВАХ ВИКОРИСТАННЯ АВТОМАТИЧНОГО ЗАЛЕЖНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ

Системи спостереження можна розділити на два основні типи: що забезпечують залежне та незалежне спостереження.

Незалежна система спостереження визначає місцеперебування ПК за допомогою засобів наземного базування, що потім повідомляється на борт ПК. Прикладом незалежного спостереження є первинна (вторинна) радіолокація.

Залежна система спостереження визначає місцеперебування ПК на його борту, а потім передає його органу ОПП. Прикладом автоматичного залежного спостереження є концепція *ADS* [32].

Концепція *ADS* ґрунтується на наявності ліній передавання даних «повітря – земля», по яких інформація про ПК, включаючи його місцеперебування, час й інші дані автоматично передається на землю відповідному повноважному органу ОПП. Ця інформація отримується з бортової навігаційної системи без відома екіпажу, а частота передачі цієї інформації може визначатися на основі *контракту*, що встановлюється між наземним і бортовим обладнанням. В основі цього контракту може бути час, наприклад через певні тимчасові проміжки, або події, наприклад проходження шляхової точки або ешелону польоту, або він може ґрунтуватися на будь-якій комбінації цих двох параметрів. У системі також передбачено аварійну функцію, що може активізуватися з кабіни екіпажу.

Автоматичне залежне спостереження використовується головним чином за межами зони дії радіолокаційних засобів, де авіаційна рухома супутникова служба (*AMSS – Aeronautical Mobile-satellite Service*) може забезпечити зв'язне обслуговування. *ADS* може також служити як доповнення або резервний засіб радіолокатора.

Для реалізації функції *ADS* потрібні такі умови:

- наявність даних про місцеперебування ПК, що надаються бортовим навігаційним обладнанням;
- відхилення інтервалів передавання повідомлень від універсального скоординованого часу не більше однієї секунди;
- зв'язок «диспетчер–пілот» по лінії передавання даних (*CPDLC – Controller–Pilot Data Link Communications*);
- наземну інфраструктуру передавання інформації органу ОПП;
- відповідні процедури ОПП.

5.1. Функціональні можливості ADS

Наземні системи ADS, використовувані для надання ОПР, мають дуже високий рівень надійності, готовності й цілісності. Імовірність відмови системи або значного погіршення її роботи, які можуть призвести до повного або часткового порушення обслуговування, вкрай мала. Передбачаються резервні засоби.

Примітка. Наземна система ADS, як правило, включає ряд інтегрованих елементів, у тому числі інтерфейси із засобами зв'язку, систему обробки даних і один або кілька інтерфейсів з диспетчером.

Наземні системи ADS повинні мати здатність інтеграції з іншими автоматизованими системами, використовуваними для надання ОПР, і передбачати відповідний рівень автоматизації для підвищення точності й своєчасності даних, відображуваних на індикаторі диспетчера, і зменшення робочого навантаження на диспетчера, а також необхідність усних переговорів між суміжними диспетчерами і органами КПП.

Для забезпечення ефективного впровадження обслуговування ADS в умовах застосування систем CNS/ATM (зв'язок, навігація, спостереження/організація повітряного руху – *Communication, Navigation, Surveillance/Air Traffic Management*) потрібні істотні функціональні вимоги. Наземні системи забезпечують:

- передавання, приймання, оброблення й відображення повідомлень ADS, що стосуються польотів ПК, оснащених для експлуатації в умовах надання обслуговування ADS;

- індикацію сигналів і попереджень, що стосуються безпеки польотів;

- контроль за місцеперебуванням ПК (дані про поточне місцеперебування ПК, отримані з повідомлень ADS, відображаються на індикаторі диспетчера для контролю за повітряною ситуацією);

- контроль відповідності (передані засобами ADS дані про поточне місцеперебування або прогнозований профіль порівнюються з даними про очікуване місцеперебування ПК, взятими з поточного плану польоту. Поздовжні, бічні й вертикальні відхилення, які перевищують заздалегідь встановлені допустимі межі, забезпечать видачу диспетчерові сигналу про порушення відповідності);

- відновлення плану польоту (наприклад, поздовжні відхи-

лення, які перевищують заздалегідь установлені допустимі межі, будуть використовуватися для коригування очікуваного часу прибуття в наступні контрольні точки);

- перевірку наміру (дані про намір, що міститься в повідомленнях *ADS*, такі, як розширений прогнозований профіль, і порівнюються з поточним диспетчерським дозволом, при цьому виявляються розбіжності);

- виявлення *KC* (дані *ADS* можуть використовуватися наземною автоматизованою системою *ADS* для визначення порушення норм ешелонування);

- прогнозування *KC* (дані *ADS* про місцеперебування можуть використатися наземною автоматизованою системою *ADS* для визначення потенційних порушень норм ешелонування);

- спостереження (функцію спостереження призначено для екстраполяції поточного місцеперебування *ПК*);

- оцінювання вітру (повідомлення *ADS*, що містять дані про вітер, можуть використовуватися для відновлення прогнозів вітру і, таким чином, очікуваного часу прибуття в пункт шляху);

- керування польотом (повідомлення *ADS* можуть сприяти автоматизації у виробленні оптимальних безконфліктних диспетчерських дозволів для забезпечення застосування можливих методів економії палива, наприклад, набір висоти в крейсерському режимі).

Треба, наскільки це можливо, сприяти поширенню інформації *ADS* для того, щоб розширити й підвищити ефективність спостереження в суміжних диспетчерських районах і, тим самим, звести до мінімуму потребу в додаткових контрактах *ADS*, що підлягають реалізації даним *ПК*.

Диспетчер має у своєму розпорядженні ефективні інтерфейси «людина – машина» для належного використання отриманої за допомогою засобів *ADS* інформації й виконання відповідних автоматизованих функцій.

5.2. Зміст повідомлень *ADS*

Повідомлення *ADS* складаються із блоків даних, що містять такі елементи:

- а) розпізнавальний індекс *ПК*;

- б) основне повідомлення *ADS*:

- широта,

- довгота,
- висота,
- час,
- показник якості;
- в) вектор шляхової швидкості:
 - лінія шляху,
 - шляхова швидкість,
 - швидкість набору висоти або зниження;
- г) вектор повітряної швидкості:
 - курс,
 - число Маха або приладова швидкість (*IAS – Indicated Airspeed*),
 - швидкість набору висоти або зниження;
- д) прогнозований профіль:
 - наступний пункт маршруту;
 - розрахункова висота в наступному пункті маршруту;
 - розрахунковий час в наступному пункті маршруту;
 - (наступний + 1) пункт маршруту;
 - розрахункова висота в (наступному + 1) пункті маршруту;
 - розрахунковий час у (наступному + 1) пункті маршруту;
- е) метеорологічна інформація:
 - швидкість вітру,
 - напрямок вітру,
 - ознака якості даних про вітер,
 - температура,
 - турбулентність і вологість (якщо є дані);
- ж) найближчий намір:
 - широта в запланованому пункті маршруту,
 - довгота в запланованому пункті маршруту,
 - висота в запланованому пункті маршруту,
 - час прогнозування.

Якщо під час польоту ПК від пункту поточного місцеперебування до запланованого пункту маршруту передбачається зміна висоти, лінії шляху або швидкості, у проміжному блоці даних буде така інформація:

- відстань від поточного пункту до пункту зміни параметра польоту;
- лінія шляху від пункту до пункту зміни параметра польоту;

- висота в пункті зміни параметра польоту;
- прогнозований час до пункту зміни параметра польоту;
- з) прогнозований профіль польоту на більш тривалий період (у відповідь на запит наземної системи):
 - наступний пункт маршруту;
 - розрахункова висота в наступному пункті маршруту;
 - розрахунковий час у наступному пункті маршруту;
 - (наступний + 1) пункт маршруту;
 - розрахункова висота в (наступному + 1) пункті маршруту;
 - розрахунковий час у (наступному + 1) пункті маршруту;
 - (наступний + 2) пункт маршруту;
 - розрахункова висота в (наступному + 2) пункті маршруту;
 - розрахунковий час у (наступному + 2) пункті маршруту;
 - (повторюється до (наступного + 128) пункті маршруту).

5.3. Використання ADS для забезпечення диспетчерського обслуговування повітряного руху

Автоматичне залежне спостереження використовується для забезпечення диспетчерського ОПП за умови однозначної ідентифікації ПК.

Для забезпечення диспетчерського ОПП можна застосовувати систему оброблення польотних даних ADS за умови, що здійснено кореляцію даних ADS, переданих ПК, і даних плану його польоту.

Інформацію, що надається наземною системою, може використовувати диспетчер для виконання таких функцій під час забезпечення диспетчерського ОПП:

- підвищення безпеки польотів;
- точної оцінки повітряної ситуації;
- застосування норм ешелонування;
- вжиття відповідних дій у разі будь-якого значного відхилення ПК від умов виданих їм відповідних диспетчерських дозволів, включаючи, якщо необхідно, дозволені маршрути, ешелони й швидкість польоту;
 - надання, у разі потреби, іншим диспетчерам обновленої інформації про місцеперебування ПК;
 - підвищення ефективності використання повітряного простору, скорочення затримок, а також надання прямих маршрутів і більше оптимальних профілів польоту.

Відповідні дані *ADS* подаються диспетчерові у формі, прийнятній для виконання функцій керування. Система індикації складається з індикаторів ситуації (планової та текстової інформації), звукових та візуальних попереджень у найбільш зручному поєднанні.

Системи індикації можуть відображати тільки фактичну інформацію повідомлень *ADS* або поєднання цієї інформації з даними, отриманими з повідомлень *ADS*. Крім того, системи індикації можуть відображати інформацію спостереження з ряду інших джерел, включаючи дані, отримані за допомогою РЛС, системи оброблення польотних даних (*FDPS – Flight Data Processing System*) і/або з мовних повідомлень про місцеперебування ПК.

Якщо інформацію спостереження отримано з різних джерел, диспетчер має можливість легко визначати тип спостереження.

Інформація *ADS*, що надається диспетчерові на індикаторі, містить, щонайменше, інформацію про місцеперебування ПК за даними *ADS* і картографічну інформацію.

У відповідних випадках варто використовувати різні символи для подання таких елементів, як місцеперебування ПК за даними:

– *ADS*;

– *ADS/ВОРЛ*;

– *ADS/ПОРЛ*;

– *ADS/ВОРЛ/ПОРЛ* (або прогнозоване місцеперебування для необновлюваної лінії шляху).

Відмітки, використовувані для відображення отриманих за допомогою засобів *ADS* інформації й будь-якої іншої наявної інформації, як мінімум, мають буквено-цифрову форму.

Інформація, щонайменше, містить розпізнавальний індекс ПК та дані про рівень. Уся інформація відміток подається в зрозумілій і стислій формі. Відмітки узгоджуються з показниками місцеперебування ПК *ADS*, щоб запобігти помилковій ідентифікації.

5.4. Мінімуми ешелонування у разі використання *ADS*

Правила й мінімуми застосовують у тих випадках, коли *ADS* використовують для надання диспетчерського ОНР.

Повідомлення *ADS* про місцеперебування ПК для забезпечення ешелонування застосовують тільки в тих випадках, коли є обґрунтована гарантія того, що надання повідомлень *ADS* не буде порушуватися.

Допуск, використовуваний для визначення того, що відображена для диспетчера інформація ADS про ешелони є точною, аналогічна критеріям, застосованим у разі використання ВОРЛ.

Ешелонування, що ґрунтується на використанні ADS, застосовують таким чином, щоб відстань між розрахованими положеннями ПК ніколи не була меншою від запропонованого мінімуму. Цю відстань визначають одним з нижченаведених методів:

1. Якщо ПК перебувають на одній і тій же ідентичній лінії шляху, відстань можна виміряти між розрахованими положеннями ПК або розрахувати за допомогою вимірювання відстаней до спільної точки на лінії шляху (рис. 5.1 і 5.2);

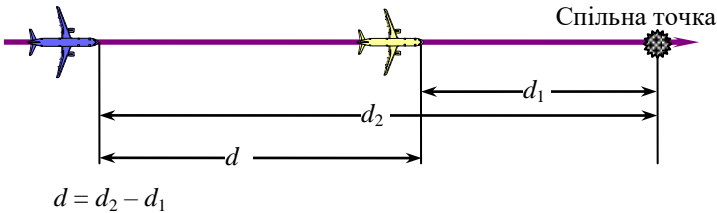


Рис. 5.1. Розрахунок поздовжньої відстані між ПК, що рухаються по ідентичній лінії шляху й виконують політ в одному напрямку

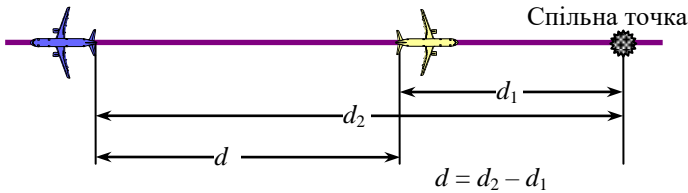


Рис. 5.2. Розрахунок поздовжньої відстані між ПК, що рухаються по ідентичній лінії шляху й виконують політ у протилежному напрямку

2. Якщо ПК перебувають на одній і тій же лінії шляху або лініях, що йдуть у протилежних напрямках, крім випадків, зазначених у пункті 1, відстань розраховують за допомогою вимірювання відстаней до спільної точки перетинання лінії шляху або прогнозованої лінії шляху (рис. 5.3 та 5.4);

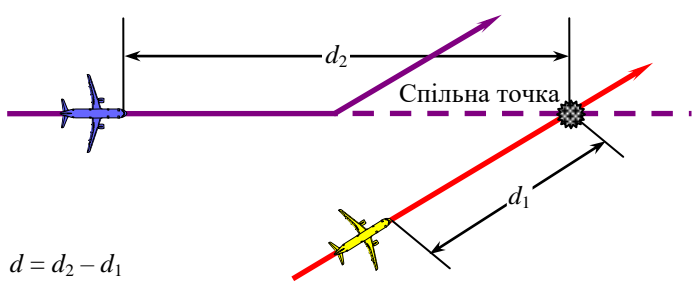
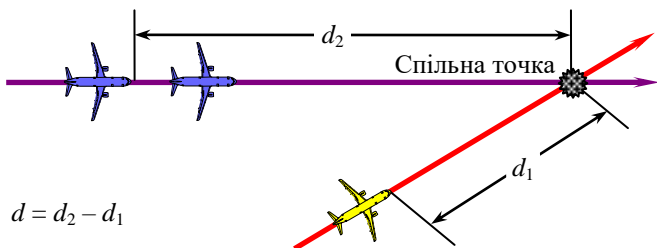


Рис. 5.3. Розрахунок поздовжньої відстані між ПК, що рухаються по тій же лінії шляху, яка не є ідентичною

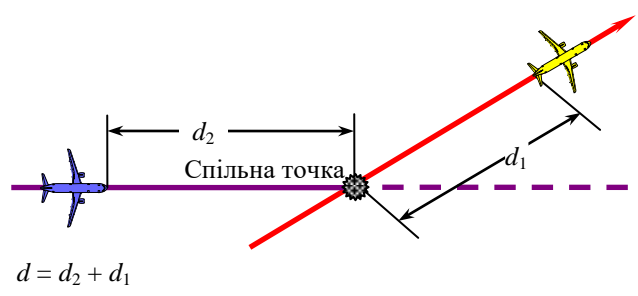


Рис. 5.4. Розрахунок поздовжньої відстані між ПК, що перебувають по різні боки від спільної точки

3. Якщо ПК рухаються по паралельних лініях шляху, захищені зони повітряного простору яких перекриваються, відстань вимірюється вздовж лінії шляху одного ПК, як зазначено в пункті 1, використовуючи значення розрахованого місцеперебування ПК й точки розрахованого положення іншого ПК (рис. 5.5).

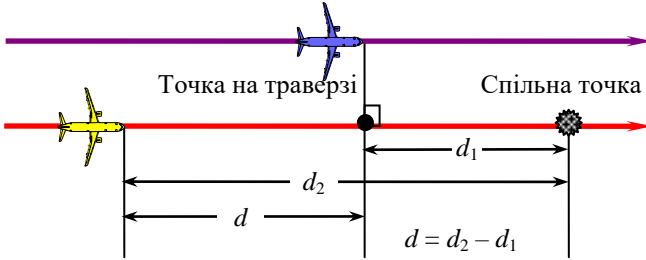


Рис. 5.5. Розрахунок поздовжньої відстані між ПК, що рухаються по паралельних лініях шляху

Примітка. У всіх випадках, наведених на рис. 5.1 – 5.5, значення «*d*» розраховують, вирахувавши відстань ПК, що ближче розташований від спільної точки ПК, із відстані більш віддаленого від спільної точки ПК, за винятком рис. 5.4, на якому дві відстані підсумовують, а порядок ПК не впливає на розрахунках.

У тих випадках, коли ПК витримують відповідні мінімуми ешелонування або мають намір скоротити інтервал ешелонування до відповідних мінімальних значень, застосовують методи керування швидкістю, включаючи встановлення числа Маха, для забезпечення збереження мінімальної відстані протягом усього періоду застосування цих мінімумів.

Для ПК, що виконують крейсерський політ, набір висоти або зниження по одній і тій самій лінії шляху в одному напрямку, можна застосовувати такі мінімуми ешелонування, які наведено в табл. 5.1.

Таблиця 5.1

Мінімуми ешелонування при польоті в одному напрямку

Мінімум ешелонування, км./м.м.	Тип RNP	Максимальний інтервал часу передавання періодичного повідомлення ADS, хв
93 (50)	10	27
55,5 (30)	4	32
55,5 (30)	4	14

Для забезпечення мінімумів ешелонування система зв'язку надає диспетчерові можливість у межах 4 хв втрутитися й розв'язати ПКС, установивши зв'язок з ПК звичайними засобами зв'язку. У разі відмови звичайних засобів зв'язку диспетчерові на-

даються альтернативні засоби зв'язку, що дозволяють йому втрутитися та розв'язати ПКС у межах $10^{1/2}$ хв.

Якщо періодичне повідомлення *ADS* про місцеперебування ПК або зміну шляхової точки не отримано через три хвилини з того моменту, коли воно мало бути передане, це повідомлення вважається простроченим, і диспетчер вживає дії щодо якнайшвидшого одержання повідомлення, зазвичай за допомогою *ADS* або *CPDLC*. Якщо повідомлення не отримано протягом 6 хв після першого повідомлення та існує імовірність втрати ешелонування щодо інших ПК, диспетчер діє таким чином, щоб якомога швидше вирішити будь-яку ПКС. Засоби зв'язку дозволяють забезпечувати альтернативне ешелонування через наступні $7^{1/2}$ хв.

Повітряним кораблям, що рухаються назустріч один одному, може бути дозволено набирати висоту або знижуватися, займати або перетинати рівень польоту, зайнятий іншими ПК, за умови, що вони розходяться один з одним на відстані, що дорівнює відповідному мінімуму ешелонування, розрахованому відповідно до п.п. 1 – 3.

Повноважні органи ОПП забезпечують наявність процедур на випадок непередбачених обставин, які варто застосовувати у разі погіршення інформації *ADS* через зниження точності *RNP*.

Мінімуми ешелонування з використанням *ADS*, що ґрунтуються на відстані, можна застосовувати між положеннями ПК, визначеними за допомогою *ADS*, або між місцеперебуванням ПК, визначеним за допомогою *ADS* і радіолокаторів.

Ешелонування, що базується на *ADS*, не застосовують між ПК, що виконують політ у режимі очікування над однією точкою очікування. Горизонтальне ешелонування між ПК, які виконують політ у режимі очікування, та іншими ПК застосовують відповідно до вимог і правил, запропонованих відповідним повноважним органом ОПП. Інформація, отримана за допомогою системи індикації *ADS*, не використовується для наведення ПК.



Запитання для самоперевірки (тест 3)

1. Дайте визначення терміна *автоматичне залежне спостереження*.
2. На які типи можна розділити системи спостереження?
3. Наведіть зміст повідомлень *ADS*.
4. Укажіть мінімуми ешелонування ПК у разі використання *ADS*.
5. Які умови потрібні для реалізації функції *ADS*?
6. Укажіть принцип роботи незалежної система спостереження.
7. Яка інформація *ADS* має надаватися диспетчерові на індикатори?
8. Наведіть приклади різних типів систем спостереження.
9. З яких елементів має складатися система індикації *ADS*?
10. Укажіть принцип роботи залежної система спостереження.

Тест 3

1. У залежних системах спостереження місцеперебування ПК визначають:

- а) за допомогою засобів наземного базування;
- б) на борту ПК, а потім передається органу ОПП;
- в) радіонавігаційними засобами (*VOR, DME*);
- г) радіолокаційними засобами (ПОРЛ або ВОРЛ).

2. У повідомлення *ADS* входять такі елементи:

- а) розпізнавальний індекс ПК;
- б) тип ПК;
- в) інформація про обладнання ПК;
- г) метеорологічна інформація.

3. Чи дозволяють дані *ADS* наземній автоматизованій системі керування повітряним рухом визначити порушення норм ешелонування:

- а) дозволяють, якщо всі ПК, що виконують політ у певній зоні ОПП, обладнані *ADS*;
- б) не дозволяють;
- в) дозволяють;
- г) не дозволяють в аварійних ситуаціях.

4. Для реалізації функції *ADS* потрібна така умова:

- а) наявність даних про місцеперебування ПК, що надається наземним навігаційним обладнанням;
- б) наявність даних про місцеперебування ПК, що надається бортовим навігаційним обладнанням;
- в) наявність радіолокаційного контролю;
- г) польоти виконуються в контрольованому повітряному просторі.

5. Інформація *ADS*, що надається диспетчерові на індикатор ситуації, містить щонайменше інформацію:

- а) про перебування ПК за даними *ADS*;
- б) про висоту польоту;
- в) картографічну інформацію;
- г) про маршрут польоту.

6. Прогнозований профіль польоту може містити пунктів маршруту:

- а) 108;
- б) 128;
- в) 118;
- г) 98.

7. Для забезпечення диспетчерського ОПП можна використовувати систему оброблення польотних даних *ADS* за умови, якщо:

- а) здійснено кореляцію даних *ADS*, переданих ПК, і даних плану його польоту;
- б) польоти обслуговуються АС КПП;
- в) однозначно ідентифіковано ПК;
- г) перераховане вище.

8. Для ПК, що виконують крейсерський політ по одній лінії шляху (*RNP4*) в одному напрямку, застосовується мінімум ешелонування:

- а) 93 км (50 м.м.);
- б) 37,5 км (20 м.м.);
- в) 74 км (40 м.м.);
- г) 55,5 км (30 м.м.).

16. Дайте визначення терміна «основна точка»:

- а) точка маршруту, з якої розпочинається *STAR*;
- б) установлене географічне місце, з якого розпочинається маршрут ОПП або траєкторія польоту ПК;
- в) установлене географічне місце, використовуване для визначення маршруту ОПП або траєкторії польоту ПК;
- г) установлене марковане місце на маршруті ОПП.

10. У яких випадках не використовується інформація, отримана за допомогою системи індикації *ADS*:

- а) для ешелонування ПК у диспетчерському районі;
- б) для наведення ПК;
- в) для регулювання швидкостей;
- г) для вертикального ешелонування ПК.

11. Максимальний інтервал часу передавання періодичного повідомлення *ADS* для забезпечення ешелонування за *RNP10* становить:

- а) 25 хв;
- б) 20 хв;
- в) 17 хв;
- г) 27 хв.

12. Ешелонування, що ґрунтується на *ADS*, не застосовують:

- а) у разі застосування процедурного контролю;
- б) у зоні очікування над однією точкою очікування;
- в) у зонах очікування над однією, або різними точками очікування;
- г) в усіх перерахованих випадках.

13. *ADS* – концепція, що ґрунтується на наявності:

- а) ліній передавання даних «земля – повітря»;
- б) двостороннього зв'язку «повітря – земля»;
- в) двохстороннього зв'язку «земля – повітря»;
- г) ліній передавання даних «повітря – земля».

14. *ADS* можна використовувати для забезпечення диспетчерського ОПП за умови:

- а) виконання коригування даних *ADS*;
- б) наявності АС КІПР;
- в) однозначної ідентифікації ПК;
- г) усе перераховане вище.

15. Наземна система *ADS*, як правило, містить ряд інтегрованих елементів:

- а) інтерфейси із засобами зв'язку;
- б) систему оброблення даних;
- в) один або кілька інтерфейсів з диспетчером;
- г) усе перераховане.

16. Зв'язок «диспетчер – пілот» по лінії передавання даних скорочується:

- а) *CPDC*;
- б) *CLDLC*;
- в) *CPDLC*;
- г) *CPLLC*.

17. Для ПК, що виконують політ по одній лінії шляху (*RNP10*) в одному напрямку, застосовують мінімум ешелонування:

- а) 93 км (50 м.м.);
- б) 37,5 км (20 м.м.);
- в) 74 км (40 м.м.);
- г) 55,5 км (30 м.м.).

18. Система зв'язку має надавати диспетчерові можливість втручатися та розв'язувати ПКС у разі забезпечення мінімумів ешелонування за допомогою звичайних засобів зв'язку в межах часу:

- а) 6 хв;
- б) 4 хв;
- в) 8 хв;
- г) 2 хв.

19. Якщо періодичне повідомлення *ADS* про місцеперебування ПКС не отримано через . . . , воно вважається простроченим:

- а) 3 хв;
- б) 4 хв;
- в) 6 хв;
- г) 5 хв.

20. Повідомлення *ADS* про вектор повітряної швидкості містить інформацію про:

- а) курс ПКС;
- б) число Маха;
- в) швидкість набору висоти або зниження;
- г) усе перераховане.



ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІ В УМОВАХ ЗАСТОСУВАННЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМ РУХОМ

Європейською організацією з безпеки аеронавігації (Євроконтроль) сформульовано стратегію розвитку організації повітряного руху на найближчі десятиліття. Серед пріоритетних напрямів важливу роль приділяють розробленню нових принципів КПП та організації повітряного простору, що покликані забезпечити високу пропускну здатність мережі маршрутів та можливість виконувати польоти за найбільш ефективними траєкторіями за гарантованого рівня безпеки, якого вимагають нові регламентуючі вимоги Євроконтролю з безпеки польотів (*ESARR – Eurocontrol Safety Regulatory Requirement*) [38].

Потребу в розробленні нових принципів, методів та систем КПП зумовлено зростаючою кількістю польотів в європейському просторі, яка за прогнозами Євроконтролю збільшиться майже вдвічі в 2015 р. порівняно з 1996 р. У свою чергу, щорічне підвищення кількості рейсів зумовлює зростання співвідношення кількості конфліктних ситуацій до кількості рейсів, про що свідчить прогноз для повітряного простору Центральної Європи (Маастеріхт, Нідерланди) (рис. 6.1).

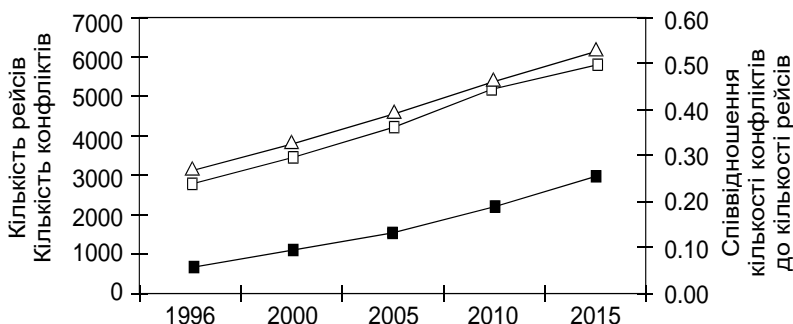


Рис. 6.1. Прогнозоване зростання кількості конфліктів порівняно зі збільшенням кількості рейсів: Δ – кількість польотів;
 \square – співвідношення кількості конфліктів до кількості рейсів;
 \blacksquare – кількість конфліктів

Поряд з цим у сучасних системах КПП, які ґрунтуються на принципі централізованого контролю повітряного простору в ра-

йонних диспетчерських центрах (РДЦ), відповідають за забезпечення мінімумів ешелонування майже цілковито наземні диспетчери. У свою чергу, психологічні та фізіологічні можливості диспетчера прогнозувати та розв'язувати одночасно декілька ПКС обмежені, що є стримувальним фактором для підвищення інтенсивності повітряного руху і розвитку всієї системи організації повітряного руху.

Слід також враховувати зростаючі вимоги користувачів повітряного простору (як цивільних, так і військових) до послуг системи КПП. Серед таких вимог можна виокремити такі:

- збільшення пропускної здатності системи КПП;
- гнучке використання повітряного простору;
- можливість виконувати польоти як за оптимальними траєкторіями у горизонтальній площині, так і на оптимальній висоті;
- динамічне коригування плану польоту в процесі його виконання;
- зменшення часових затримок прибуття рейсів до аеропортів;
- мінімальні відхилення ПК від запланованих траєкторій у разі запобігання можливим зіткненням з іншими ПК або наземними перешкодами та при обході небезпечних метеорологічних явищ;
- спрощені та уніфіковані процедури взаємодії пілота з диспетчером під час КПП;
- чіткий перелік необхідного бортового обладнання.

Серед можливих вирішень описаної проблеми розглядається впровадження глобальної концепції вільного польоту (*Free Flight*) [43; 45], основні положення якої відповідають зазначеним вище вимогам.

У повітряному просторі Центральної та Західної Європи впровадження *Free Flight* заплановано на 2015–2025 рр., а Федеральна авіаційна адміністрація США (*FAA – Federal Aviation Administration*) прогнозує остаточно реалізувати концепцію в своїй Національній системі повітряного простору (*NAS – National Airspace System*) у 2020 р. При цьому очікувані результати мають забезпечити світовим авіакомпаніям суттєву щорічну економію за рахунок зниження витрат палива і витрат часу.

6.1. Концепція вільного польоту *Free Flight*

Головною ідеєю концепції вільного польоту *Free Flight* є надання екіпажу ПК можливості вільно обирати траєкторію польоту

за маршрутом, швидкість та профіль польоту за приладами більшою мірою, ніж це дозволяють правила візуального польоту (ПВП). Така автономність має ефективно співіснувати з надійністю безпечного розведення ПК засобами бортової апаратури (рис. 6.2).

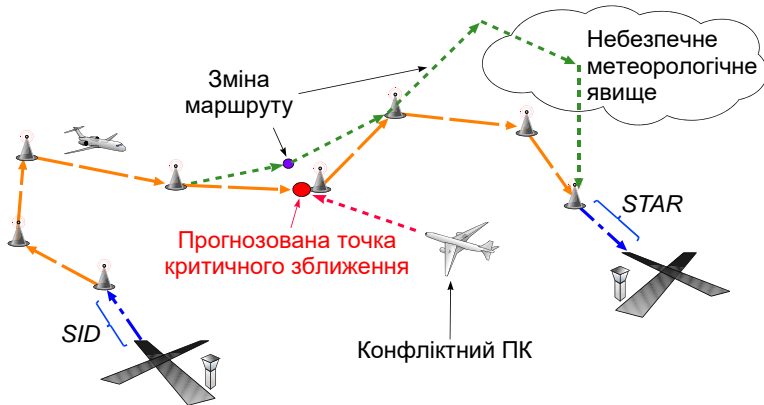


Рис. 6.2. Концепція вільного польоту *Free Flight*

Під час планування оптимальних траєкторій в умовах польотів за довільними маршрутами між ПК можуть виникати КС і в разі їх вирішення бажано рівною мірою забезпечити інтереси кожного з учасників конфлікту. Отже, основними завданнями *Free Flight* є підвищення ефективності повітряного руху в цілому і оптимізація виконання польоту окремого ПК через надання екіпажу певної свободи у виборі траєкторії за гарантованого рівня безпеки.

Перехід від традиційного КТР до умов *Free Flight* ґрунтується на таких основних етапах:

1. Розроблення технологій для забезпечення і контролю заданого рівня безпеки польотів.
2. Удосконалення структури повітряного простору.
3. Розроблення нового бортового та наземного обладнання, а також нових процедур зв'язку пілот – диспетчер.
4. Створення нових правил польотів.

Технічні аспекти реалізації концепції *Free Flight* стосуються використання нових систем зв'язку, навігації та спостереження (CNS), таких, як GNSS, автоматичне залежне спостереження в режимі широкозонного мовлення (ADS-B – ADS-broadcast), системи попередження зіткнень (ACAS – Aircraft Collision Avoidance System/

TCAS – Traffic alert and Collision Avoidance System) і бортової системи безпечного ешелонування літаків (*ASAS – Airborne Separation Assurance (Assistance) System*), системи попередження зіткнень з наземними перешкодами (*EGPWS – Enhanced Ground Proximity Warning System*) і цифрового каналу передавання повідомлень «пілот–диспетчер» *CPDLC*.

На бортове супутникове обладнання *GNSS* покладаються завдання точного визначення місцеположення ПК у польоті. Автоматичне залежне спостереження *ADS-B* дає змогу отримувати на борту ПК інформацію про місцеположення та плани руху інших літаків з різних джерел. Канал *CPDLC* дозволяє підвищити пропускну здатність та надійність лінії зв'язку «пілот–диспетчер» за рахунок цифрового передавання даних у вигляді стандартних повідомлень «запит–відповідь».

Серед бортового обладнання особливо слід виокремити вдосконалені тактичні системи попередження зіткнень *ACAS/TCAS* четвертого покоління, які спрацьовують на невеликих часових інтервалах і розраховують безпечні маневри як в горизонтальній, так і у вертикальній площині, а також розроблення нових стратегічних систем безпечного ешелонування *ASAS*, які мають здійснювати прогноз та видавати пілоту всі можливі варіанти розв'язання КС на великі часові інтервали. Відображення поточної та можливої прогнозованої ситуації повітряного руху з індикацією параметрів як власного, так і всіх оточуючих ПК, а також вибір можливих маневрів для вирішення конфліктів виконує багатофункціональний бортовий індикатор повітряної ситуації (*CDTI – Cockpit Display of Traffic Information*), який являє собою дисплей з функціональною клавіатурою.

6.1.1. Організація повітряного простору: режим *Free Flight*

У разі польотів за традиційною системою маршрутів ОПР вільний вибір траєкторії неможливий, проте стратегії розвитку єдиної європейської системи повітряних маршрутів (*ARN – Air Traffic Services Route Network*) передбачають створення нових типів маршрутів. У документах Євроконтролю наводиться така загальна класифікація повітряних маршрутів за ступенем гнучкості [40; 42]:

- система фіксованих маршрутів (*Fixed Routes*);
- маршрути з можливістю тимчасового прямолінійного

польоту між двома точками за межами системи фіксованих маршрутів (*Direct Routes*);

– довільні траєкторії польоту з відповідальністю наземних служб КПП за безпечне розділення ПК (*Free Routes*);

– довільні траєкторії польоту з повністю автономним розділенням ПК і переважно спостережно–консультативними функціями наземних служб КПП, які можуть втручатися в процес розв’язання КС, зумовлених ускладненням повітряної ситуації (*Free Flight*).

Останні два типи маршрутів можна визначити як *довільні маршрути*. Політ за такими маршрутами за вимогами Євроконтролю має здійснюватись у межах спеціально виділених секторів вільного автономного польоту (*FFAS – Free Flight Airspace*) або повітряного простору вільного польоту за маршрутами ОПП (*FRAS – Free Route Airspace*), які повинні бути відокремлені від інших типів повітряного простору – організованого (*MAS – Manageable Airspace*) та неорганізованого (*UMAS – Unmanageable Airspace*), перехідною буферною зоною (рис. 6.3).

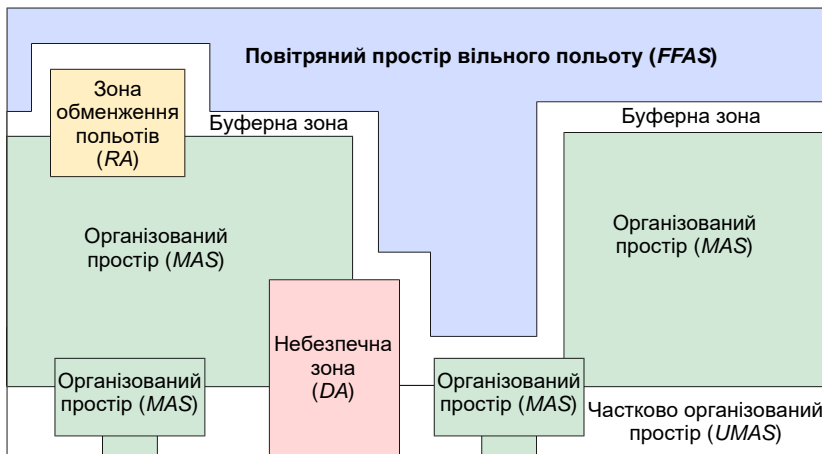


Рис. 6.3. Організація зон *FFAS/FRAS*: вертикальна структура повітряного простору

Входить у *FFAS* дозволяється тільки тим ПК, які мають на борту відповідне обладнання і екіпаж яких відповідно підготовлений. Іншим ПК надається вказівка прямувати до звичайної системи фіксованих маршрутів контрольованого простору (рис. 6.4).

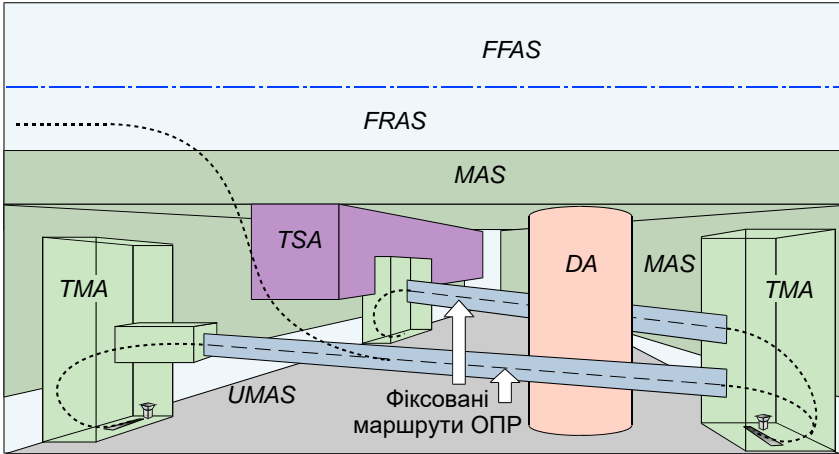


Рис. 6.4. Розділення зон *FFAS/FRAS* та системи фіксованих маршрутів

Перехід до нової організації повітряного простору можливий у разі поступової модифікації традиційних систем КІПР (рис. 6.5).

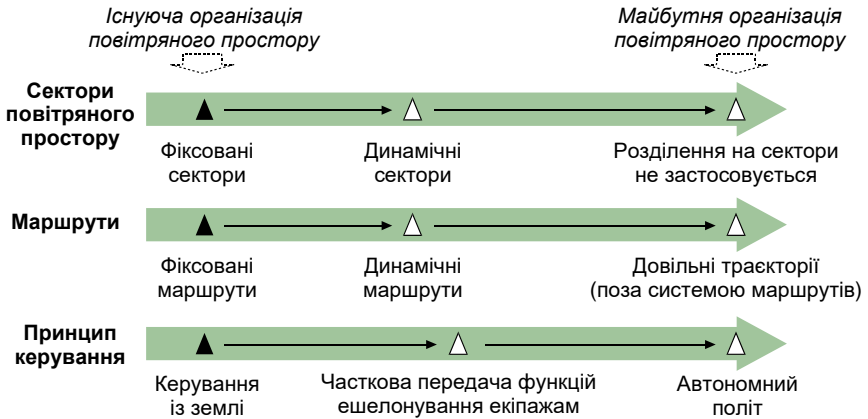


Рис. 6.5. Поступовий перехід до нової організації повітряного простору

У 2000–2005 рр. у районі Середземного моря було успішно реалізовано проект випробування режиму вільного польоту (*MFF – Mediterranean Free Flight*), у межах якого виконано експериментальні дослідження про особливості поступового переходу до організації зон *FFAS* та *FRAS*.

6.1.2. Особливості ешелонування повітряних кораблів в умовах *Free Flight*

Завдання бортового обладнання для реалізації вільного польоту полягає в наданні пілоту такої повноти інформації про повітряну ситуацію в оточуючому просторі, яку має диспетчер, спостерігаючи за ПК. Водночас диспетчер на землі повинен мати вдосконалені засоби спостереження за повітряним рухом для контролю безпечного ешелонування ПК, а також для прогнозування та вирішення конфліктних ситуацій, що виникають між ними. Для ефективного виконання таких завдань диспетчеру потрібно мати максимально повну інформацію про поточний стан і наміри кожного з літаків. Така інформація може надходити на робоче місце диспетчера, наприклад, через канал автоматичного залежного спостереження *ADS-B*.

Правила функціонування *ASAS* у загальному вигляді ще не відображені в офіційних стандартах. Це пояснюється значною мірою складністю переходу до нових принципів розподілу відповідальності щодо підтримання безпечного ешелонування ПК між диспетчером та пілотом. Очевидно, що передача відповідальності за безпечне розділення пілоту має виконуватись в умовах, коли немає поточних конфліктів, або за наявності тільки стратегічних (довгострокових) КС. При цьому диспетчер не відповідає за дії, які виконує пілот, надаючи йому право обирати оптимальну траєкторію. Водночас диспетчер повинен контролювати безпеку виконання польоту та правильне функціонування автоматичних систем, надавати консультації пілоту. За умов довільних маршрутів диспетчер користується переважно даними про місцеперебування та вектор швидкості ПК, а не параметрами фіксованого повітряного коридору та ешелону польоту.

У графічному вигляді ешелонування на довільних маршрутах зображується без перетинів просторових циліндричних зон, що умовно окреслені навколо кожного ПК. Таких зон різних розмірів для одного ПК може бути декілька. Найменша з цих зон (зона безпеки) відповідає сучасним нормам ешелонування, які визначаються *RNP*, та мінімумами вертикального ешелонування (рис. 6.6). Відсутність перетинів таких зон з урахуванням невизначеності прогнозованого положення ПК дозволяє підтримувати гарантований рівень безпеки польотів в умовах довільних маршрутів.

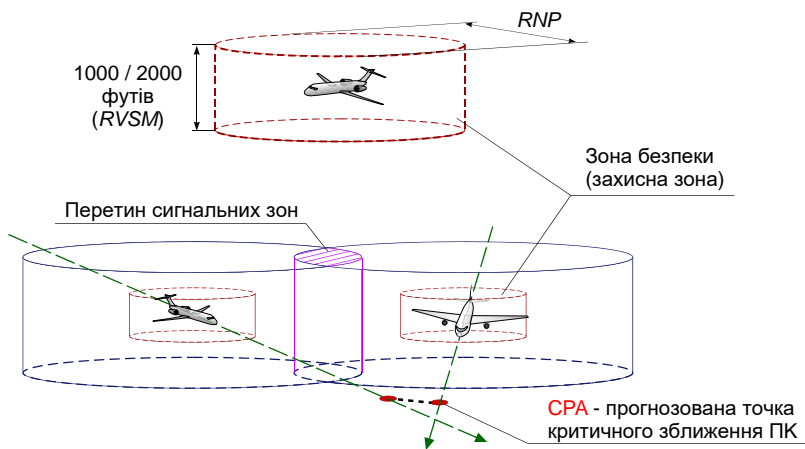


Рис. 6.6. Захисні та сигнальні зони

Зони більших розмірів називають сигнальними. Кількість та розміри сигнальних зон можуть відрізнятися залежно від реалізації бортового обладнання.

Оскільки передача на борт ПК функцій ешелонування полягає в забезпеченні екіпажів певною свободою у виборі оптимальної траєкторії, особливий інтерес становить саме узгодження безпечних і оптимальних маневрів з іншими ПК у процесі вирішення конфліктів, що виникають. Тому одне з важливих завдань упровадження *Free Flight* – це розроблення нових чітких правил польоту або координації учасників повітряного руху, які мають поєднувати переваги ППП та ПВП. Такі правила часто називають *розширеними правилами польотів (EFR – Extended Flight Rules)* або *автономними правилами польотів (AFR – Autonomous Flight Rules)* [42].

6.2. Бортові системи безпечного ешелонування ASAS

Важливою відмінністю майбутніх систем організації повітряного руху є перехід до децентралізованого або розподіленого принципу керування. Одне з основних завдань – удосконалення аеронавігаційного обслуговування за рахунок ефективного використання бортових систем літаків для взаємодії екіпажів з наземними диспетчерами в процесі організації повітряного руху. Значну роль в цьому процесі будуть відігравати бортові системи безпечного ешелонування ASAS.

Євроконтроль так визначає системи ASAS:

Бортова система безпечногo ешелонування ASAS – це бортова авіаційна система, що дозволяє екіпажу підтримувати безпечне ешелонування власного літака з одним та більше літаками і надає потрібну інформацію про повітряний рух у навколишньому просторі.

Однією з базових функцій ASAS є поліпшення ситуаційної поінформованості екіпажу (*Situational Awareness*), що полягає у наданні йому всієї необхідної інформації про повітряний рух навколо власного ПК для прийняття правильних та своєчасних рішень щодо забезпечення ешелонування з іншими літаками.

Слід зазначити, що тепер на системи ASAS не покладаються функції забезпечення пілотів інформацією про рельєф місцевості, погодні умови, характеристики літака, структуру та особливості повітряного простору. А втім, така інформація безумовно враховується системою ASAS як обмеження зовнішнього середовища на виконання польоту.

Застосування систем ASAS передбачає встановлені послідовності дій як для диспетчерів, так і для екіпажів ПК, що виконують політ або перебувають на площі маневрування аеродрому. При цьому для літаків, що перебувають на площі маневрування аеродрому, застосування ASAS передбачається тільки для забезпечення ситуаційної поінформованості, у той час, як для літаків, що виконують політ, функції ASAS значно розширюються.

Функції, які забезпечуються системами ASAS, можна поділити на такі категорії:

- 1) бортове спостереження;
- 2) додаткові канали передавання даних;
- 3) відображення повітряної ситуації (інформації про рух інших ПК);
- 4) оброблення інформації про повітряну ситуацію;
- 5) бортове ешелонування;
- 6) підтримка організації повітряного руху.

Залежно від спектру вирішуваних завдань та потрібних функцій, розрізняють чотири основні режими застосування систем ASAS, що наведено нижче.

1. **ATSAW (Airborne Traffic Situational Awareness) – забезпечення ситуаційної поінформованості на борту.** Передбачає підвищення поінформованості екіпажу щодо повітряного руху як у

навколишньому повітряному просторі, так і на площі маневрування аеродрому, для вдосконалення процесу прийняття рішень екіпажем для безпечного та ефективного виконання польоту.

2. *Airborne Spacing* – **бортове витримування встановленого безпечного інтервалу**. Вимагає від екіпажу виконання дій зі встановлення та витримування заданого інтервалу ешелонування з іншим літаком за вказівкою органів КПП. Хоча екіпажі літаків і виконують нові функції, відповідальність за забезпечення ешелонування, як і раніше, покладається на диспетчера. При цьому мінімуми ешелонування залишаються незмінними.

3. *Airborne Separation* – **бортове ешелонування**. Диспетчер надає екіпажу літака повноваження щодо забезпечення встановлених мінімумів ешелонування та виконання відповідних функцій. Особливо відмінністю такого режиму застосування систем ASAS є те, що повноваження щодо ешелонування передаються безпосередньо екіпажам окремих указаних ПК на обмежений період часу і в межах зазначеного повітряного простору, а також передбачають для екіпажу чітко встановлений перелік можливих функцій. Щодо решти літаків, то їх безпечне ешелонування залишається функцією диспетчера. Упровадження цього режиму потребує визначення відповідних бортових мінімумів ешелонування.

4. *Airborne Self-separation* – **автономне бортове ешелонування**. У цьому режимі екіпажі літаків мають виконувати всі потрібні дії щодо безпечного ешелонування власного літака з усіма оточуючими учасниками повітряного руху відповідно до встановлених бортових стандартів ешелонування та правил польотів.

Наведені режими застосування систем ASAS визначаються різними ступенями розподілу відповідальності за ешелонування між екіпажами ПК та диспетчерами. Збільшення повноважень екіпажу потребує впровадження нових процедур та нових правил польотів. При цьому бортове обладнання дедалі більше відіграє критичну роль у процесі ешелонування, що відображається у підвищенні вимог до цілісності, доступності та безперервності обслуговування.

Оскільки режими застосування систем ASAS ґрунтуються на різних принципах розподілу відповідальності між екіпажами та органами КПП, вибір конкретного режиму буде безпосередньо впливати на безпеку польотів, і тому потрібно детально аналізувати від-

повідність обраного режиму функціонування системи ASAS заданому рівню безпеки TLS з урахуванням таких чинників, як людський чинник та відмова апаратури.

Для чіткого уявлення ролі та функцій органів КПП і екіпажів у разі застосування ASAS необхідно більш детально розглянути кожен з наведених режимів.

6.2.1. Режим ATSAW

Упровадження режиму ATSAW спрямовано головним чином на забезпечення максимальної поінформованості екіпажу про повітряний рух в навколишньому просторі або на площі маневрування аеродрому за рахунок використання бортового індикатора повітряної ситуації CDTI (рис. 6.7).

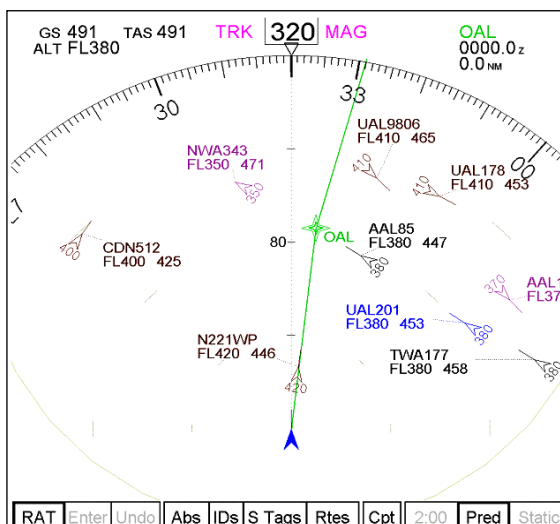


Рис. 6.7. Інформація в режимі ATSAW, відображена на бортовому індикаторі повітряної ситуації CDTI

Цей режим можна застосовувати для всіх класів і типів повітряного простору. Крім того, його функції автоматично повністю забезпечуються іншими трьома режимами.

Режим передбачає виконання таких функцій:

1. Поліпшене сприйняття візуальної ситуації (функція EVA – Enhanced Visual Acquisition). Екіпажі можуть використовувати інформацію з бортового індикатора повітряної ситуації CDTI,

доповнюючи власні візуальні спостереження, наприклад, для завчасного визначення інших літаків або для отримання додаткової інформації про літак, що був указаний диспетчером.

2. Поліпшені процедури візуального заходу на посадку. Екіпажі, як і раніше, виконують візуальний захід на посадку, використовуючи при цьому допоміжну інформацію від *CDTI*, таку як бортові номери інших літаків, відстань та швидкість наближення до них, шляхову швидкість та шляховий кут польоту.

3. Поліпшені процедури «бачу та уникаю» (функція *see-and-avoid*). Інформація про літаки в навколишньому просторі дозволяє екіпажам оцінити загрозу небезпечного зближення та розпочати відповідні дії.

4. Поліпшені процедури радіомовної передачі повітряними кораблями інформації про рух (функція *E-TIBA* – *Enhanced Traffic Information Broadcast By Aircraft*) для зон без радіолокаційного покриття. За стандартами *ICAO* термін *TIBA* визначає встановлену процедуру передачі екіпажем повідомлень про положення власного ПК та відповідної інформації на фіксованій частоті ультракороткого хвильового діапазону. Така інформація є допоміжною для решти ПК, що перебувають в навколишньому просторі. Процедуру *TIBA* рекомендується застосовувати для окремих зон повітряного простору у випадках, коли:

– є потреба у наданні інформації від служби КПП про безпеку виконання польотів за межами контрольованого повітряного простору;

– вводяться тимчасові обмеження функцій служби КПП.

Виконуючи процедуру *TIBA*, екіпаж, користуючись інформацією, що надходить через мовний канал зв'язку, має постійно тримати в уяві просторово-часову картину поточної повітряної ситуації та прогнозувати її можливий розвиток. Застосування *ASAS* у режимі *ATSAW* суттєво спрощує виконання таких функцій.

5. Поліпшена поінформованість про зайняття руліжних доріжок та злітно-посадкової смуги. Екіпажі доповнюють власні візуальні спостереження про наявність та рух літаків і службового транспорту на площі маневрування аеродрому допоміжною інформацією про їх положення, напрям та швидкість руху.

Слід зазначити, що в режимі *ATSAW* роль та функції екіпажів ПК відносно служб КПП майже не змінюються. Наявна в кабіні ПК інформація про рух інших літаків має допоміжний характер для

екіпажу і тому не змінює функцій диспетчера. Винятком може бути ситуація, коли для сприяння екіпажу в ідентифікації стороннього ПК диспетчер вказує тільки на його номер або інші параметри, тим самим зменшуючи завантаження каналу зв'язку.

Упровадження режиму *ATSAW* потребує відповідної додаткової підготовки екіпажів, зокрема, тренування адекватного сприйняття інформації на індикаторі *CDTI*, відпрацювання функцій вибору цілей та відображення їх параметрів. Процес тренування екіпажу також має враховувати небезпеку надмірної довіри пілота до інформації від *CDTI*, ніж до візуальних спостережень.

6.2.2. Режим *Airborne Spacing*

Основне завдання режиму *Airborne Spacing* – установлення та підтримання між окремими відповідно обладнаними ПК таких безпечних інтервалів (за відстанню або за часом), які є максимально наближеними до існуючих мінімумів ешелонування.

Функція підтримання безпечного інтервалу покладається безпосередньо на екіпаж окремого ПК. Для пари ПК, між якими треба забезпечити заданий інтервал, диспетчер може передати такі повноваження екіпажу тільки одного з двох ПК (рис. 6.8).

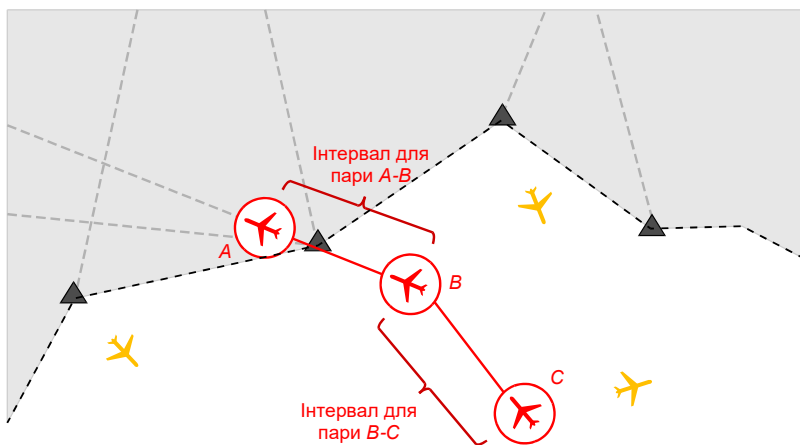


Рис. 6.8. Режим *Airborne Spacing*

Процес передачі повноважень екіпажу першого ПК можна подати таким чином. Диспетчер виділяє пару ПК, для якої доцільно і можливо застосувати режим *Airborne Spacing*. Далі диспетчер по-

відомляє екіпаж першого ПК про необхідність встановлення і підтримання заданого інтервалу ешелонування з другим ПК. Для цього диспетчер указує екіпажу першого ПК на потрібний маневр, що має бути виконаний для встановлення заданого інтервалу з другим ПК. Після виконання цього маневру за вказівками диспетчера екіпаж першого ПК отримує дозвіл на самостійний контроль та підтримання вже встановленого інтервалу з другим ПК. У разі неможливості виконання екіпажем вказаного маневру диспетчер продовжує контролювати перший та другий ПК, як і в звичайних умовах.

Традиційно фактичні інтервали, що задаються диспетчером для літаків, які виконують політ за одним або паралельними маршрутами, перебільшують установлені мінімуми ешелонування. Це пояснюється потребою враховувати диспетчером запас часу на можливі додаткові переговори в разі неполадок у каналі зв'язку або за підвищеного навантаження. У свою чергу, це може призвести до зайвих маневрів під час установлення заданих інтервалів ешелонування. Фактично, чим більше навантаження на диспетчера, тим більше він намагається попередити та контролювати своє навантаження через видачу ранніх указівок на маневрування.

Часткова передача екіпажу функцій з витримування безпечних інтервалів у режимі *Airborne Spacing* має зменшити навантаження на диспетчера, тим самим розширити його пропускну здатність.

Застосування режиму *Airborne Spacing* можливе для усіх класів контрольованого повітряного простору за наявності наземних засобів радіолокаційного або інших видів спостереження. Допускається також застосування режиму для процедурно-контрольованого повітряного простору. В усіх випадках не передбачається спеціальних процедур резервування повітряного простору для реалізації режиму.

Використовуючи режим *Airborne Spacing*, слід дотримуватись таких основних принципів:

- *застосування процедур режиму не є обов'язковим*: за диспетчером залишається право використовувати можливості режиму тільки коли він вважає це за потрібне. Екіпаж має підтвердити виконання вказівок диспетчера або повідомити про неможливість їх реалізації;

- *диспетчер є ініціатором застосування режиму*: необхідність почати або припинити виконання процедур режиму визначається тільки диспетчером;

- обмеження застосування: режим призначено тільки для реалізації та контролю рішень, ініційованих диспетчером;
- повна відповідальність диспетчера: за забезпечення усіх належних умов та виконання процедур режиму відповідає диспетчер;
- використання існуючої практики: застосування режиму має узгоджуватись з існуючою практикою ОПР та виконання польотів;
- безперервне переведення ПК до суміжного сектору: диспетчер може передавати групу ПК на супровід до суміжного сектору без припинення застосування режиму до цих ПК.

Основні функції системи ASAS у режимі *Airborne Spacing* спрямовані на допомогу екіпажу в підтриманні таких типів безпечних інтервалів:

- за часом в горизонтальній площині на етапі зниження;
- за відстанню або за часом у поздовжньому напрямку руху;
- у бічних напрямках за горизонтального перетину або зближення обраних маршрутів;
- у вертикальних напрямках.

Передавати екіпажу функції підтримання безпечних інтервалів диспетчер повинен тільки тоді, якщо достовірно відомо, що літак має на борту відповідне працездатне обладнання ASAS, а екіпаж належно підготований. Для літака, стосовно якого має підтримуватись безпечний інтервал, не ставлять вимоги обов'язкового обладнання системою ASAS, але детальна інформація про його параметри руху має бути доступною як диспетчеру, так і екіпажу першого літака, що виконує функцію підтримання безпечного інтервалу. Така інформація може надаватися через повідомлення радіомовної служби інформації про повітряний рух (*TIS-B – Traffic Information Service – Broadcast*).

Інформацію про комплектацію окремого ПК системою ASAS та про підготовку його екіпажу передбачається заносити в план польоту, а також відображати на екрані диспетчера.

Хоча в режимі *Airborne Spacing* екіпажу передаються функції за встановлення та витримування заданого інтервалу ешелонування з іншим літаком, остаточна відповідальність за забезпечення ешелонування, як і раніше, покладається на диспетчера.

6.2.3. Режим *Airborne Separation*

Режим *Airborne Separation* полягає у частковій передачі екіпажам літаків, що мають на борту обладнання ASAS, відповідаль-

ності за безпечне ешелонування з іншим літаком для забезпечення можливості обирати найбільш зручні маневри. Така передача відповідальності обмежена в часі або за ділянками маршруту і відбувається тільки після отримання екіпажем необхідного дозволу від диспетчера. В усіх інших випадках функції забезпечення ешелонування залишаються за службою КТР.

Упровадження цього режиму потребує визначення відповідних бортових мінімумів ешелонування (за часом чи відстанню), а також установлення спеціальних процедур та фразеології з передачі функцій ешелонування від диспетчера екіпажу та від екіпажу диспетчеру.

Зона застосування режиму *Airborne Separation* збігається з режимом *Airborne Spacing* за типами повітряного простору і ставить аналогічні вимоги до бортового обладнання ПК.

Ролі екіпажу та диспетчера мають аналогію в існуючих правилах передачі функцій ешелонування ПК з планом польоту за ППП. У разі застосування правил візуальних польотів до літака з планом польоту за ППП диспетчер запитує екіпаж про можливість візуального спостереження іншого літака. Після отримання підтвердження диспетчер надає дозвіл екіпажу на підтримання ешелонування. Без візуального спостереження іншого літака екіпажу не передаються такі повноваження.

Використовуючи режим *Airborne Separation*, диспетчер запитує екіпаж про наявність інформації щодо іншого літака на індикаторі *CDTI* системи *ASAS*. Після отримання підтвердження диспетчер надає дозвіл екіпажу на виконання функцій забезпечення ешелонування, указуючи на обмеження та можливий маневр. У разі перетину траєкторій, як показано на рис. 6.9, вказівка диспетчера була б такою: «*Pass behind XXX, maintain separation, maintain present altitude, report clear*» – пропустити борт XXX, витримуючи заданий інтервал ешелонування та висоту польоту. Диспетчер почне виконувати функції ешелонування тільки після завершення маневру і встановлення необхідних інтервалів. Під час виконання таких дій від диспетчера не вимагається контролювати величину заданого інтервалу, але він продовжує відповідати за ешелонування літака з іншими літаками. Відмінність режиму *Airborne Separation* від візуального ешелонування за ППП полягає, зокрема, у застосуванні спеціальних бортових мінімумів ешелонування.



Рис. 6.9. Режим *Airborne Separation*

Головна мета застосування режиму *Airborne Separation* – прагнення зберегти за диспетчером якомога більше функцій стратегічного керування рухом у підконтрольному повітряному просторі і впровадити процедуру передачі функцій тактичного керування екіпажам ПК. За правильне визначення ситуацій, де така передача керування є безпечна й доцільна, відповідає тільки диспетчер. Очевидно, що диспетчеру не слід вдаватися до передачі функцій ешелонування в критичних ситуаціях, де є небезпека неминучої або надто швидкої втрати безпечного інтервалу ешелонування. У таких випадках екіпажу також не треба виконувати помилкові рішення диспетчера. Процедурі передачі керування має передувати перевірка наявності додаткових умов, що можуть впливати на процес безпечного виконання екіпажем функцій ешелонування, наприклад, несприятливих погодних умов або обмежень повітряного простору.

Використовуючи режим *Airborne Separation*, слід дотримуватись таких основних принципів:

- застосування процедур режиму не є обов'язковим;
- ініціатором застосування режиму може бути диспетчер або екіпаж: виконання режиму починається за рішенням диспетчера через видачу вказівки, або за його відповідним дозволом у разі, якщо екіпаж вважає за доцільне застосувати такий режим;
- відповідальність за безпечне ешелонування передається від диспетчера екіпажу тимчасово;

– *припинення застосування режиму*: диспетчер має змогу у разі потреби в будь-який момент припинити виконання режиму спеціальною вказівкою. Екіпаж може припинити виконувати режим у разі аварійної ситуації, або якщо неможливо забезпечити належні умови;

– *контроль за умовами виконання режиму*: контроль забезпечення умов початку та успішного завершення процедур режиму здійснюється як з боку диспетчера, так і з боку екіпажу;

– *використання нової практики*: застосування режиму вимагає впровадження змін в існуючу практику ОПП та виконання польотів;

– *безперервне передавання ПК до суміжного сектору*.

Основні функції системи ASAS у режимі *Airborne Separation* поряд з функціями режиму *Airborne Spacing* додатково дозволяють екіпажу підтримувати безпечні інтервали між парою ПК на кінцевому етапі заходу на посадку з одночасним використанням двох паралельних ЗПС.

Застосування режиму вносить суттєві зміни в традиційний розподіл відповідальності за безпечне ешелонування між диспетчером та екіпажем. Передача екіпажу таких функцій дозволить суттєво зменшити навантаження на диспетчера та збільшити пропускну здатність підконтрольного сектору повітряного простору.

6.2.4. Режим *Airborne Self-separation*

У режимі *Airborne Self-separation* на екіпаж покладається виконання функцій забезпечення бортових мінімумів ешелонування для власного літака відносно всіх інших літаків, що перебувають в навколишньому повітряному просторі. Екіпажу дозволяється здійснювати вибір зручних траєкторій, і, разом з цим, йому передається відповідальність за забезпечення необхідних інтервалів ешелонування з іншими літаками. За рахунок такого перерозподілу функцій диспетчер отримує можливість зосередитися на стратегічній організації повітряних потоків у підконтрольному секторі.

Упровадження режиму *Airborne Self-separation* передбачається тільки для спеціальних класів контрольованого простору.

У поєднанні з наземною частиною системи організації повітряного руху використання режиму *Airborne Self-separation* дозволить мати такі переваги:

– **пропускна здатність:** перехід від традиційного централізованого принципу керування в існуючих системах КІР до використання режиму *Airborne Self-separation* дозволить суттєво підвищити пропускну здатність за рахунок збільшення кількості підконтрольних бортів для одного диспетчера. У районах без покриття або з малим радіолокаційним покриттям підвищення пропускну здатності можна досягти за рахунок використання зменшених порівняно з процедурними бортовими мінімумами ешелонування;

– **ефективність виконання польотів:** забезпечення можливості екіпажів обирати зручні траєкторії;

– **гнучкість:** розширення можливостей диспетчерів щодо супроводу більшої кількості літаків дозволить більш гнучко реагувати на потреби користувачів у наданні послуг КІР;

– **безпека:** упровадження режиму *Airborne Self-separation* дозволяє екіпажам кожного з конфлікуючих ПК скоординовано приймати рішення щодо його розв'язання, не покладаючись на обмежені можливості диспетчерів. Оскільки в цьому режимі кожен ПК має на борту апаратуру ASAS, то збільшується загальний резерв можливостей щодо розв'язання КС, що дозволяє в цілому наблизитися до заданого рівня безпеки *TLS*.

Упровадження режиму *Airborne Self-separation* потребує розроблення нових класів повітряного простору, процедур доступу до цього простору, бортових мінімумів ешелонування та нових розширених правил польотів. Розглянемо більш детально кожен із зазначених аспектів.

Типи повітряного простору. Передбачається використання режиму *Airborne Self-separation* для таких типів повітряного простору:

– повітряного простору з низькою щільністю повітряного руху, без обмежень, сприятливими погодними умовами, та віддаленого від основних зон *TMA*;

– повітряного простору з динамічним рухом, який має небезпечні зони або обмеження польотів; перехідного повітряного простору з організованими потоками повітряного руху на вхід до аероузлових районів; зони повітряного простору з обмеженою пропускну здатністю. Зазначені типи повітряного простору становлять найбільший інтерес щодо впровадження режиму *Airborne Self-separation*;

– океанічного повітряного простору, де застосовують процедурний контроль. Упровадження режиму в такому повітряному просторі передбачає зменшення мінімумів ешелонування, але потребує відповідного обладнання для кожного літака згідно із системою ASAS.

Входження у повітряний простір. Передбачається два варіанти використання повітряного простору:

– *допускаються тільки ПК зі встановленим обладнанням ASAS:* реалізується у вигляді повітряного простору вільного польоту *FFAS*, виділеного вище від певного ешелону польоту, де екіпажам повністю передається відповідальність за безпечне ешелонування, починаючи від точки входження у повітряний простір, і закінчуючи відповідною точкою виходу. Входження у такий простір дозволяється тільки відповідно обладнаним ПК, що звільнює екіпажі від потреби враховувати повітряний рух за межами виділеного простору;

– *допускаються ПК з різним установленим обладнанням:* рекомендується, по можливості, не встановлювати обмеження на входження та впускати ПК, що не обладнані ASAS. Виконання функцій ешелонування ПК, що не обладнані ASAS, буде покладатись на диспетчерів. Такий варіант найбільше підходить для перехідного повітряного простору і *TMA*.

Нові правила польотів. Для забезпечення скоординованого процесу вирішення КС потрібно впроваджувати нові розширені правила польотів, що дозволять уникати неоднозначності під час прийняття рішень щодо маневрування кожного задіяного літака. Такі правила мають чітко визначати пріоритети, межі маневрування та необхідні часові обмеження і ґрунтуються на існуючих правилах візуальних польотів.

Режим *Airborne Self-separation* вносить суттєві зміни в розподіл функцій і відповідальності між диспетчерами та екіпажами ПК.

До обов'язків екіпажів щодо забезпечення ефективного та безпечного виконання польоту додаються функції завчасного розпізнавання ситуацій, що потенційно можуть призвести до втрати встановленого інтервалу ешелонування, а також функції прийняття рішень щодо уникнення таких ситуацій із застосуванням розширених правил польотів.

Диспетчери не зобов'язані забезпечувати ешелонування для

усіх ПК, що виконують політ за процедурами режиму *Airborne Self-separation*. Водночас за диспетчерами залишаються такі функції відносно ПК, які не обладнані системами *ASAS*, і тому не можуть виконувати польоти у зазначеному режимі (рис. 6.10).

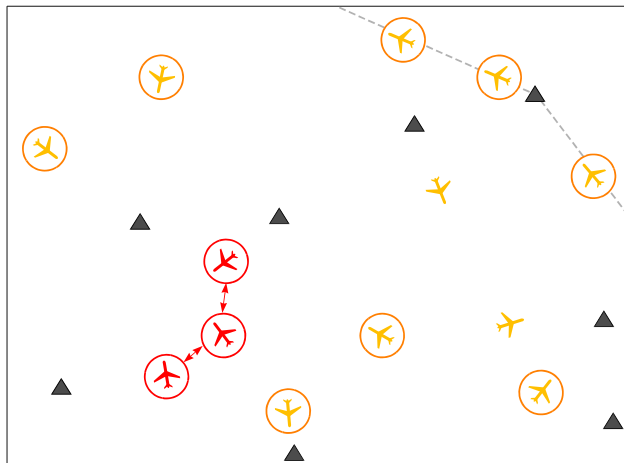


Рис. 6.10. Режим *Airborne Self-separation*

Таким чином, роль диспетчерів полягає значною мірою у стратегічній організації безпечного та ефективного повітряного руху в підконтрольному секторі, контролі його пропускної здатності, щільності та складності повітряного руху і встановленні потрібних обмежень.

6.2.5. Бортові мінімуми ешелонування (*Airborne Separation Minima*)

Застосування нових процедур та розпоряджень, спрямованих на забезпечення ешелонування літаків, можливе тільки за умови їх відповідності потрібному рівню безпеки, інакше кажучи, ризик зіткнень має бути припустимо малим. У цьому контексті терміни «бортове витримування встановленого безпечного інтервалу» (*Airborne Spacing*) та «бортове ешелонування» (*Airborne Separation*) суттєво розрізняються.

Передбачається, що забезпечення режиму *Airborne Spacing* покладається на екіпаж ПК, який має застосовувати певні стандартизовані мінімуми ешелонування. Щодо підвищення пропускної здатності в перспективі, то ці мінімуми мають стати набагато мен-

шими за радіолокаційні мінімуми, які традиційно застосовують у КПП. Водночас з погляду безпеки вони мають бути більшими від радіолокаційних, але якомога меншими за процедурні мінімуми ешелонування.

У будь-якому випадку визначати та впроваджувати бортові мінімуми ешелонування потрібно на міжнародному рівні за участю ICAO, ураховуючи особливості повітряного простору, щільність повітряного руху, існуючі процедури КПП, характеристики засобів зв'язку, навігації та спостереження як на борту, так і на землі. Відповідні характеристики бортового обладнання мають бути відображені в стандартах *MASPS* або в аналогічних документах.

Якщо ж бортові мінімуми ешелонування не впроваджено, можна встановити стандартні мінімуми КПП, але процедури забезпечення режиму *Airborne Spacing* мають гарантувати, що диспетчер зможе виконати ешелонування самостійно в будь-яких умовах. Тому доцільно встановити значення мінімумів ешелонування окремо як для екіпажів, так і диспетчерів. При цьому значення мінімумів для екіпажів мають бути більшими за диспетчерські, оскільки потрібний рівень безпеки польотів досягається саме застосуванням ешелонування через процедури наземної служби КПП.

6.2.6. Розширені правила польотів EFR

Упровадження нових режимів виконання польотів, що передбачують використання процедур автономного контролю безпечного ешелонування ПК вимагає створення нових розширених правил польотів. Такі розширені правила, які також називають правилами *EFR*, мають забезпечувати всі можливості існуючих ПБП, і водночас, можуть бути використані в бортовій апаратурі *ASAS* для узгодження дій під час маневрування ПК.

Правила *EFR* накладають часові обмеження на застосування процедур взаємодії та обміну інформацією між ПК.

Для нормального режиму польоту (без КС) інформація про наміри змінити заплановану траєкторію має бути передана іншим ПК не менш ніж за 30 с до початку маневрування. При цьому для нової обраної траєкторії має бути гарантовано, що конфліктів у радіусі зони дії приймача–передавача *ADS-B*, тобто 120–150 м.м., не станеться.

Із появою прогнозованих КС встановлено такі обмеження:

1. Взаємні повідомлення ПК, що конфліктують, мають бути здійснені не менш ніж за 7 хв до моменту втрати безпечного ешелонування.

2. Усім задіяним у прогнозовану КС ПК призначаються пріоритети. Інформація про пріоритети має бути передана усім задіяним ПК за 6 хв до моменту втрати безпечного ешелонування.

3. Параметри нової обраної траєкторії передаються не менше ніж за 4 хв до моменту втрати безпечного ешелонування.

4. Маневр може бути виконано не раніше як через 30 с після сповіщення інших учасників конфлікту про параметри нової траєкторії.

Для узгодженого розв'язання КС правила *EFR* передбачають застосування системи пріоритетів. Пріоритети визначають послідовність вибору маневрів для групи ПК. Процедура призначення та узгодження пріоритетів виконується автоматично бортовим обладнанням.

Під час призначення пріоритетів враховують такі фактори:

- 1) льотно-технічні характеристики (ЛТХ) кожного з літаків;
- 2) наявність установленого зв'язку, поточний етап польоту і поточний стан кожного літака;
- 3) відстань між літаками.

Схема призначення пріоритетів містить такі правила:

- 1) вищі пріоритети призначаються ПК, що знижуються;
- 2) середні пріоритети призначається ПК у горизонтальному польоті;
- 3) нижчі пріоритети призначаються ПК, що набирають висоту;
- 4) в умовах щільного руху вищі пріоритети призначаються ПК, що перебувають ближче до точки втрати безпечного ешелонування;
- 5) для ПК, що перебувають в однакових умовах, для призначення пріоритетів використовуються унікальні ідентифікатори встановленого бортового обладнання зв'язку (ідентифікатори з більшим числом за алфавітом відповідають вищим пріоритетам).

6.2.7. Обмін інформацією про наміри повітряного корабля

Політ за розширеними правилами *EFR* в автономних режимах *ASAS* обов'язково передбачає виконання процедур узгодження

запланованих траєкторій та маневрів між усіма учасниками повітряного руху через цифрові канали обміну даними. В цьому контексті для забезпечення ситуаційної поінформованості екіпажів бортове обладнання ASAS кожного ПК має отримувати повну інформацію про наміри інших ПК та відповідно сповіщати їх про наміри власного ПК.

Під терміном «*наміри ПК*» розуміють інформацію про заплановану траєкторію та режим польоту ПК, що може бути передана іншим ПК за допомогою бортових систем. Повідомлення про наміри ПК не призначені для використання як інформації про поточний стан ПК, хоча можуть містити такі параметри, і визначають тільки заплановані дії ПК.

У складі повідомлень про наміри ПК можна відокремити такі групи даних:

- *цїлі ПК* (власне наміри ПК), що надають інформацію про заплановану траєкторію ПК та характеризують режим польоту під час реалізації;

- *обмеження*, за межі яких ПК не мають виходити під час реалізації запланованої траєкторії (наприклад, параметри ЛТХ).

Усі параметри, що передаються в повідомленнях про наміри ПК, можна також розділити на дві групи:

- *траєкторні параметри*, що безпосередньо визначають заплановану траєкторію у просторі та часі (координати контрольних точок та час їх проходження, заплановані ешелони польоту, курси та середні шляхові швидкості на ділянках маршруту, радіуси розворотів та ін.);

- *параметри керування польотом*, за рахунок витримування яких реалізується запланована траєкторія (повітряна швидкість, вертикальна швидкість, число Маха та ін.).

За автономних польотів за режимами ASAS процес формування інформації про наміри ПК у найбільш загальному випадку можна подати у вигляді схеми (рис. 6.11).

Спочатку екіпаж робить запит на виконання оптимальної з його погляду траєкторії. Після узгодження з органами КПП екіпаж задає в бортовому комп'ютері режим виконання потрібної траєкторії. Оскільки реалізація траєкторії безпосередньо залежить від характеристик органів керування літаком, то враховуються відповідні обмеження функціонування бортових систем. Остаточна траєкторія

з урахуванням усіх обмежень, що визначає наміри ПК, відображується на бортовому індикаторі *CDTI* і може бути передана іншим літакам.

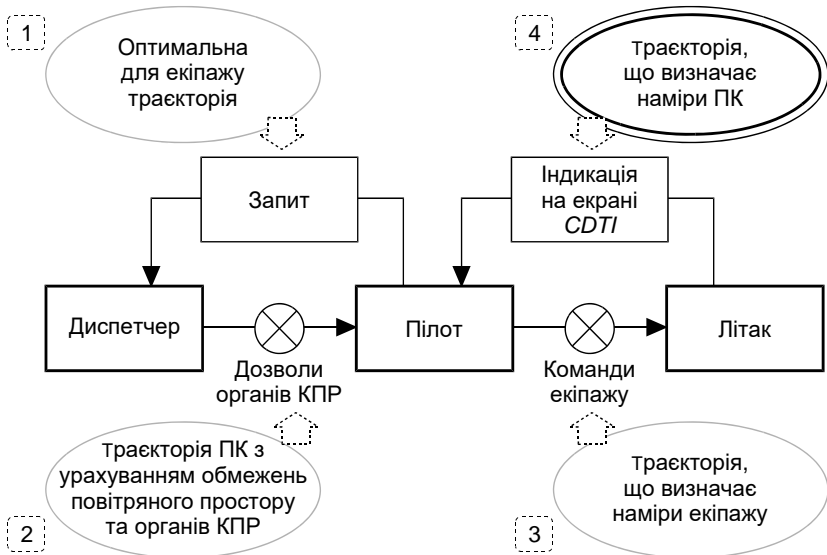


Рис. 6.11. Схема формування намірів ПК

Джерелом інформації про наміри ПК для систем *ASAS*, у першу чергу, є канал *ADS-B*. Для виконання маневрування на території аеродрому не менш значущим джерелом інформації про наміри інших учасників руху є наземні служби *TIS-B*. Поряд з цим для забезпечення зв'язку пілота з диспетчером або для координації дій між екіпажами різних ПК можуть бути залучені інші канали передавання даних «борт – борт» та «борт – земля». Для виконання функцій ешелонування інформація також може надходити від навігаційних систем, наприклад від *GNSS*.

6.2.8. Одночасне використання систем *ASAS* та *ACAS*

Основна функція бортової системи попередження зіткнень *ACAS* – оперативне визначення ризику потенційного зіткнення літаків на невеликих проміжках часу. Із погляду КПП система *ACAS* є засобом екстреного реагування для виходу з аварійних умов. Часові інтервали для такого реагування дуже малі (менше однієї хвили-

ни), тому спрацювання системи ACAS орієнтовано на ситуації, коли з певних причин потрібне ешелонування не було забезпечено раніше диспетчером, пілотом або автономним бортовим навігаційним обладнанням.

Інформація про повітряний рух в оточуючому просторі, яка наявна в системі ACAS, має суттєві просторові та часові обмеження і недостатня для реалізації функції підтримання безпечного ешелонування.

Системи ASAS розраховано саме на завчасну зміну запланованої траєкторії з метою забезпечення потрібного ешелонування. При цьому функціонування систем ASAS відповідає нормальним умовам повітряного руху.

Отже, за функціональністю та галуззю застосування систем ACAS та ASAS чітко розділені. Проте одночасне розміщення на борту таких систем має відповідати таким вимогам:

1. Джерелом вхідної інформації для систем ASAS не може бути система ACAS. Проте ASAS і ACAS можуть одночасно використовувати інформацію від апаратури ADS-B та режиму S (*Mode S*).

2. Для системи ASAS завжди має бути встановлено індикатор CDTI. Установлення окремого індикатора для системи ACAS не є обов'язковим. У таких випадках інформація від ACAS має додатково відображатися на CDTI.

3. Звукова та візуальна сигналізація ASAS і ACAS мають розрізнятися та однозначно сприйматися пілотом.

6.2.9. Очікуваний загальний позитивний ефект від використання ASAS

Упровадження систем ASAS для підвищення ефективності та безпеки виконання польотів має також додаткові переваги, що стосуються, зокрема, задоволення потреб користувачів повітряного простору і підвищення екологічної безпеки. Розглянемо очікуваний позитивний ефект від упровадження ASAS більш детально.

1. **Безпека польотів.** Основною перевагою є поліпшення функції запобігання зіткненням ПК у польоті та під час маневрування на території аеродрому, а також зниження ризику викотів за поріг ЗПС, що досягається за рахунок таких функцій:

Ситуаційна поінформованість (Situational Awareness). Полягає у поданні екіпажу потрібної інформації про повітряний рух в оточуючому просторі на навігаційному дисплеї з можливістю

відображення електронної карти. Ситуаційна поінформованість може бути забезпечена для будь-яких погодних умов та для всіх класів повітряного простору, етапів польоту, а також на площі маневрування аеродрому. При цьому система ASAS:

- сприяє вирішенню екіпажем завдань попередження зіткнень – функція «бачу та уникаю» (*see-and-avoid*);
- допомагає екіпажу уникати помилок;
- надає інформацію для прийняття правильного рішення;
- забезпечує екіпаж інформацією, що відповідає тій, яку отримує диспетчер.

Автоматизація. Оскільки в ASAS використовуються різні джерела інформації про поточне положення та наміри учасників повітряного руху, надання екіпажу вчасної рекомендації для уникнення конфлікту або для підтримання безпечного ешелонування може бути здійснена без участі диспетчера.

Рекомендації безпосередньо екіпажу літака. Рекомендації ASAS не залежать від каналів зв'язку «земля – борт», що виключає ризик отримати спотворене радіоповідомлення.

2. Адаптація до вимог користувачів та економія витрат палива. Застосування ASAS дозволяє користувачам виконувати польоти за більш зручними маршрутами або траєкторіями з більшою економією палива та часу за рахунок використання функцій моніторингу та контролю безпечного ешелонування.

3. Підвищення пропускної здатності. Очікується, що використання ASAS дозволить підвищити пропускну здатність аеропортів та секторів повітряного руху. Частково це досягається за рахунок зменшення навантаження на диспетчерів та, певною мірою, на екіпажі ПК, що пояснюється:

- зменшенням завантаження каналів зв'язку «диспетчер–пілот»;
- автоматичним моніторингом ситуацій та сигналізацією в кабіні літака;
- передачею екіпажу встановлених повноважень та відповідних функцій щодо ешелонування.

4. Екологічна безпека. Використання більш ефективних траєкторій та профілів польоту для економії витрат палива та часу польоту має також додаткові переваги щодо впливу літака на навколишнє середовище, а саме – зменшення викидів в атмосферу та рівня шумового забруднення.

6.3. Особливості виникнення та розв'язання конфліктних ситуацій

6.3.1. Типи конфліктних ситуацій та критерії їх розв'язання

Традиційно в КТР під конфліктною ситуацією (конфліктом) розуміють прогнозоване або фактично спостережуване порушення встановлених норм безпечного ешелонування ПК. Такі ситуації, як правило, є парними, тобто виникають між парою ПК на ділянках перетину повітряних трас або в аеродромних зонах з підвищеною інтенсивністю польотів. Конфлікти, які виникають унаслідок порушення норм безпечного ешелонування під час польоту початковою запланованою траєкторією, можна назвати явними, а їх учасників – безпосередніми, оскільки для визначення таких конфліктів необхідно застосувати тільки операцію екстраполяції траєкторій ПК. Згідно з класифікацією Євроконтролю, яку наведено в табл. 6.1, є 9 можливих варіантів парних конфліктів залежно від взаємних напрямків руху ПК.

Таблиця 6.1

Класифікація парних конфліктів Євроконтролю

Спільні напрями	Напрями, що перегинаються	Протилежні напрями
Обидва ПК на одному ешелоні	Обидва ПК на одному ешелоні	Обидва ПК на одному ешелоні
Один з ПК набирає висоту або знижується	Один з ПК набирає висоту або знижується	Один з ПК набирає висоту або знижується
Обидва ПК набирають висоту або знижуються	Обидва ПК набирають висоту або знижуються	Обидва ПК набирають висоту або знижуються

В умовах довільних маршрутів спектр можливих ситуацій повітряного руху розширюється завдяки ряду особливостей. Насамперед це: невпорядкованість руху; можливість виконувати польоти умовно–довільними траєкторіями, відхиляючись від маршруту; невизначеність намірів ПК унаслідок помилок прогнозування великих інтервалів часу, втрати зв'язку або інших факторів; потреба в оптимальному розв'язанні виниклих конфліктів за достатньо великий період часу (до 20 хв), а також можливе виникнення конфліктів за участю декількох ПК, що значно підвищує складність їх вирішення.

У разі підвищеної щільності повітряного руху послідовне вирішення явних конфліктів може спричинити виникнення нових

«невних» (вторинних) конфліктів з оточуючими ПК, розв'язання яких, у свою чергу, може спричинити утворення наступних нових конфліктів. Небезпека циклічного виникнення нових конфліктів у результаті вирішення попередніх є актуальною для режиму *Free Flight*, але іноді виникає і в сучасних системах КПП.

Для позначення сукупності ПК, які беруть участь у парних конфліктах, таких, що процеси їх розв'язання накладаються у часі та просторі, зазвичай використовують поняття «конфлікт – кластер». Наприклад, якщо процеси вирішення конфліктів для пар літаків (A_1, A_2) та (A_2, A_3) накладаються у часі, то літаки A_1, A_2 , та A_3 формують один кластер.

Поняття «кластер» можна розширити таким чином: до кластера також можуть бути включені ПК, для яких явно не знайдено жодних конфліктів з літаками з кластера, але які можуть потрапити у таку КС у процесі вирішення конфліктів у середині кластера, або які достатньо близькі до кластера і обмежують процес його розв'язання. Вирізняють такі типи учасників конфлікту-кластера (рис. 6.12):

- безпосередні учасники, для яких явно знайдено парні КС;
- обмежувальні учасники, які явно не конфлікують з безпосередніми учасниками, але можуть потрапити у конфлікт у процесі вирішення явного конфлікту;
- близькі конфліктуючі пари, які явно не мають спільного конфлікту, але процеси розв'язання яких можуть призвести до виникнення нових конфліктів між цими парами.

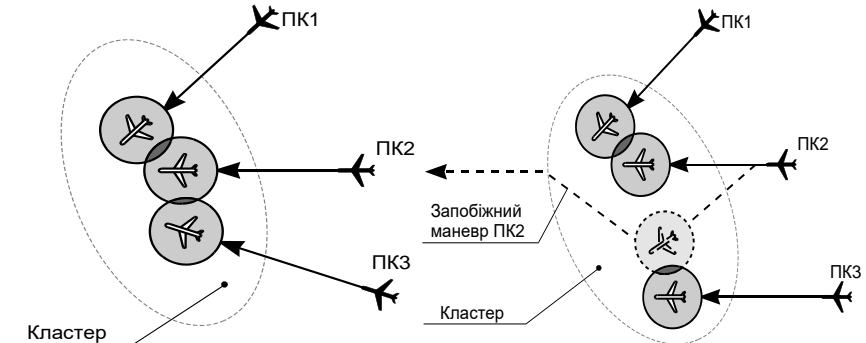


Рис. 6.12. Приклади утворення кластерів ПК

Останні два типи учасників можна назвати непрямими або неявними, а конфлікти, що спричинені ними, – неявними конфлік-

тами. Унаслідок послідовного попарного розв'язання саме таких конфліктів можуть виникати циклічні конфлікти.

Як показник, що має характеризувати складність конфлікту-кластера, використовують його розмір, який можна виразити через такі величини:

- середню або максимальну кількість ПК у кластері;
- середню або максимальну кількість парних КС у кластері.

Ураховують також і склад різних типів учасників конфлікту-кластера. Аналіз реальних даних про ситуації повітряного руху у найбільш завантажених районах Європи за 1996 – 1999 рр. та відповідний прогноз до 2015 р. свідчать про можливе збільшення кількості конфліктів, до складу яких входять більше ніж два ПК (рис. 6.13). Очікується, що за *Free Flight* складність конфліктів збільшиться, а швидкодія алгоритмів пошуку їх оптимального розв'язання стане критичним параметром для систем організації повітряного руху.

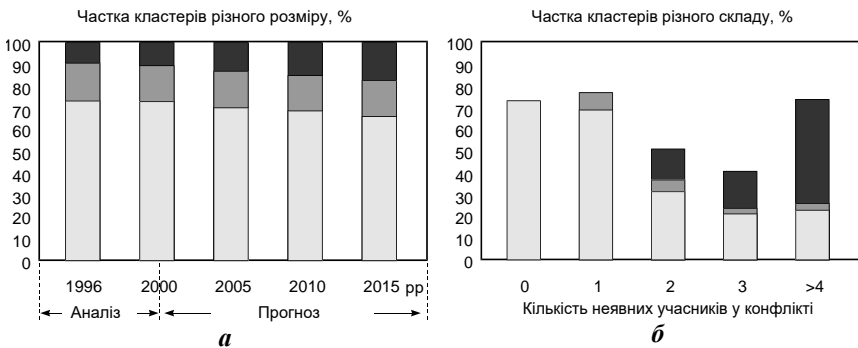


Рис. 6.13. Аналіз складності конфліктних ситуацій:

a – розміри кластерів: □ – 2; ■ – 3; ■ – 4 і більше;

b – склад кластерів: □ – обмежувальні учасники;

■ – близькі конфліктуючі пари;

■ – кластери, що містять 1-й та 2-й типи

Наведений вище спектр КС можна узагальнити терміном «*групові конфліктні ситуації*», який містить поняття явних і неявних конфліктів за участю двох або більше ПК, а також кластерів конфліктів.

Процес розвитку конфліктної ситуації зручно розглядати з погляду зміни відносної відстані $d(A_1, A_2, t)$ між парами ПК A_1 та A_2 в часі (рис. 6.14).

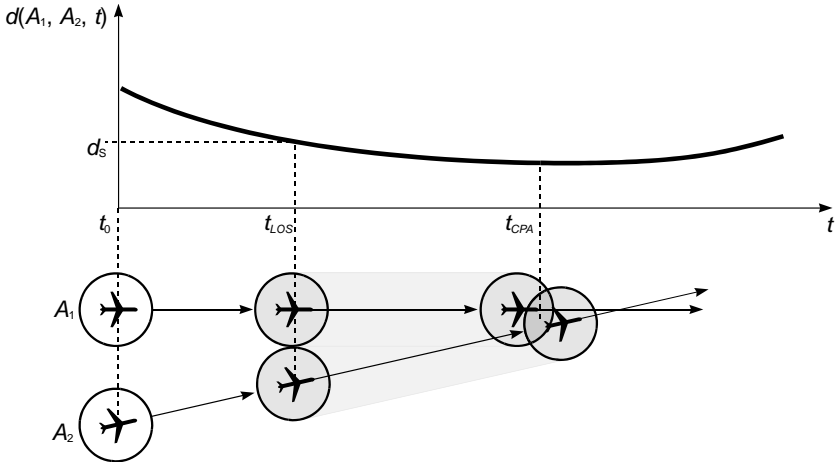


Рис. 6.14. Розвиток конфліктної ситуації

Традиційно вживають такі величини:

d_S – норму ешелонування ПК у горизонтальній або вертикальній площинах;

t_{LOS} – момент порушення безпечного ешелонування між ПК;

t_{CPA} – момент зближення ПК на мінімальну відстань.

Для розв’язання конфліктів, яке полягає у завчасному плануванні серії запобіжних маневрів до моменту t_{LOS} , користуються звичай критеріями безпеки та критеріями ефективності. Критерій безпеки полягає у надійному просторово-часовому розділенні конфліктуєчих ПК, яке відповідає нормам безпечного ешелонування d_S . Критерій ефективності може мати різний зміст. Передбачається, що за умов *Free Flight* він буде визначатися авіакомпанією, екіпажем ПК або органами КПП. Як можливі критерії ефективності можна застосовувати такі характеристики запобіжних маневрів:

- витрати палива на виконання маневру;
- часове відхилення від початкового плану польоту;
- тривалість маневру;
- довжину маневру;
- максимальне відхилення від початкової траєкторії;
- відхилення за курсовим кутом;
- відхилення за висотою;
- відхилення за швидкістю;
- складність маневру (кількість ділянок траєкторії);
- пріоритет типу маневру.

Використання схем пріоритетів дозволяє впорядкувати маневри щодо складності його виконання пілотом, або рівня комфорту пасажирів.

6.3.2. Підходи до розв'язання конфліктних ситуацій між повітряними кораблями

Натепер уже існують методи та алгоритми розв'язання КС, адаптовані до умов довільних маршрутів. Серед них можна відокремити методи, що використовують математичний апарат штучних силових полів, методи, розраховані на виняткові ситуації повітряного руху, методи випадкового пошуку безконфліктних маневрів.

Такі методи для аналізу ступеня небезпеки якомога простіші щодо технічної реалізації використовують двоситуаційну модель. У цій моделі порівнюються параметри ситуації з певним граничним рівнем, після чого ситуація визначається як конфліктна або нормальна. З порогом можна порівнювати відстань між ПК, залишок часу до моменту небезпечного зближення (тау-критерій виявлення конфлікту) або ймовірність правильного виявлення небезпечного зближення.

У разі використання багатоальтернативного підходу або багатоступеневої логіки для аналізу ступеня небезпеки вводять такі класи ситуацій [38]:

- нормальна ситуація;
- ускладнення умов польоту;
- складна ситуація;
- аварійна ситуація;
- катастрофічна ситуація.

Пороги визначення таких класів ситуацій можна зобразити у вигляді вкладених зон еліптичної форми (рис. 6.15). Знаходженню літака-порушника в одній із зазначених зон відповідає апіорно отримана ймовірність порушення заданого мінімуму ешелонування.

Така схема дозволяє передбачити:

- кілька порогів раннього попередження (спрацювання систем типу *ASAS*);
- поріг передачі відповідальності за розв'язання конфлікту диспетчеру;
- пороги спрацювання бортової системи *TCAS* (повідомлення типу «*Traffic Alert*» та «*Resolution Advisory*»);
- поріг реакції пілота за візуальними спостереженнями.

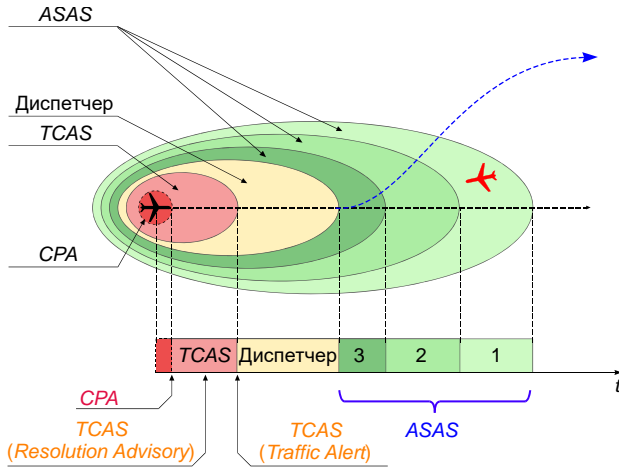


Рис. 6.15. Багатоступенева логіка аналізу небезпеки:
1, 2, 3 – пороги раннього сповіщення

За способом розрахунку безпечного маневру методи розв’язання КС можна розділити на автоматичні і автоматизовані.

До автоматичних методів, коли система виконує розрахунок одного або декількох маневрів і пропонує оператору затвердити один з маневрів, належать:

- жорсткі схеми маневрів;
- методи теорії оптимального керування;
- методи потенціалів;
- генетичні алгоритми.

Під час розв’язання КС автоматизованими методами система пропонує тільки інструменти, а побудову маневру виконує оператор. Автоматизованими можна вважати методи, що застосовані в системах *URET*, *CTAS*, *HIPS*. Оператор у таких системах аналізує можливий розвиток ситуації на екрані системи і власноруч змінює траєкторії ПК, уникаючи їх перетинів зі заздалегідь розрахованими системою небезпечними зонами.

Автоматичні методи значною мірою належать до бортових систем, а автоматизовані – до наземних, хоча це не є правилом.

За типом маневрів та керованими параметрами вирізняють такі способи розв’язання КС:

- 1) за висотою;
- 2) за курсовим кутом;

- 3) за швидкістю;
- 4) комбінація перших трьох варіантів.

За типом часового діапазону визначення конфліктів (відносно залишку часу до небезпечного наближення) можна виокремити такі методи:

- тактичні методи, які використовуються в системах запобігання зіткненням (ACAS), з часом прогнозування до 1 – 2 хв;
- стратегічні методи, які застосовуються в системах підтримання безпечного ешелонування, з часом прогнозування до 20 хв.

Процес розв'язання конфліктів безпосередньо пов'язаний з процесом їх визначення. Зв'язок відповідних елементів у будь-якій системі керування рухом транспортних об'єктів, що реалізує функцію розв'язання КС, можна подавати в загальному вигляді схемою, показаною на рис. 6. 16.

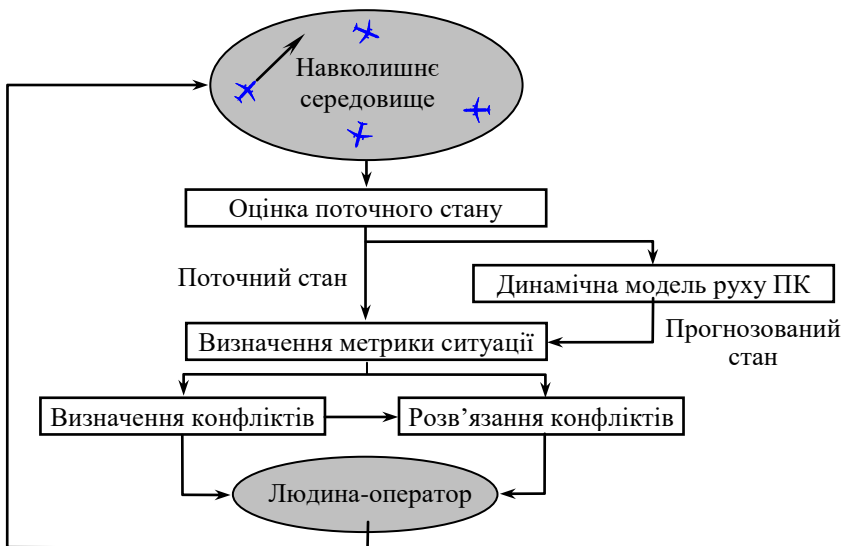


Рис. 6.16. Загальна схема процесу визначення-розв'язання конфліктів

Програмно-апаратні реалізації методів та алгоритмів визначення і розв'язання конфліктних ситуацій можна розділити за способом прийняття рішення на дві великі групи:

- системи з керуванням на землі (наземні);
- системи з керуванням на борту ПК (бортові).



Запитання для самоперевірки (тест 4)

1. Якого загального позитивного ефекту слід очікувати від використання *ASAS*?
2. Що являє собою концепція вільного польоту *Free Flight*?
3. Що являє собою режим *Free Flight*?
4. Які особливості ешелонування ПК в умовах *Free Flight*?
5. Опишіть бортові системи безпечного ешелонування *ASAS*.
6. Опишіть режим *ATSAS* системи *ASAS*.
7. Опишіть режим *Airborne Spacing* системи *ASAS*.
8. Опишіть режим *Airborne Separation* системи *ASAS*.
9. Опишіть розширені правила польотів *EFR*.
10. Які є підходи до розв'язання КС між ПК?

Тест 4

1. *ACAS* це:
 - а) наземна система попередження зіткнень;
 - б) інтегрована наземна/бортова система попередження зіткнень;
 - в) бортова система попередження зіткнень;
 - г) система попередження зіткнень органу ОНР.
2. Визначати та впроваджувати бортові мінімуми ешелонування потрібно на рівні:
 - а) національному;
 - б) міжнародному за участю *ICAO*;
 - в) регіональному;
 - г) національному за участю *ICAO*.
3. Правила функціонування *ASAS* у загальному вигляді:
 - а) ще не відображені в офіційних стандартах;
 - б) відображені в регіональних (національних стандартах);
 - в) відображені в *DOC 9426* та *DOC 4444*;
 - г) відображені в *DOC 4444*.
4. Натепер на системи *ASAS* не покладаються функції забезпечення пілотів інформацією про:
 - а) рельєф місцевості;
 - б) погодні умови;
 - в) характеристики літака;
 - г) усе перераховане.
5. Джерелом інформації про наміри ПК для систем *ASAS* – це передусім канали:
 - а) *VOR* та *DME*;

- б) VOR;
- в) ADS-B;
- г) BOPЛ.

6. Головною ідеєю концепції вільного польоту *Free Flight* є надання екіпажу ПК можливості вільно обирати:

- а) аеродром вильоту, прильоту і траєкторію польоту;
- б) аеродром вильоту, швидкість та профіль польоту;
- в) траєкторію польоту за маршрутом;
- г) будь-який з варіантів.

7. ASAS дозволяє екіпажу:

- а) спростувати процедури взаємодії з органами ОПП;
- б) підтримувати безпечне ешелонування власного ПК з одним і більше іншими ПК;
- в) самостійно витримувати траєкторію польоту;
- г) надавати потрібну інформацію про повітряний рух.

8. Серед вимог користувачів повітряного простору до послуг системи КПП можна виокремити:

- а) чіткий перелік потрібного бортового обладнання;
- б) гнучке використання повітряного простору;
- в) зменшення пропускної здатності системи КПП;
- г) усе перераховане.

9. Залежно від спектру вирішуваних завдань та потрібних функцій, виділяють . . . основні режими застосування систем ASAS:

- а) 4;
- б) 3;
- в) 2;
- г) 1.

10. У системах ASAS і ACAS звукова та візуальна сигналізації мають бути:

- а) звукова – різною, а візуальна – однаковою;
- б) звукова – однаковою, а візуальна – різною;
- в) однаковою та однозначно сприйматися пілотом;
- г) різною та однозначно сприйматися пілотом.



МЕТОДИ ТА МІНІМУМИ ЕШЕЛОНУВАННЯ

7.1. Вертикальне ешелонування

7.1.1. Застосування вертикального ешелонування

Вертикальне ешелонування забезпечується виконанням вимоги, відповідно до якої ПК, дотримуючись запропонованих правил установлення висотоміра, виконували політ на різних рівнях, що виражаються в ешелонах польоту чи абсолютних висотах.

7.1.2. Мінімуми вертикального ешелонування

Мінімум вертикального ешелонування (*VSM*) становить:

– 300 м (1000 футів) нижче від *FL290* і номінально 600 м (2000 футів) на цьому *FL* чи вище від нього за винятком випадку, вказаного в підпункті, наведеному нижче;

– у межах установленого повітряного простору за умови, що це обговорено в регіональній аеронавігаційній угоді: номінально 300 м (1000 футів) нижче від *FL410* чи запропонованого для використання за певних умов більш високого рівня польоту і номінально 600 м (2000 футів) на цьому *FL* чи вище від нього.

7.1.3. Призначення крейсерських ешелонів для повітряних кораблів, що виконують контрольовані польоти

За винятком випадків, коли умови руху і порядок координації дозволяють виконувати набір висоти в крейсерському режимі, орган КПП, як правило, дозволяє ПК, що залишає його диспетчерський район, використовувати тільки один рівень польоту, тобто той рівень, на якому цей ПК увійде в наступний диспетчерський район незалежно від того, сусідній він чи ні. Орган КПП, що приймає керування зобов'язаний, у разі потреби, видати дозвіл на подальший набір висоти. У відповідних випадках ПК буде повідомлено, щоб під час польоту по маршруту вони запитували будь-які бажані наступні зміни крейсерського рівня польоту.

Повітряному кораблю, що одержав санкцію на використання методів набору висоти в крейсерському режимі, дозволяється виконувати політ між двома рівнями чи вище від рівня горизонтального польоту.

Якщо є потреба у зміні крейсерського рівня ПК, що виконує політ по встановленому маршруту ОПР, який проходить частково в межах, а частково за межами контрольованого повітряного простору, а також у тому випадку, коли відповідна серія крейсерських рівнів не є ідентичною, така зміна, по можливості, здійснюється в межах контрольованого повітряного простору.

Коли ПК видано дозвіл на вхід у диспетчерський район на крейсерському рівні, що проходить нижче від мінімального крейсерського рівня, встановленого для наступної частини маршруту, орган КПП повинен видати ПК переглянутий дозвіл, незважаючи на те, що пілот не запитував зміни крейсерського рівня.

Повітряному кораблю можна видавати дозвіл на зміну крейсерського рівня з указанням часу, місця чи вертикальної швидкості зміни висоти.

У міру практичної можливості ПК, що виконують політ в той самий пункт призначення, крейсерські рівні призначаються таким чином, щоб вони узгоджувалися з черговістю заходу на посадку в пункті призначення.

Повітряний корабель, що вже перебуває на якому-небудь крейсерському рівні, зазвичай, користується правилом першочерговості стосовно інших ПК, що запитують цей крейсерський рівень. У цьому випадку, коли на одному крейсерському рівні перебуває кілька ПК, правом першочерговості, як правило, користується ПК, що летить попереду.

Крейсерські рівні, а у випадку набору висоти в крейсерському режимі – діапазон рівнів, що призначається ПК під час виконання контрольованих польотів, вибираються з таблиці крейсерських рівнів [3].

7.1.4. Вертикальне ешелонування під час набору висоти або зниження

Повітряному кораблю може бути дозволено зайняти рівень, що раніше був зайнятий іншим ПК, після того, як цей ПК доповів про його звільнення, за винятком випадків, коли:

- а) відомо про наявність сильної турбулентності;
- б) ПК, що летить вище, виконує набір висоти в крейсерському режимі;
- в) розбіжність між ЛТХ ПК такі, що можливе зменшення застосовуваного мінімуму ешелонування, при цьому дозвіл затриму-

ється доти, доки ПК, що звільняє цей рівень, не повідомить про зайняття чи проходження іншого рівня у разі забезпечення потрібного мінімуму ешелонування.

Якщо відповідні ПК перебувають в одній схемі очікування, увагу варто приділяти ПК, що знижуються явно з різними швидкостями і, в разі потреби, вживати додаткових заходів, зокрема указувати максимальну швидкість зниження для ПК, що рухається вище, і мінімальну швидкість зниження для ПК, що летять нижче, для забезпечення витримування потрібного ешелонування.

Пілотам, що підтримують один з одним прямий зв'язок, може видаватися, за їх згодою, дозвіл на витримування передбаченого інтервалу вертикального ешелонування між їхніми ПК для набору висоти чи зниження.

7.2. Бічне ешелонування з процедурним контролем

7.2.1. Застосування бічного ешелонування

Бічне ешелонування ПК виконують таким чином, щоб відстань між ділянками передбачуваних маршрутів, на яких має забезпечуватися бічне ешелонування, була завжди не меншою від відстані, встановленої з урахуванням навігаційних неточностей, плюс визначений захисний резерв. Цей захисний резерв визначається відповідним повноважним органом і входить в мінімуми бічного ешелонування як їх невід'ємна частина.

Для забезпечення бічного ешелонування ПК на одному рівні потрібно, щоб вони виконували політ на різних маршрутах чи у різних географічних місцях, що визначаються за допомогою візуального спостереження, використання навігаційних засобів чи застосування *RNAV*.

Одержавши інформацію, що свідчить про відмову навігаційного устаткування чи погіршення його навігаційних характеристик до рівня нижчого за потрібний, орган КПП застосовує, у разі потреби, альтернативні методи чи мінімуми ешелонування.

7.2.2. Критерії і мінімуми бічного ешелонування

Бічне ешелонування можна забезпечувати способами, що передбачають таке.

Орієнтування на однакові або різні географічні пункти – за повідомленнями про місцеперебування, які чітко вказують, що ПК

летять над різними географічними пунктами, якщо це визначається візуально або за навігаційними засобами.

Використання одного й того самого навігаційного засобу чи методу. Від ПК вимагають виконувати політ за встановленими лініями шляху, віддаленими одна від одної на мінімальну величину, передбачену для навігаційного засобу чи методу. Бічне ешелонування двох ПК забезпечується в таких випадках:

1. *VOR*: обидва ПК перебувають на радіалах, що розходяться під кутом, не меншим ніж 15° , і принаймні один ПК віддалений на 28 км (15 м.м.) чи більше від цього засобу (рис. 7.1).

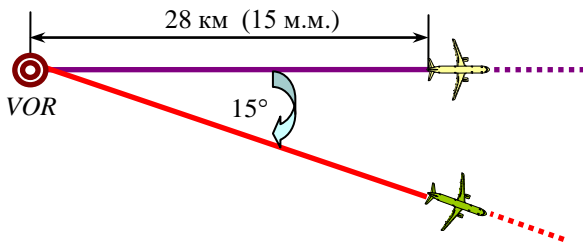


Рис. 7.1. Ешелонування з використанням одного й того самого *VOR*

2. *NDB*: обидва ПК перебувають на лініях шляху наближення до *NDB* чи віддалення від *NDB*, що розходяться під кутом, не меншим ніж 30° , і принаймні один ПК віддалений на 28 км (15 м.м.) чи більше від цього засобу (рис. 7.2).

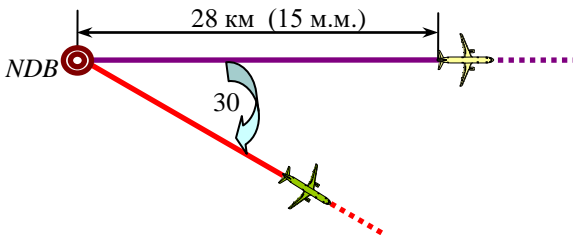


Рис. 7.2. Ешелонування з використанням одного й того самого *NDB*

3. *Навігація методом числення*: обидва ПК перебувають на лініях шляху, що розходяться під кутом, не меншим за 45° , і принаймні один ПК віддалений на 28 км (15 м.м.) чи більше від точки перетинання цих ліній шляху, причому ця точка визначається або візуально або за допомогою навігаційного засобу, і обидва ПК віддаляються від перетинання (рис. 7.3);

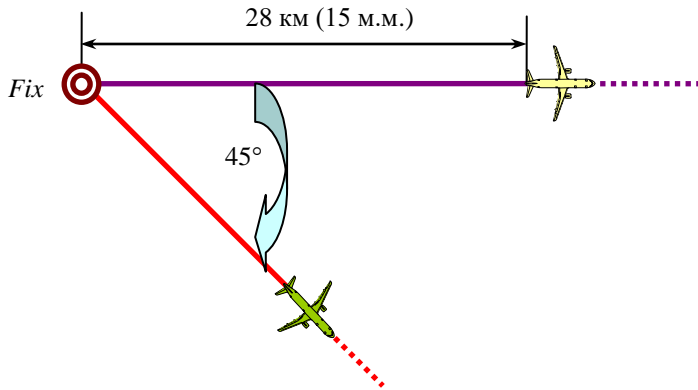


Рис. 7.3. Ешелонування з використанням методу числення

4. *Польоти з використанням RNAV*: обидва ПК перебувають на лініях шляху, що розходяться під кутом, не меншим за 15° , а захищений повітряний простір по лінії шляху одного ПК не перекриває захищений повітряний простір по лінії шляху іншого ПК. Це визначається за кутовою різницею між двома лініями шляху і відповідним значенням захищеного повітряного простору. Отримане значення виражається у вигляді відстані від точки перетинання двох ліній шляху, на яких забезпечується бічне ешелонування.

Якщо ПК виконують польоти по лініях шляху, що розрізняються величиною, яка значно перевищує зазначені вище мінімальні значення, держави можуть скорочувати відстань, на якій забезпечується бічне ешелонування.

Використання різних навігаційних засобів чи методів. Бічне ешелонування ПК, що використовують різні навігаційні засоби, чи у випадках, коли один ПК використовує устаткування RNAV, забезпечується шляхом недопущення перекриття захищених зон повітряного простору, установлених для певного навігаційного засобу чи типу RNP.

Польоти з використанням RNAV (де RNP конкретно визначені) по рівнобіжних лініях шляху чи маршрутах ОПП. У межах конкретного повітряного простору чи на конкретних маршрутах, де встановлено RNP, бічне ешелонування між ПК може забезпечуватися за рахунок того, що ПК пропонується виконувати політ по осевих лініях рівнобіжних ліній шляху чи маршрутах ОПП, розне-

сених на відстань, за якої виключається накладання захищеного повітряного простору ліній шляху чи маршрутів ОІР.

Виконання польотів з використанням *RNAV* (якщо зазначено *тип RNP*) на лініях шляху чи маршрутах ОІР, що перетинаються. Таке ешелонування застосовують тільки на лініях шляху, що сходяться чи розходяться в загальній точці під кутами $15^\circ - 135^\circ$. За таких ліній шляху точки входження в зону і точки виходу із зони, у яких бічна відстань між лініями шляху менша від необхідного мінімуму, називають точками бічного ешелонування. Зону, обмежену точками бічного ешелонування, називають зоною конфлікту (рис. 7.4).

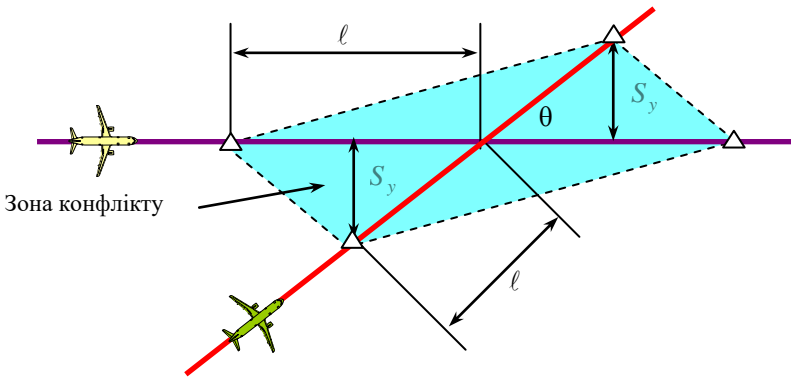


Рис. 7.4. Точки бічного ешелонування і зона конфлікту: Δ – точки бічного ешелонування

Примітка: Точки бічного ешелонування розраховують за формулою $\ell = S_y / \sin \theta$, де S_y – бічна відстань між лініями шляху, що дорівнює мінімуму бічного ешелонування; ℓ – відстань між точкою бічного ешелонування і перетинанням; θ – кут між лініями шляху.

Відстань точок бічного ешелонування від перетинання ліній шляху визначають за аналізуванням ризику зіткнення; вона залежить від комплексу факторів, таких, як навігаційна точність ПК, щільність повітряного руху і зайнятість диспетчера.

Перехід у повітряний простір, де застосовується більший мінімум бічного ешелонування.

Бічне ешелонування між двома ПК вважається забезпеченим, коли принаймні один із цих ПК рухається поза межами зони

конфлікту або коли ПК виконують політ на встановлених треках, які:

а) віддалені один від одного на відповідний мінімум, за умови, що є змога переконатися, за допомогою прийнятих відповідним повноважним органом ОПР засобів, у тому, що ПК мають навігаційні можливості, які необхідні для точного витримування треку;

б) розходяться під кутом, не меншим за 15° доти, доки не буде забезпечуватися застосовуваний мінімум бічного ешелонування за умови наявної можливості гарантувати за допомогою способів, затверджених відповідним повноважним органом ОПР, що ПК мають навігаційні можливості щодо точного наведення по лінії шляху.

7.3. Поздовжнє ешелонування з процедурним контролем

7.3.1. Застосування поздовжнього ешелонування

Поздовжнє ешелонування ПК виконується таким чином, щоб інтервал між розрахунковим місцеперебуванням ПК, що ешелонуються, ні за яких обставин не був меншим від встановленого мінімуму. Поздовжнє ешелонування ПК, що летять по тих самих чи розбіжних лініях шляху, можна забезпечувати, застосувавши метод керування швидкістю, зокрема і через встановлення числа Маха. У відповідних випадках застосовувати метод числа Маха пропонується на підставі регіональної аеронавігаційної угоди.

Застосовуючи мінімум ешелонування, що ґрунтується на часі чи відстані, між ПК, що летять по одному треку, варто виявляти обережність, з тим, щоб мінімум ешелонування не порушувався у випадках, коли ПК, що летить за іншим ПК, зберігає вищу повітряну швидкість. Якщо ж передбачається, що ПК досягне мінімуму ешелонування, застосовують методи керування швидкістю для забезпечення збереження цього мінімуму ешелонування.

Для забезпечення поздовжнього ешелонування важливо, щоб ПК вилітали у встановлений час, прибували до визначеного географічного місця у встановлений час або виконували політ у режимі очікування над визначеним географічним місцем до настання встановленого часу.

Поздовжнє ешелонування надзвукових ПК на етапі дозвукового розгону чи надзвукового польоту зазвичай досягається за рахунок відповідного вибору часу початку дозвукового розгону, а не через уведення обмежень швидкості під час надзвукового польоту.

Для цілей застосування поздовжнього ешелонування терміни «одна й та сама лінія шляху», «лінії шляху, напрямлені у протилежних напрямках» і «лінії шляху, що перетинаються» мають такі значення:

Одна й та сама лінія шляху (рис. 7.5). Це лінії шляху одного напрямку і лінії шляху, або їхні ділянки, що перетинаються, кутова різниця яких становить менше 45° чи більше 315° і захищені зони яких перекриваються.

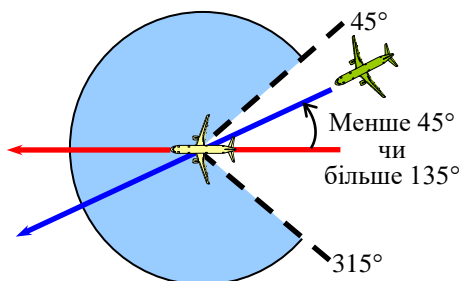


Рис. 7.5. Повітряні кораблі на одній лінії шляху

Лінії шляху, напрямлені у протилежних напрямках (рис. 7.6). Це лінії шляху протилежного напрямку чи лінії шляху, або їхні ділянки, що перетинаються, кутова різниця яких становить більше 135° , але менше 225° і захищені зони яких перекриваються.

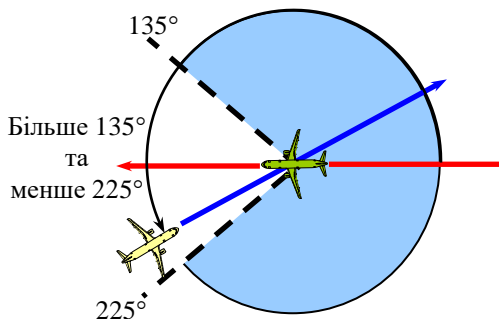


Рис. 7.6. Повітряні кораблі на лініях шляху протилежного напрямку

Лінії шляху, що перетинаються (рис. 7.7). Це лінії шляху чи їхні ділянки, що перетинаються, крім зазначених вище.

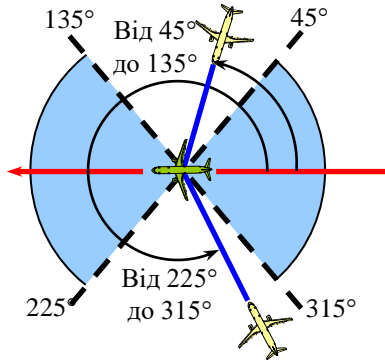


Рис. 7.7. Повітряні кораблі на лініях шляху, що перетинаються

Під час застосування ешелонування, що базується на часі використовується інформація про місцезнаходження ПК та розрахунки, отримані від мовних доповідей, CPDLC або ADS-C.

7.3.2. Мінімуми поздовжнього ешелонування, що ґрунтуються на часі

Повітряні кораблі, що витримують той самий рівень

Повітряні кораблі, що виконують політ по одній і тій самій лінії шляху:

1. П'ятнадцятихвилинний інтервал часу (рис. 7.8).

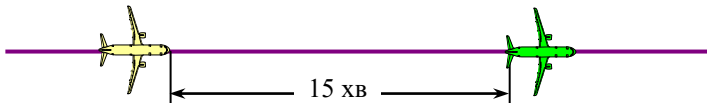


Рис. 7.8. П'ятнадцятихвилинний інтервал між ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху та рівні

2. Десятихвилинний інтервал часу, якщо навігаційні засоби дозволяють часто визначати місцеперебування ПК і швидкість (рис. 7.9).

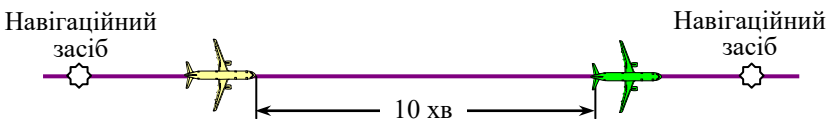


Рис. 7.9. Десятихвилинний інтервал між ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху та рівні

3. П'ятихвилинний інтервал у наведених нижче випадках за умови, що в кожному випадку ПК, що летить попереду, витримує істинну повітряну швидкість, яка перевищує на 37 км/год (20 вузлів) чи більшу швидкість наступного за ним ПК (рис. 7.10):

- між ПК, що вилетіли з того самого аеродрому;
- між ПК, які летять по маршруту та доповіли про проліт однієї й тієї ж конкретної точки;
- між ПК, що вилетів, і ПК, що летить по маршруту, після того, як ПК, що перебуває на маршруті, доповів про проліт контрольної точки, що розташована відносно пункту вильоту в такому місці, яке гарантує можливість установаження п'ятихвилинного інтервалу в момент виходу ПК, що вилітає, на цей маршрут.

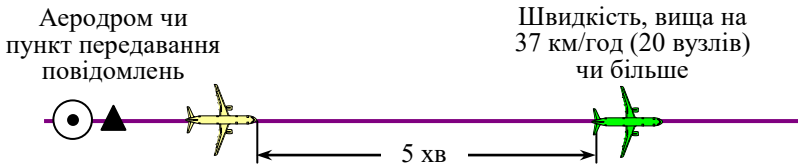


Рис. 7.10. П'ятихвилинний інтервал між ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху та рівні

4. Трихвилинний інтервал у випадках, зазначених у п. 3), за умови, що в кожному випадку ПК, що летить попереду, витримує істинну повітряну швидкість, яка перевищує на 74 км/год (40 вузлів) чи більшу швидкість наступного за ним ПК (рис. 7.11).

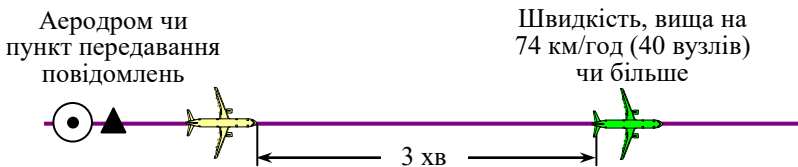


Рис. 7.11. Трихвилинний інтервал між ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху та рівні

Повітряні кораблі, що виконують політ по лініях шляху, які перетинаються:

1. П'ятнадцятихвилинний інтервал у точці перетинання ліній шляху (рис. 7.12).

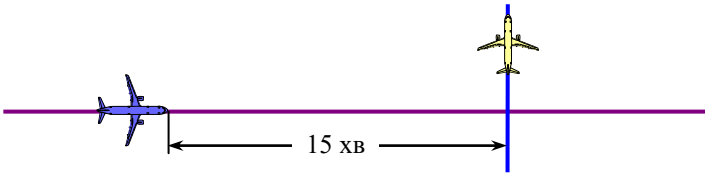


Рис. 7.12. П'ятнадцятихвилинний інтервал між ПК, що перебувають на лініях, які перетинаються, і на одному рівні

2. Десятихвилинний інтервал, якщо навігаційні засоби дозволяють часто визначати місцеперебування і швидкість (рис. 7.13).

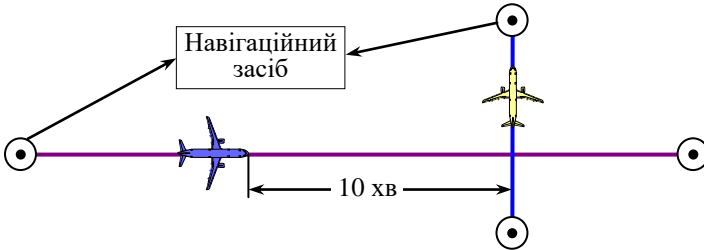


Рис. 7.13. Десятихвилинний інтервал між ПК, що перебувають на лініях, які перетинаються, і на одному рівні

Повітряні кораблі, що набирають висоту чи знижуються

Повітряні кораблі, що виконують політ по одній і тій самій лінії шляху.

Якщо ПК перетинає рівень польоту іншого ПК, що летить по тій самій лінії шляху, забезпечується зазначений нижче мінімум поздовжнього ешелонування:

1. П'ятнадцятихвилинний інтервал без забезпечення вертикального ешелонування (рис. 7.14).

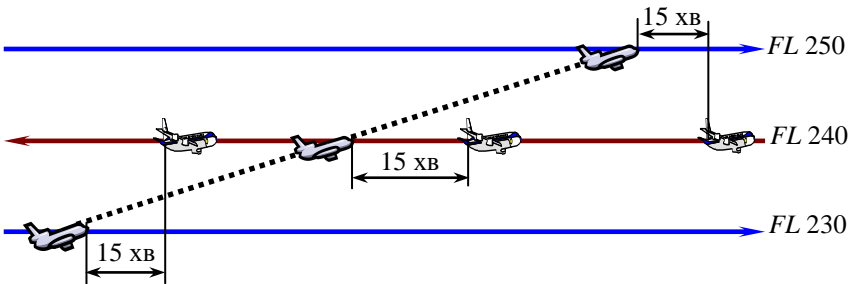


Рис. 7.14. П'ятнадцятихвилинний інтервал між ПК, що набирають висоту, та ПК, які перебувають на тій самій лінії шляху

2. Десятихвилинний інтервал без забезпечення вертикального ешелонування за умови, що таке ешелонування дозволяється тільки там, де навігаційні засоби дають змогу часто визначати місцеперебування і швидкість (рис. 7.15).

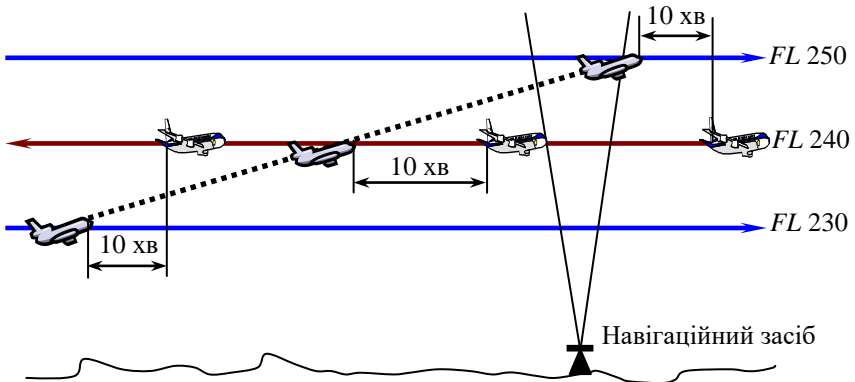


Рис. 7.15. Десятихвилинний інтервал між ПК, що набирають висоту, та ПК, які перебувають на тій самій лінії шляху

3. П'ятихвилинний інтервал без забезпечення вертикального ешелонування за умови, що зміна ешелону починається в межах десяти хвилин з часу подання другим ПК повідомлення про проліт конкретного пункту передавання повідомлень (рис. 7.16).

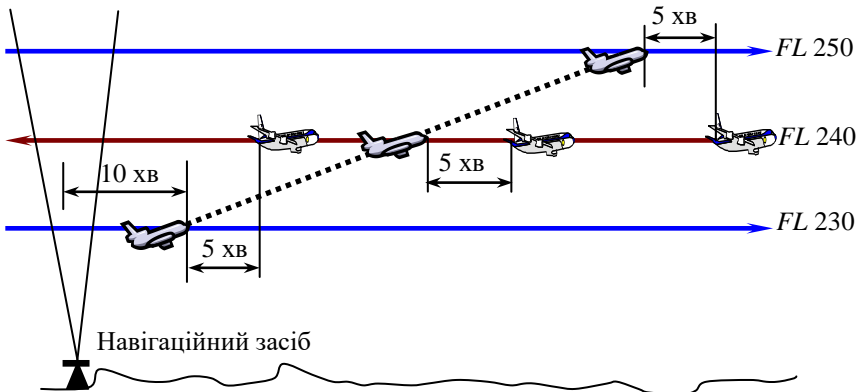


Рис. 7.16. П'ятихвилинний інтервал між ПК, що набирають висоту, та ПК, які перебувають на тій самій лінії шляху

Повітряні кораблі, що виконують політ по лініях шляху, що перетинаються:

1. П'ятнадцятихвилинний інтервал без забезпечення вертикального ешелонування (рис. 7.17).

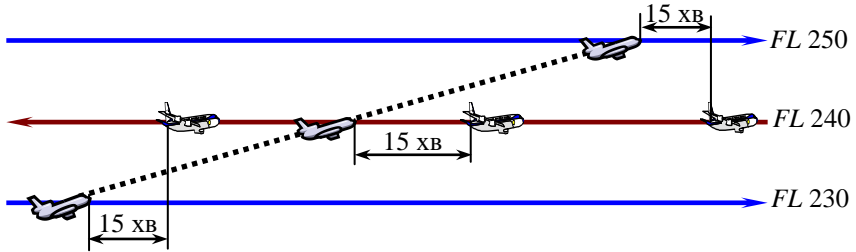


Рис. 7.17. П'ятнадцятихвилинний інтервал між ПК, що набирають висоту, та ПК, які перебувають на лініях шляху, що перетинаються

2. Десятихвилинний інтервал без забезпечення вертикального ешелонування, якщо навігаційні засоби дозволяють часто визначати місцеперебування і швидкість (рис. 7.18).

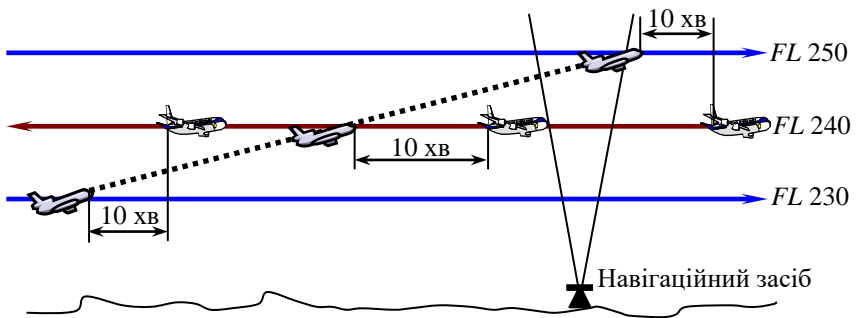


Рис. 7.18. Десятихвилинний інтервал між ПК, що набирають висоту, та ПК, які перебувають на лініях шляху, що перетинаються

Повітряні кораблі, які виконують політ по протилежно напрямлених лініях шляху. Там, де не забезпечується бічне ешелонування, застосовується вертикальне ешелонування протягом принаймні 10 хв до і після розрахункового часу, коли ПК повинні пройти один повз одного, чи розрахункового часу, коли вони пройшли один повз одного (рис. 7.19). Якщо встановлено, що ПК уже розійшлися один з одним, цей мінімум застосовувати не потрібно.

Розрахунковий час проходження одного
ПК повз другий ПК

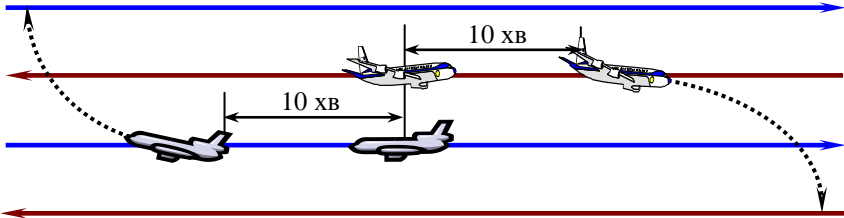


Рис. 7.19. Десятихвилинний інтервал між ПК, що набирають висоту, та ПК, які перебувають на початкових лініях шляху

На рівнях польоту *FL 250* або вище під час встановлення необхідного мінімуму повздовжнього ешелонування, що базується на часі, використовується число Маха.

7.3.3. Мінімуми повздовжнього ешелонування у разі використання далекомірного устаткування та/або глобальної навігаційної супутникової системи, що ґрунтуються на відстані

Ешелонування забезпечується витримуванням між місцеположеннями ПК, що повідомляються та визначаються за допомогою *DME* разом з використанням інших придатних навігаційних засобів та/або *GNSS*, відстані (відстаней), що мають бути не меншими за встановлені значення. Таке ешелонування застосовується між:

- двома ПК, що використовують *DME*;
- двома ПК, що використовують *GNSS*;
- одним ПК, що використовує *DME* та одним ПК, що використовує *GNSS*.

У разі використання такого ешелонування між диспетчером і пілотом підтримується прямий зв'язок.

Використовуючи ці мінімуми ешелонування між будь-якими повітряними кораблями, що мають можливість застосовувати зональну навігацію, диспетчери запитують відстані, які отримані за допомогою *GNSS*.

Повітряні кораблі, що перебувають на одному й тому самому крейсерському рівні

Повітряні кораблі, що виконують політ по одній і тій самій лінії шляху:

1) 37 км (20 м.м.) за умови, що:

а) кожний ПК використовує:

– станцію *DME*, розташовану на одній і тій самій лінії шляху, коли обидва ПК використовують цю станцію;

– станцію *DME*, розташовану на одній і тій самій лінії шляху та об'єднану точку лінії шляху, коли один ПК використовує *DME*, а інший – використовує *GNSS*;

– одну й ту саму точку лінії шляху, коли обидва ПК використовують *GNSS*;

б) ешелонування перевіряється шляхом одночасного одержання від ПК даних про показання *DME* та/або *GNSS* через короткі проміжки часу для гарантування дотримання мінімуму (рис. 7.20);

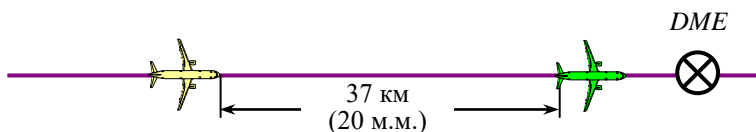


Рис. 7.20. Інтервал 37 км (20 м.м.) між ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху і на одному рівні, з використанням *DME* та/або *GNSS*

2) 19 км (10 м.м.) за умови, що:

а) ПК, що рухається попереду, витримує істинну повітряну швидкість, що на 37 км/год (20 вузлів) чи більше перевищує швидкість наступного за ним ПК;

б) кожний ПК використовує:

– станцію *DME*, розташовану на одній і тій самій лінії шляху, коли обидва ПК використовують цю станцію;

– станцію *DME*, розташовану на одній і тій самій лінії шляху та сполучену точку лінії шляху, коли один ПК використовує *DME*, а інший – використовує *GNSS*;

– одну й ту саму точку лінії шляху, коли обидва ПК використовують *GNSS*;

в) ешелонування перевіряється шляхом одночасного одержання від ПК даних про показання *DME* та/або *GNSS* через такі проміжки часу, які потрібні для гарантування встановлення і дотримання мінімуму (рис. 7.21).

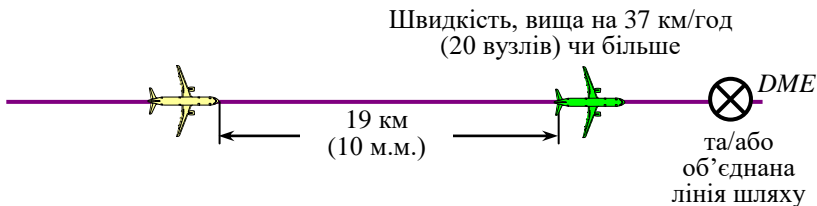


Рис 7.21. Інтервал 19 км (10 м.м.) між ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху і на одному рівні, з використанням *DME* та/або *GNSS*.

Повітряні кораблі, що виконують політ по лініях шляху, що перетинаються. Застосовують також поздовжнє ешелонування ПК (ПК перебувають на одному й тому самому крейсерському рівні) за умови, що кожний ПК повідомляє про відстань від нього до станції та/або об'єднаної точки лінії шляху, розташованої в точці перетинання ліній шляху, і що відносний кут між лініями шляху становить менше 90° (рис. 7.22 та 7.23).

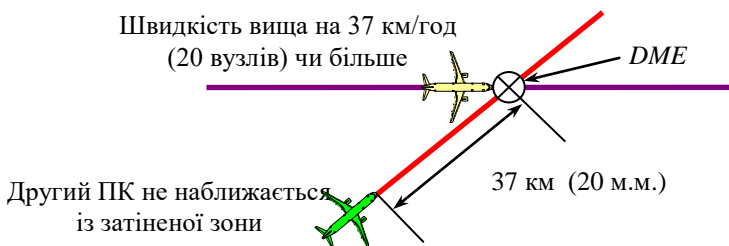


Рис. 7.22. Інтервал 37 км (20 м.м) між ПК, які перебувають на одному рівні та лініях шляху, що перетинаються з використанням *DME* або *GNSS*

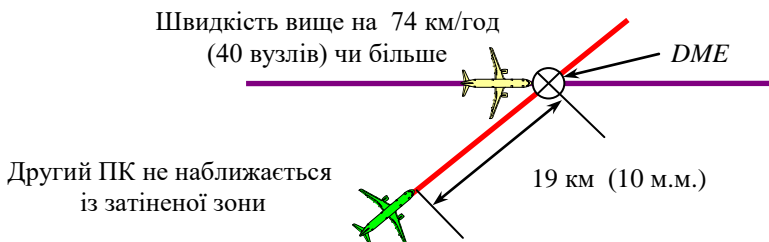


Рис. 7.23. Інтервал 19 км (10 м.м) між ПК, які перебувають на одному рівні та лініях шляху, що перетинаються з використанням *DME* або *GNSS*

Повітряні кораблі, що набирають висоту чи знижуються по одній і тій самій лінії шляху. Інтервал 19 км (10 м.м.) без забезпечення вертикального ешелонування застосовують за таких умов:

а) кожний ПК використовує:

– станцію *DME*, розташовану на одній і тій самій лінії шляху, коли обидва ПК використовують цю станцію;

– станцію *DME*, розташовану на одній і тій самій лінії шляху, та сполучену точку лінії шляху, коли один ПК використовує *DME*, а інший – використовує *GNSS*;

– одну й ту саму точку лінії шляху, коли обидва ПК використовують *GNSS*;

б) один ПК витримує визначений ешелон у період часу, коли не забезпечується вертикальне ешелонування;

в) ешелонування визначають шляхом одночасного одержання від ПК даних про показання *DME* та/або *GNSS* (рис. 7.24 та 7.25).

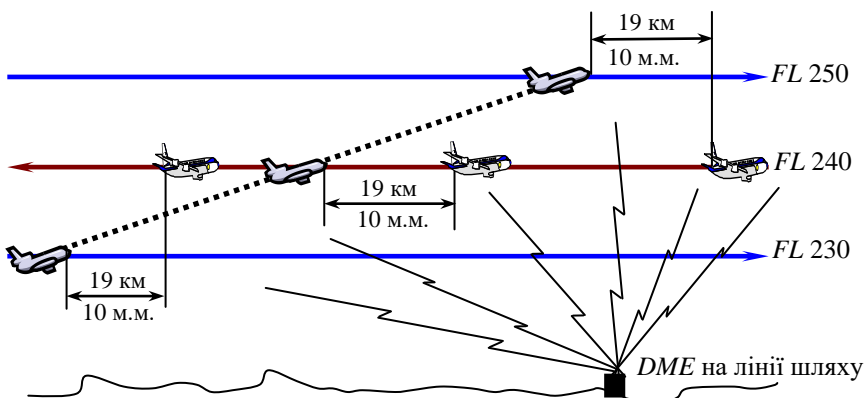


Рис. 7.24. Інтервал 19 км (10 м.м.) між ПК, які перебувають на одній і тій самій лінії шляху, та ПК, що набирають висоту, з використанням *DME* та/або *GNSS*

Повітряні кораблі, які виконують політ по протилежно напрямлених лініях шляху. Повітряним кораблям, що використовують станцію *DME*, розташовану на лінії шляху, можна дозволяти набір висоти чи зниження до ешелонів, зайнятих іншими ПК, що використовують станцію *DME*, розташовану на лінії шляху, чи нижче від цих рівнів за умови, коли точно встановлено, що ці ПК ро-

зійшлися один з одним і перебувають на відстані принаймні 10 м.м. один від одного чи на іншій відстані, запропонованій відповідним повно-важним органом ОПП.

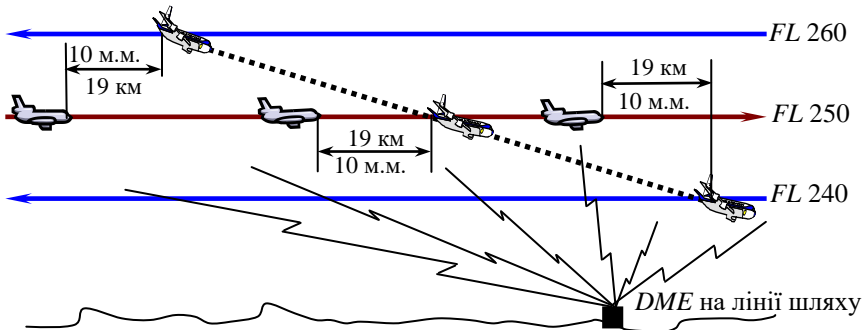


Рис. 7.25. Інтервал 19 км (10 м.м.) між ПК, що знижуються і які перебувають на одній і тій самій лінії шляху, з використанням DME та/або GNSS

7.3.4. Мінімуми поздовжнього ешелонування з використанням методу числа Маха, що ґрунтуються на часі

Турбореактивні ПК витримують число Маха, встановлене органом ОПП, і отримують дозвіл на будь-яку зміну цієї швидкості. Якщо потрібно терміново змінити число Маха (наприклад, у разі турбулентності), екіпаж якомога раніше повідомляє орган ОПП про те, що таку зміну виконано.

Якщо ЛТХ ПК не дозволяють витримувати останнє встановлене число Маха під час набору висоти або зниження на маршруті, пілоти відповідних ПК інформують про це орган КПП у момент запиту на набір висоти чи зниження.

У разі застосування методу числа Маха та за умови, що:

а) відповідні ПК передають повідомлення в тому самому пункті й прямують по одній і тій самій лінії шляху або по постійно розбіжних лініях шляху, якщо не забезпечується який-небудь інший тип ешелонування;

б) повітряні кораблі передають повідомлення в тому самому пункті і можна гарантувати за допомогою радіолокатора або інших способів, що відповідний інтервал часу буде забезпечуватися в загальному пункті, від якого вони або прямують по одній і тій же лі-

нії шляху, або постійно розбіжними лініями шляху. Мінімум поздовжнього ешелонування турбореактивних ПК, що перебувають на одній і тій самій лінії шляху, в горизонтальному польоті, під час набору висоти або зниження, становить:

– 10 хв або 9 – 5 хв включно за умови, що ПК, який прямує попереду, витримує швидкість із більшим числом Маха, ніж наступний за ним ПК:

– 9 хв, якщо ПК, що перебуває попереду, витримує швидкість, що більша на 0,02 від числа Маха, ніж наступний за ним ПК;

– 8 хв, якщо ПК, що перебуває попереду, витримує швидкість, що більша на 0,03 від числа Маха, ніж наступний за ним ПК;

– 7 хв, якщо ПК, що перебуває попереду, витримує швидкість, що більша на 0,04 від числа Маха, ніж наступний за ним ПК;

– 6 хв, якщо ПК, що перебуває попереду, витримує швидкість, що більша на 0,05 від числа Маха, ніж наступний за ним ПК;

– 5 хв, якщо ПК, що перебуває попереду, витримує швидкість, що більша на 0,06 від числа Маха, ніж наступний за ним ПК;

Якщо застосовують десятихвилинний мінімум поздовжнього ешелонування з використанням методу числа Маха, то ПК, що рухається попереду, витримує швидкість із числом Маха, що дорівнює або перевищує число Маха, який витримує наступний за ним ПК.

7.3.5. Ешелонування повітряних кораблів, що виконують політ у режимі очікування

Повітряні кораблі, що перебувають у суміжних зонах очікування, за винятком випадків, коли зони очікування відділені одна від одної в горизонтальній площині на відстань, обумовлену відповідним повноважним органом ОПр, ешелонуються з урахуванням застосовуваного мінімуму вертикального ешелонування.

Якщо не забезпечується бічне ешелонування, застосовують вертикальне ешелонування ПК, що виконують політ у режимі очікування, та ПК, що прибувають, вилітають або перебувають на маршруті, поки останні перебувають у межах п'ятихвилинного польоту від зони очікування або в межах відстані, запропонованій відповідним повноважним органом (рис. 7.26).

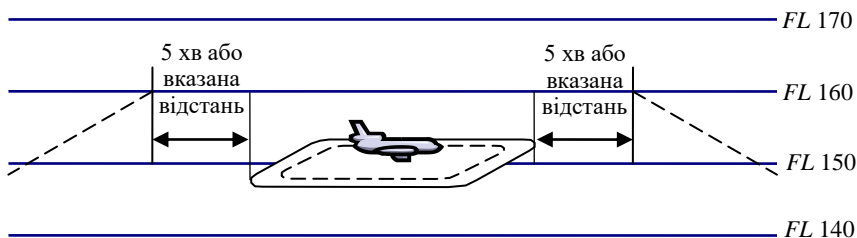


Рис. 7.26. Ешелонування ПК, що виконують політ у режимі очікування, і ПК, що перебувають на маршруті

7.3.6. Мінімальне ешелонування повітряних кораблів, що вилітають

Якщо ПК повинні летіти безпосередньо після зльоту по лініях шляху, що розходяться під кутом, не меншим за 45° (для забезпечення бічного ешелонування), дотримується одноквилинний інтервал (рис. 7.27), цей мінімум може бути зменшений, коли ПК використовуватимуть паралельні ЗПС або ЗПС, які не перетинаються, за умови затвердження інструкцій щодо такого порядку відповідним повноважним органом ОНР, та забезпечення бічного ешелонування безпосереднього після зльоту.

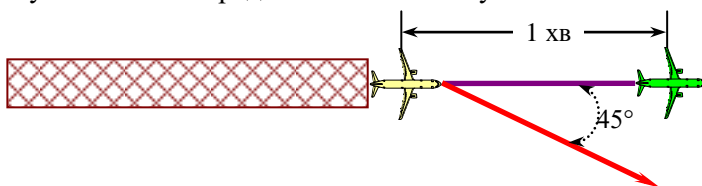


Рис. 7.27. Одноквилинний інтервал між ПК, що вилітають, по лініях шляху, які розходяться під кутом, не меншим за 45°

Коли швидкість ПК, що летить попереду, на 74 км/год (40 вузлів) або більше перевищує швидкість наступного за ним ПК і обидва ПК будуть прямувати однією лінією шляху, між зльотами цих ПК дотримується двохвилинний інтервал (рис. 7.28).

Якщо ПК, що вилітає, перетне рівень ПК, який вилетів перед ним, і обидва ці ПК мають намір прямувати по одній лінії шляху, то без забезпечення вертикального ешелонування має дотримуватися інтервал 5 хв (рис. 7.29). Варто вживати заходів для того, щоб забезпечити дотримання або збільшення п'ятихвилинного інтервалу без вертикального ешелонування.

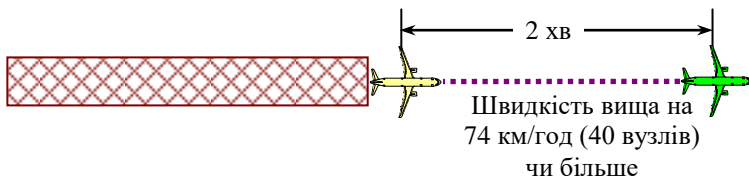


Рис. 7.28. Двохвилинний інтервал між ПК, що прямують по одній лінії шляху

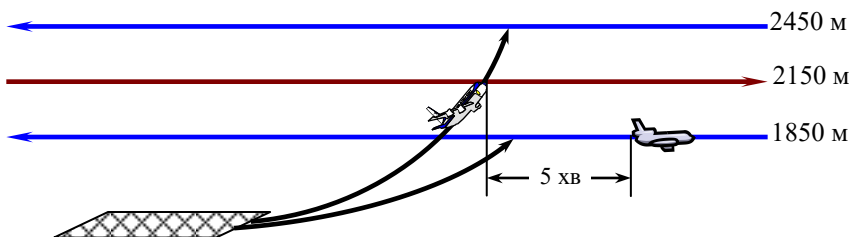


Рис. 7.29. П'ятихвилинний інтервал між ПК, що вилітають і прямують по одній лінії шляху

7.3.7. Ешелонування повітряних кораблів, що вилітають та прибувають

Якщо відповідним повноважним органом ОНР не пропонується інше у тих випадках, коли дозвіл на зліт надається по місцезнаходженню ПК, що прибуває, застосовують таке ешелонування.

Якщо ПК, що прибуває, виконує захід на посадку повністю за приладами, а ПК, що вилітає, може виконувати зліт:

- у будь-якому напрямку до моменту початку виконання ПК, що прибуває, свого стандартного розвороту або розвороту на посадковий курс із виходом на кінцеву ділянку заходу на посадку;

- у напрямку, що принаймні на 45° відрізняється від напрямку, зворотного напрямку заходу на посадку, після того як ПК, що прибуває, почав виконувати стандартний розворот або розворот на посадковий курс із виходом на кінцеву ділянку заходу на посадку, за умови, що зліт буде виконано принаймні за 3 хв до розрахункового часу виходу ПК, що прибуває, на початок обладнаної ЗПС (рис. 7.30).

Якщо ПК, що прибуває, виконує захід на посадку із прямої, то ПК, що вилітає, може виконувати зліт:

– у будь-якому напрямку не пізніше, ніж за 5 хв до розрахункового часу виходу ПК, що прибуває, на початок обладнаної ЗПС;
– у напрямку, що принаймні на 45° відрізняється від напрямку, зворотного напрямку заходу на посадку ПК, що прибуває:

1) не пізніше, ніж за 3 хв до розрахункового часу виходу ПК, що прибуває, на початок обладнаної ЗПС (рис. 7.30);

2) до прольоту ПК, що прибуває, установлені контрольної точки на лінії шляху заходу на посадку. Місце такої контрольної точки визначається відповідним повноважним органом ОНР після проведення консультацій з експлуатантами.

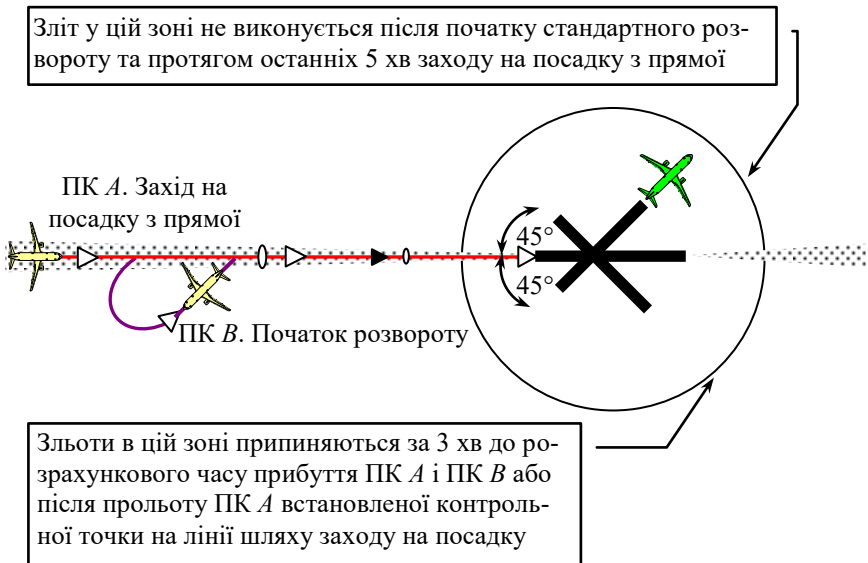


Рис. 7.30. Ешелонування ПК що влітають та прибувають

7.3.8. Мінімуми нерадіолокаційного поздовжнього ешелонування у разі турбулентності в сліді

Застосування. Від відповідного органу КНР не вимагається застосування ешелонування у разі турбулентності в сліді:

а) щодо ПК, які прибувають та виконують посадку за ПВП на одну ЗПС після важких та середніх ПК, які прямують попереду;

б) між ПК, що прибувають за ППП та виконують візуальний захід на посадку, коли ПК повідомив про наявність у зоні видимос-

ті попереднього ПК та одержав вказівку продовжувати захід на посадку і витримувати самостійно ешелонування відносно цього ПК.

Орган КПР щодо ПК, зазначених у п.п. а) і б), а також у будь-яких інших необхідних випадках видає попередження про можливу турбулентність у сліді. Командир відповідного ПК відповідає за забезпечення прийняттого інтервалу ешелонування відносно попереднього ПК, що належить до категорії більш важкого ПК з урахуванням турбулентності в сліді. Якщо вважається потрібним збільшити інтервал ешелонування, екіпаж відповідно інформує про це орган КПР, а також про свої вимоги.

Повітряні кораблі, що прибувають. За винятком випадків, обговорених у п.п. а) і б), застосовують такі мінімуми нерадіолокаційного ешелонування до ПК, що виконують посадку після *важких* або *середніх* ПК, зокрема:

- а) *середні* ПК, що прямують після *важких* ПК – 2 хв;
- б) *легкі* ПК, що прямують після *важких* або *середніх* ПК – 3 хв;
- в) в інших випадках – 1 хв.

Повітряні кораблі, що вилітають. Між *легким* або *середнім* ПК, що злітає слідом за *важким* ПК, або *легким* ПК, що злітає слідом за *середнім* ПК, застосовують мінімум ешелонування 2 хв у тих випадках, коли ПК використовують:

- а) одну ЗПС (рис. 7.31);
- б) паралельні ЗПС, що розташовані на відстані меншій за 760 м (2500 футів) (рис. 7.31);

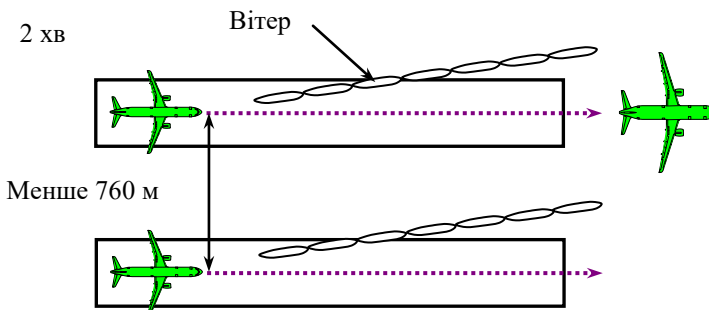


Рис. 7.31. Двохвилинний інтервал для ПК, що прямують по одній лінії шляху

- в) ЗПС, що перетинаються, якщо розрахункова траєкторія

польоту другого ПК буде перетинати розрахункову траєкторію польоту першого ПК на тій же абсолютній висоті або меншій ніж на 300 м (1000 футів) нижче (рис. 7.32);

г) паралельні ЗПС, розділені відстанню 760 м (2500 футів) або більше, якщо розрахункова траєкторія польоту другого ПК буде перетинати розрахункову траєкторію польоту першого ПК на тій же абсолютній висоті або меншій ніж на 300 м (1000 футів) нижче (рис. 7.32).

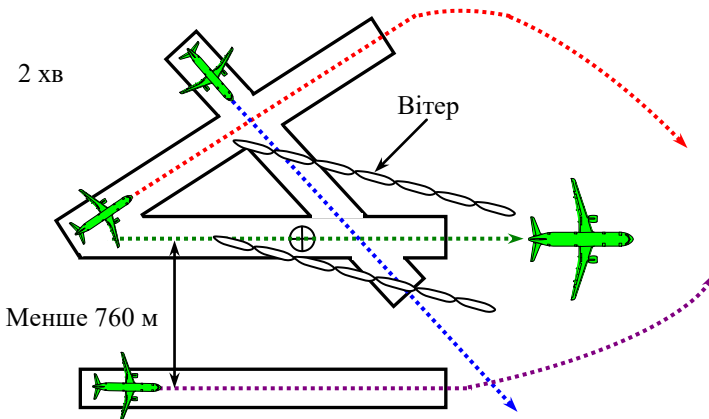


Рис. 7.32. Двохвилинний інтервал, обумовлений турбулентністю в сліді, для ПК, які прямують по лініях шляху, що перетинаються

Мінімум ешелонування 3 хв застосовують стосовно *легких* або *середніх* ПК, що злітають слідом за *важким* ПК, або *легких* ПК, що злітають слідом за *середнім* ПК, якщо зліт виконується:

а) із середньої частини однієї ЗПС або

б) середньої частини паралельних ЗПС, розташованих на відстані меншій шіж 760 м (2500 футів) одна від одної (рис. 7.33).

Зміщений поріг ЗПС. Між *легким* або *середнім* ПК і *важким* ПК, а також між *легким* ПК і *середнім* ПК застосовують мінімум ешелонування 2 хв у разі використання ЗПС зі зміщеним порогом у тих випадках, коли:

а) виліт *легкого* або *середнього* ПК виконується після прибуття важкого ПК, а виліт *легкого* ПК виконується після прибуття *середнього* ПК;

б) прибуття *легкого* або *середнього* ПК виконується після ви-

льоту *важкого* ПК та прибуття *легкого* ПК виконується після вильоту *середнього* ПК, якщо очікується, що їхні розрахункові траєкторії польоту перетнуться.

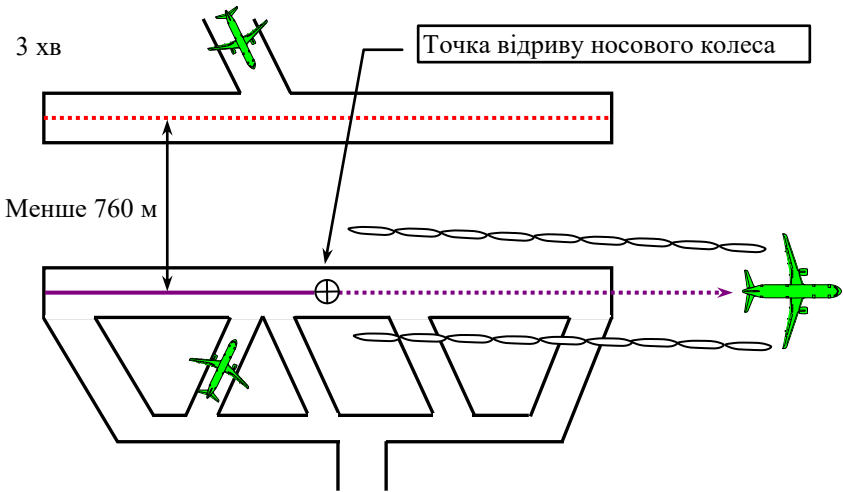


Рис. 7.33. Трихвилинний інтервал, обумовлений турбулентністю в сліді, для ПК, що прямують по одній лінії шляху

Протилежні напрямки. Мінімум ешелонування 2 хв застосовують між *легким* або *середнім* ПК і *важким* ПК, а також між *легким* ПК і *середнім* ПК, коли важчий ПК виконує захід на посадку на малій висоті або виконує повторний захід на посадку, а менш важкий ПК:

а) використовує для зльоту ЗПС у протилежному напрямку (рис. 7.34);

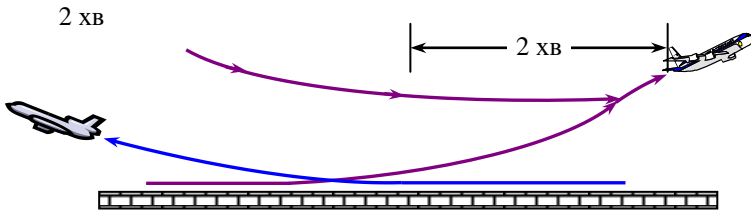


Рис. 7.34. Двохвилинний інтервал, обумовлений турбулентністю в сліді, для ПК, що злітають у протилежному напрямку

б) виконує посадку із протилежного напрямку на ту саму ЗПС

або із протилежного напрямку на паралельну ЗПС, розташовану на відстані, меншій за 760 м (2500 футів) (рис. 7.35).

2 хв

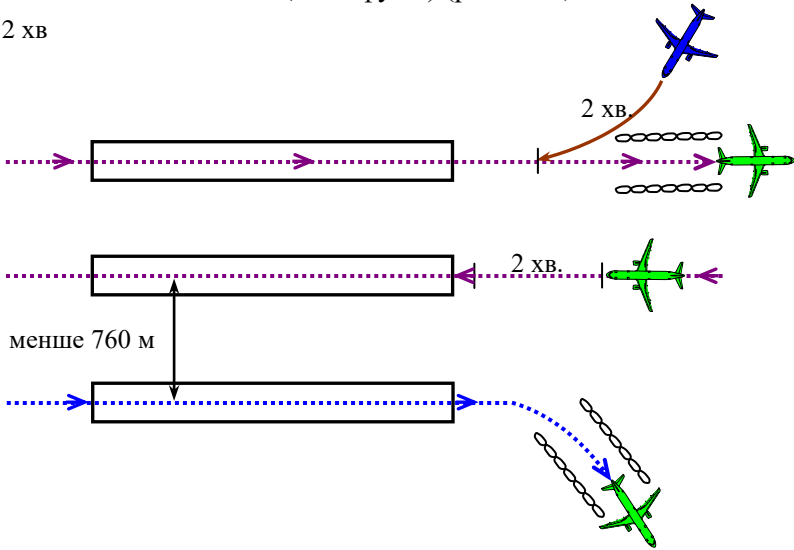


Рис. 7.35. Двохвилинний інтервал, обумовлений турбулентністю в сліді, у разі посадки із протилежного напрямку

7.3.9. Дозвіл на політ з витримуванням самостійно забезпечуваного ешелонування у візуальних метеорологічних умовах

На відповідний запит ПК, що виконує контрольований політ у візуальних метеорологічних умовах (*VMC – Visual Meteorological Conditions*) у денний час, і за згодою пілота іншого ПК та дозволу відповідного повноважного органу КІР може бути наданий дозвіл як ПК, що вилітає, так і ПК, що прилітає, на політ у повітряному просторі класів *D* і *E* за умови, що вони будуть самостійно забезпечувати ешелонування відносно іншого ПК і залишатися у *VMC*. Коли ПК, що виконує контрольований політ, видається цей дозвіл, застосовують такі положення:

а) дозвіл видається для вказаної частини польоту на висоті 3050 м (10000 футів) або нижче, під час набору висоти або зниження та з урахуванням додаткових обмежень, якщо такі пропонуються на підставі регіональних аеронавігаційних угод;

б) якщо існує ймовірність того, що політ у *VMC* може

виявитися нездійсненним, політ за ППП забезпечується відповідно до альтернативних вказівок, які треба виконувати у випадку, коли неможливо виконати політ у *VMS* протягом періоду дії дозволу;

в) пілот ПК, що виконує політ за ППП, після виявлення того, що умови погіршуються та, вважаючи, що політ у *VMS* неможливий, до переходу до польоту в приладових метеорологічних умовах інформує орган КПП і продовжує політ відповідно до наданих йому альтернативних вказівок.

Орган ОНР не забезпечує вертикальне або горизонтальне ешелонування відносно до визначеної частини польоту, в межах якої ПК надано дозвіл виконувати політ з витриманням самостійного ешелонування та залишатися у візуальних метеорологічних умовах. Екіпаж ПК, який отримав дозвіл на виконання такого польоту, забезпечує належне дотримання відстані щодо інших ПК для уникнення небезпеки зіткнення.

Політ за ПВП повинен виконуватися у візуальних метеорологічних умовах протягом всього польоту. Надання дозволу екіпажу на виконання польоту згідно з ПВП за умови, що ПК самостійно витримуватиме ешелонування та залишатиметься у візуальних метеорологічних умовах, передбачає, що протягом дії дозволу орган ОНР не буде забезпечувати ешелонування даного ПК з іншими ПК.

Пілоти забезпечують належне дотримання безпеки за наявності будь-яких дозволів, наданих органом ОНР, за винятком випадків, коли ПК, який виконує політ за ППП, забезпечується наведенням з використанням систем спостереження ОНР або йому було надано дозвіл прямувати за спрямленим маршрутом, який передбачає вихід з маршруту ОНР.

7.3.10. Зменшення мінімумів ешелонування

За рішенням відповідного повноважного органу ОНР за умови, що результати відповідного оцінювання безпеки польотів підтвердили можливість її підтримування на прийнятному рівні, і після попередніх консультацій з користувачами мінімуми ешелонування, викладені в підрозд. 7.2 і 7.3, можна зменшувати у відповідних випадках, якщо:

а) спеціальні електронні або інші засоби дозволяють командирові ПК точно визначати місцеперебування ПК та коли наявні належні засоби зв'язку для негайного передавання даних про це місцеперебування відповідному диспетчерському органу;

б) поряд з наявністю засобів швидкого й надійного зв'язку в розпорядженні відповідного диспетчерського органу є отримана за допомогою радіолокатора інформація про місцеперебування ПК;

в) спеціальні електронні або інші засоби дозволяють диспетчерові швидко й точно прогнозувати траєкторії польоту ПК і є належні засоби, що дозволяють часто порівнювати фактичне місцеперебування ПК із прогнозованим місцеперебуванням;

г) ПК із устаткуванням *RNAV* виконують польоти в межах зони дії електронних засобів, які забезпечують потрібне відновлення даних для підтримання точності навігації.

Відповідно до регіональних аеронавігаційних угод, коли:

– спеціальні електронні засоби, засоби зональної навігації або інші засоби дозволяють ПК строго дотримуватися своїх поточних планів польоту;

– ситуація повітряного руху така, що не обов'язково повною мірою дотримувати зазначені в п. 7.3.10 а) умови, що стосуються зв'язку між пілотами й відповідним органом (або органами) КПП.

7.3.11. Зменшення мінімумів ешелонування в районі аеродромів

Крім випадків, пов'язаних з обставинами, згаданими в підрозд. 7.2 та 7.3, мінімуми ешелонування можуть бути зменшені в районі аеродромів у тих випадках, якщо:

а) аеродромний диспетчер КПП може забезпечувати належне ешелонування, коли кожний ПК постійно перебуває в полі зору цього диспетчера;

б) кожний ПК постійно перебуває в полі зору екіпажів інших відповідних ПК і ці пілоти повідомляють, що вони можуть забезпечувати ешелонування самостійно;

в) один ПК прямує за іншим, і екіпаж другого ПК повідомляє, що він бачить ПК, який летить попереду, і може забезпечувати ешелонування.

Мінімальне вертикальне ешелонування 300 м (1000 футів) або, залежно від можливостей радіолокаційної системи та індикатора, мінімальне радіолокаційне ешелонування 5,6 км (3,0 м.м.) забезпечуються доти, доки ПК не стабілізуються:

а) на лінії курсу наближення курсового радіомаяка іструментальної системи посадки (*ILS – Instrument Landing System*) і/або лінії шляху наближення кінцевого етапу заходу на посадку за мік-

рохвильової системи посадки (*MLS – Microwave Landing System*);

б) у межах проміжної зони зони нормальних польотів (*NTZ – No Transgression Zone*).

Залежно від можливостей радіолокаційної системи та індикатора між ПК, що перебувають на одній лінії курсу курсового радіомаяка *ILS* або лінії шляху кінцевого етапу заходу на посадку за *MLS*, забезпечується мінімум радіолокаційного ешелонування 5,6 км (3,0 м.м.), за винятком випадків, коли потрібно збільшити поздовжнє ешелонування через турбулентність у сліді.

7.3.12. Ешелонування повітряних кораблів, що вилітають, та повітряних кораблів, що прилітають

За винятком випадків, передбачених у п.п. 7.3.11. і 7.3.8, ПК, що вилітає, як правило, не дозволяється приступати до виконання зльоту доти, доки попередній ПК, що вилітає, не перетне кінець використовуваної ЗПС або не розпочне виконувати розворот, або доки всі попередні ПК, що виконують посадку, не звільнять використовувану ЗПС (рис. 7.36).

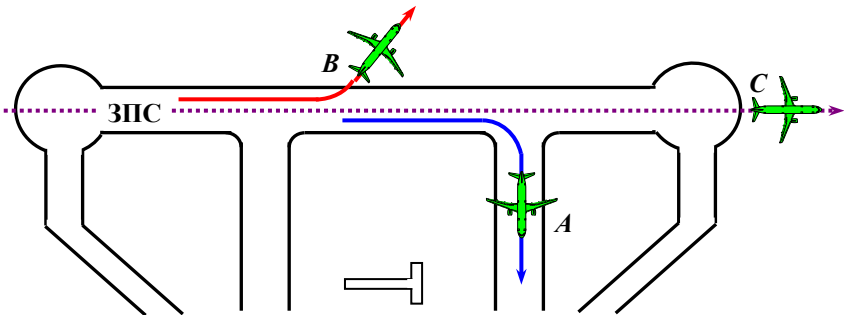


Рис. 7.36. Ешелонування ПК, що вилітають і прилітають

7.3.13. Скорочення мінімумів ешелонування

За умови, що за відповідним оцінюванням безпеки польотів дотримується прийнятний рівень безпеки польотів, відповідний повноважний орган ОПР після консультації з експлуатантами може пропонувати зменшені мінімуми порівняно з тими, які зазначено в п. 7.3.12, беручи до уваги:

- довжину ЗПС;
- планування аеродрому;
- типи ПК.

Такі зменшені мінімуми не застосовують:

- 1) між ПК, що вилітає, і попереднім ПК, що виконує посадку;
- 2) між заходом і сходом сонця, або в будь-який інший період між заходом і сходом сонця, що може бути встановлено;
- 3) якщо залишки опадів на ЗПС (наприклад, мокротеча, вода і т.ін.) можуть несприятливо вплинути на ефективність гальмування;
- 4) за метеорологічних умов, що не дозволяють пілотові заздалегідь оцінити умови руху по ЗПС.

Місця, у яких принаймні повинен перебувати ПК (рис. 7.36), що виконав посадку (*A*), або ПК, що вилітає (*B* та *C*) перш, ніж ПК, що прибуває, може бути виданий дозвіл на перетинання порога використуваної ЗПС, а ПК, що вилітає, може бути виданий дозвіл на зліт, якщо інше не пропонується відповідним повноважним органом ОНР відповідно до п.п. 7.3.12.

7.4. Мінімуми радіолокаційного ешелонування

Чинники, які диспетчер радіолокаційного контролю повинен ураховувати для визначення мінімуму ешелонування, що буде застосований в конкретних умовах, такі:

- відносні курси або швидкості ПК;
- технічні обмеження радіолокаторів;
- робоче навантаження на диспетчера;
- будь-які проблеми з каналами зв'язку.

7.4.1. Якщо відповідно до п.п. 7.4.2 або 7.4.3, не передбачається інший, мінімум горизонтального радіолокаційного ешелонування становить 9,3 км (5,0 м.м.).

7.4.2. За рішенням відповідного повноважного органу ОНР зазначений у п. 7.4.1 мінімум радіолокаційного ешелонування може бути зменшений, але не нижче, ніж до таких меж:

а) 5,6 км (3,0 м.м.), якщо в цьому місці можливості радіолокаційного обладнання дозволяють це зробити;

б) 4,6 км (2,5 м.м.) між ПК, що перебувають на одній лінії шляху кінцевого етапу заходу на посадку в межах 18,5 км (10 м.м.) від кінця ЗПС. Скорочений мінімум ешелонування 4,6 км (2,5 м.м.) можна застосовувати, якщо:

- за допомогою, наприклад, збору даних, проведення статистичного аналізу й застосування методів, що ґрунтуються на теоре-

тичній моделі, встановлено, що середній час, який займають ЗПС ПК, що виконують посадку, не перевищує 50 с;

- за наявною інформацією на час, протягом якого зайнята ЗПС, показник ефективності гальмування задовільний, забруднення поверхні ЗПС (сніг, лід та ін.) не впливає негативно на ефективність гальмування;

- радіолокаційна система, що має відповідну роздільну здатність за азимутом та дальністю, а також швидкість відновлення інформації 5 с або менше, використовується разом з відповідними радіолокаційними індикаторами;

- диспетчер аеродромно-диспетчерської вишки (АДВ) має змогу візуально або за допомогою радіолокатора огляду льотного поля чи системи керування наземним рухом і контролю за ним стежити за використанням ЗПС і відповідними вхідними та вихідними руліжними доріжками;

- не застосовуються пов'язані з турбулентністю в сліді мінімуми радіолокаційного ешелонування, які зазначені в п. 7.4.1 або які можуть бути запропоновані відповідним повноважним органом ОПР (наприклад, для конкретних типів ПК);

- диспетчер уважно стежить за швидкостями заходу на посадку ПК і, в разі потреби, коригує їх для забезпечення того, щоб інтервал ешелонування був не меншим від встановленого мінімуму;

- експлуатанти й пілоти ПК повністю інформовані про потребу швидко звільняти ЗПС у тих випадках, коли на кінцевому етапі заходу на посадку застосовують скорочений мінімум ешелонування;

- правила застосування скороченого мінімуму ешелонування публікуються в *AIP*.

7.4.3. Мінімум або мінімуми радіолокаційного ешелонування, які підлягають використанню, вказуються відповідним уповноваженим органам ОПР з урахуванням можливостей конкретної радіолокаційної системи точно визначати місцеперебування ПК, а також факторів, які можуть негативно впливати на точність радіолокаційної інформації (наприклад, відстань ПК від радіолокатора).

7.4.4. На етапах заходу на посадку та вильоту ПК використовуються такі мінімуми радіолокаційного ешелонування, які пов'язані з турбулентністю в сліді (табл. 7.1).

Таблиця 7.1

**Мінімуми радіолокаційного ешелонування
пов'язані з турбулентністю в сліді**

Категорія ПК		Мінімум ешелонування, км (м.м.)
ПК, що прямує попереду	ПК, що прямує позаду	
Важкий	Важкий	7,4 (4,0)
	Середній	9,3 (5,0)
	Легкий	11,1 (6,0)
Середній	Легкий	9,3 (5,0)

Примітка: Мінімуми, вказані в п. 7.4.4, застосовують у випадках, коли:

- ПК виконує політ безпосередньо за іншим ПК на тій самій висоті або на 300 м (1000 футів) нижче;
- обидва ПК використовують одну ЗПС або паралельні ЗПС, розміщені на відстані, меншій за 760 м одна від одної;
- ПК перетинає слід іншого ПК на тій самій висоті або на 300 м (1000 футів) нижче.

7.4.5. За будь-яких обставин не дозволяється доторкання або накладання радіолокаційних відображень місцеположення ПК, за винятком випадків, коли між цими ПК забезпечується вертикальне ешелонування.

7.4.6. Радіолокаційне ешелонування не забезпечується між ПК, що виконують політ у зоні очікування над одним і тим же пунктом очікування.



Запитання для самоперевірки (тест 5)

1. Яким чином призначаються крейсерські рівні польотів для ПК, що виконують контрольовані польоти?
2. В яких випадках диспетчер може застосовувати бічне ешелонування під час процедурного контролю за рухом ПК?
3. Вкажіть мінімуми бічного ешелонування, у разі процедурного контролю, під час використання одного й того самого навігаційного засобу.
4. Вкажіть мінімуми бічного ешелонування, у разі процедурного контролю, під час польотів з використанням *RNAV*.
5. В яких випадках диспетчер може застосовувати поздовжнє ешелонування під час процедурного контролю за рухом ПК?
6. Вкажіть мінімуми поздовжнього ешелонування, у разі процедурного контролю, між ПК, що витримують той самий рівень.
7. Вкажіть мінімуми поздовжнього ешелонування, у разі процедурного контролю, між ПК, набирають висоту чи знижуються.
8. Вкажіть мінімуми поздовжнього ешелонування з використанням методу числа Маха, що ґрунтуються на часі.
9. Опишіть ешелонування ПК, що виконують політ у зоні очікування.
10. В яких випадках можуть зменшуватися мінімуми ешелонування?

Тест 5

1. Від органу КПП не вимагається застосування ешелонування у разі турбулентності в сліді стосовно ПК, що прибувають, якщо:
 - а) ПК виконують посадку за ПВП на різні ЗПС;
 - б) у візуальних метеорологічних умовах;
 - в) усі ПК виконують польоти за ПВП;
 - г) ПК виконують посадку за ПВП на одну ЗПС.
2. Мінімум вертикального ешелонування нижчий від ешелону польоту 290 становить:
 - а) 300 футів (100 м);
 - б) 300 м (1000 футів);
 - в) 600 м;
 - г) 2000 футів.
3. Мінімуми ешелонування можуть бути зменшені за рішенням:
 - а) органу ОПР та згодою командира ПК;
 - б) командира ПК;
 - в) відповідного повноважного органу ОПР;
 - г) забороняється зменшення мінімумів.

4. Доторкання або накладання радіолокаційних відображень місцеположення ПК:

- а) дозволяється за будь-яких обставин;
- б) не дозволяється, коли між ПК забезпечується вертикальне ешелонування;
- в) не дозволяється за будь-яких обставин;
- г) дозволяється, коли між ПК забезпечується вертикальне ешелонування.

5. Мінімум горизонтального ешелонування за РЛК становить:

- а) 9,3 км (5,0 м.м.);
- б) 7,4 км (4,0 м.м.);
- в) 11,1 км (6,0 м.м.);
- г) 13 км (7,0 м.м.)

6. У разі польотів ПК на одному ешелоні по одній і тій же лінії шляху мінімуми поздовжнього ешелонування, що ґрунтуються на часі, становлять:

- а) 5 хв;
- б) 10 хв;
- в) 15 хв;
- г) 20 хв.

7. Лінія шляху з магнітним шляховим кутом 150° відносно лінії шляху з магнітним шляховим кутом 055° вважається:

- а) протилежного напрямку;
- б) що перетинається;
- в) одного напрямку;
- г) однією й тією самою.

8. У разі використання *VOR* мінімум бічного ешелонування забезпечується, якщо ПК перебувають на радіалах, що розходяться під кутом, не меншим за:

- а) 25° , і хоча б один ПК на відстані 28 км від *VOR*;
- б) 15° , і хоча б один ПК на відстані 38 км від *VOR*;
- в) 30° , і хоча б один ПК на відстані 28 км від *VOR*;
- г) 15° , і хоча б один ПК на відстані 28 км від *VOR*.

9. На етапі заходу на посадку важкого ПК після важкого ПК використовують мінімум радіолокаційного ешелонування:

- а) 9,3 км (5,0 м.м.);
- б) 5,6 км (3,0 м.м.);
- в) 11,1 км (6,0 м.м.);
- г) 7,4 км (4,0 м.м.).

10. Лінії шляху вважаються протилежного напрямку, якщо кутова різниця між ними становить:

- а) менше 45° чи більше 315° ;
- б) менше 135° чи більше 225° ;
- в) більше 135° , але менше 225° ;
- г) більше 45° чи менше 315° .

11. Радіолокаційне ешелонування не забезпечується між ПК, що:

- а) виконують політ у зоні очікування над різними пунктами;
- б) виконують політ у зоні очікування над одним і тим самим пунктом;
- в) вилітають та виконують посадку на одну ЗПС;
- г) вилітають та виконують посадку на різні ЗПС.

12. Мінімум нерадіолокаційного поздовжнього ешелонування для посадки на одну ЗПС середнього ПК після важкого ПК становить:

- а) 2 хв;
- б) 1 хв;
- в) 45 с;
- г) 30 с.

13. Правила застосування скорочених мінімумів радіолокаційного ешелонування:

- а) публікуються в аеронавігаційних картах;
- б) публікуються в *NOTAM* та повідомляються екіпажам ПК;
- в) повідомляються екіпажам ПК під час входження до РПП;
- г) публікуються в *AIP*.

14. Між ПК, що виконують політ по одній і тій самій лінії шляху на одному ешелоні, мінімум поздовжнього ешелонування у разі використання *DME*, що ґрунтується на відстані, становить:

- а) 19 км (10 м.м.);
- б) 37 км (20 м.м.);
- в) 9,5 км (5 м.м.);
- г) 28,5 км (15 м.м.).

15. Кут розходження радіанів для визначення мінімуму бічного ешелонування буде менший в умовах використання:

- а) *DME*;
- б) *VOR*;
- в) *NDB*;
- г) методу зчислення.

16. Між ПК, що виконують політ по лініях шляху, що перетинаються мінімуми поздовжнього ешелонування, що ґрунтується на часі становить:

- а) 20 хв у точці перетинання ліній шляху;
- б) 15 хв у точці перетинання ліній шляху;

- в) 10 хв у точці перетинання ліній шляху;
- г) 5 хв у точці перетинання ліній шляху.

17. У разі використання *NDB* мінімум бічного ешелонування забезпечується, якщо ПК перебувають на радіалах, що розходяться під кутом, не меншим за:

- а) 30° , і хоча б один ПК на відстані 28 км від *NDB*;
- б) 15° , і хоча б один ПК на відстані 38 км від *NDB*;
- в) 25° , і хоча б один ПК на відстані 28 км від *NDB*;
- г) 15° , і хоча б один ПК на відстані 28 км від *NDB*.

18. Лінії шляху вважають одного напрямку, якщо кутлова різниця між ними становить:

- а) менше 45° чи більше 315° ;
- б) менше 135° чи більше 225° ;
- в) більше 135° , але менше 225° ;
- г) більше 45° чи менше 315° .

19. На етапі заходу на посадку легкого ПК після важкого ПК використовують мінімум радіолокаційного ешелонування:

- а) 7,4 км (4,0 м.м.);
- б) 5,6 км (3,0 м.м.);
- в) 11,1 км (6,0 м.м.);
- г) 9,3 км (5,0 м.м.).

20. На етапі заходу на посадку легкого ПК за середнім ПК використовують мінімум радіолокаційного ешелонування:

- а) 7,4 км (4,0 м.м.);
- б) 5,6 км (3,0 м.м.);
- в) 11,1 км (6,0 м.м.);
- г) 9,3 км (5,0 м.м.).



ЕШЕЛОНУВАННЯ В ПОВІТРЯНОМУ ПРОСТОРІ УКРАЇНИ

8.1. Застосування ешелонування

В повітряному просторі України забезпечується:

– вертикальне ешелонування – відповідно до вимог спільного наказу Мінтрансу та Міноборони №441/241 «Про введення в дію системи вертикального ешелонування ICAO»;

– горизонтальне радіолокаційне ешелонування – відповідно до вимог Наказу Мінтрансу України №311 від 15.04.2004 «Правила радіолокаційного обслуговування»;

– ешелонування під час передачі контролю від радіолокаційного диспетчера до нерадіолокаційного диспетчера та навпаки – відповідно до вимог Наказу Мінтрансу України №311 від 15.04.2004 «Правила радіолокаційного обслуговування»;

– за умови ненадання радіолокаційного обслуговування – шляхом дотримання встановлених мінімальних часових інтервалів поздовжнього ешелонування або застосування вертикального ешелонування – відповідно до вимог Наказу Мінтрансу України №714 від 29.09.2010 «Правила ешелонування під час обслуговування повітряного руху».

Ешелонування забезпечується між ПК, що здійснюють польоти :

– у повітряному просторі ОПР класів *A* і *B*;

– за ППП у повітряному просторі ОПР класів *C*, *D* і *E*;

– за ППП та ПВП у повітряному просторі ОПР класу *C*.

У разі передачі контролю від радіолокаційного диспетчера нерадіолокаційному диспетчеру нерадіолокаційне ешелонування встановлюється радіолокаційним диспетчером до того, як ПК, що перебуває під радіолокаційним контролем, перетне межу відповідальності цього диспетчера або перед тим, як він вийде за межі дії радіолокатора.

Горизонтальне радіолокаційне ешелонування ПК застосовується між:

– ідентифікованими ПК, коли є впевненість у тому, що ідентифікація буде зберігатися;

– повітряними кораблями, що виконують зліт, та іншими ідентифікованими ПК.

Радіолокаційний диспетчер починає дії з тим, щоб відстані між центрами радіолокаційних відміток цілі були не меншими від установлених мінімумів радіолокаційного ешелонування.

За будь-яких обставин не дозволяється допускати збігу або накладання радіолокаційних відображень місця ПК, крім випадків, коли між ПК забезпечується вертикальне ешелонування.

У тому випадку, коли радіолокаційний диспетчер отримав інформацію про ПК, що виконує контрольований політ та входить або має намір вийти найближчим часом до повітряного простору, у межах якого застосовується радіолокаційне ешелонування, але радіолокаційний диспетчер ще не ідентифікував цей ПК, радіолокаційний диспетчер може продовжувати надавати радіолокаційне обслуговування ідентифікованим ПК за умов, що:

- не ідентифікований ПК буде ідентифіковано за допомогою ВОРЛ, або ПОРЛ, якщо він належить до такого типу, який може дати задовільний відбитий сигнал на індикаторі первинного радіолокатора під час польоту в повітряному просторі, де застосовується радіолокаційне ешелонування;

- між ПК, що перебувають під радіолокаційним контролем, та будь-яким іншим ПК, радіолокаційне місце перебування якого спостерігається, забезпечується радіолокаційне ешелонування до того часу, доки або не буде ідентифіковано не ідентифікований ПК, або не буде встановлено нерадіолокаційне ешелонування.

Радіолокаційне горизонтальне ешелонування може забезпечуватися між ПК, що злітає, та попереднім ПК або іншими ПК, що перебувають під радіолокаційним контролем, за умовами, що існує впевненість у тому, що ПК, який злітає, буде ідентифікований у межах 2 км від торця ЗПС та що до того часу буде встановлено відповідне ешелонування.

Радіолокаційне горизонтальне ешелонування не застосовується між ПК, що виконують польоти у зоні очікування над одним пунктом очікування.

У разі неможливості забезпечення радіолокаційного горизонтального ешелонування радіолокаційний диспетчер застосовує вертикальне ешелонування або мінімальні встановлені інтервали нерадіолокаційного горизонтального ешелонування.

За виняткових обставин, які вимагають особливої уваги, таких як незаконне втручання, навігаційні труднощі або деградація АС КІР, слід застосовувати ешелонування понад встановленого

мінімуму. При цьому потрібно виявляти пильність до всіх відповідних факторів, щоб уникнути порушення потоку повітряного руху під час застосування збільшених інтервалів ешелонування.

Органи ОПР повинні забезпечуватися інформацією щодо наявних навігаційних засобів, які використовуються під час ешелонування ПК.

До робочих інструкцій органів (секторів) ОПР вносяться посилення на конкретні методи та мінімуми ешелонування, що застосовуються у відповідному районі (зоні) відповідальності цього органу (сектору) ОПР з огляду на наявні навігаційні засоби.

8.2. Мінімуми радіолокаційного ешелонування

Мінімальна відстань між ПК, що прямують одним маршрутом на одному рівні, становить:

– за встановленими маршрутами ОПР у диспетчерських районах (*ACC* – *Area Control Centre*, *APP* – *Approach control service*) – 20 км (рис. 8.1);

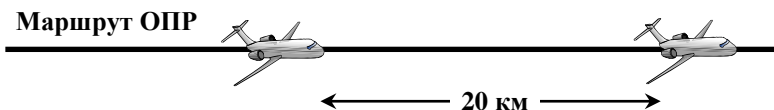


Рис. 8.1. Мінімальна відстань між ПК у районах *ACC*, *APP*

– у диспетчерському районі *APP* (*TMA*) з використанням АС КПП за винятком сегментів заходження на посадку – 10 км (рис. 8.2);

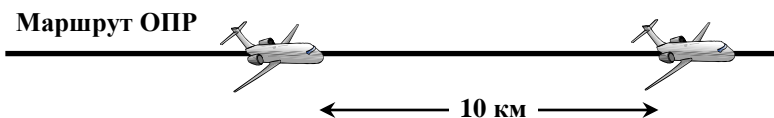


Рис. 8.2. Мінімальна відстань між ПК з використанням АС КПП

На сегментах заходження на посадку та на етапі вильоту (у межах диспетчерської зони – на висотах польоту 1700 м і нижче) застосовують такі мінімуми радіолокаційного горизонтального ешелонування, що пов'язані з турбулентністю у сліді (рис. 8.3):

- важкий ПК за важким – 8 км;
- середній ПК за важким та легкий ПК за середнім – 10 км;
- легкий ПК за важким – 12 км;
- в усіх інших випадках – 6 км.

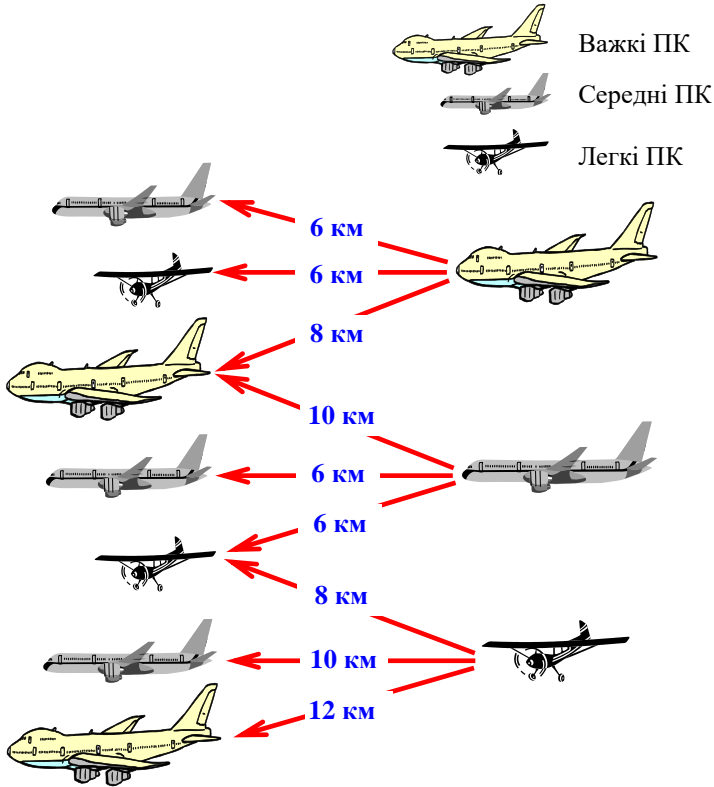


Рис. 8.3. Мінімальна відстань між ПК на сегментах заходження на посадку та на етапі вильоту

Мінімуми 6, 8, 10 або 12 км застосовують у випадках, коли:

а) ПК виконує політ безпосередньо за іншим ПК на тій самій висоті або меншій ніж 300 м (1000 футів) нижче (рис. 8.4);

Сегмент заходження на посадку та на етапі вильоту (у межах CTR)

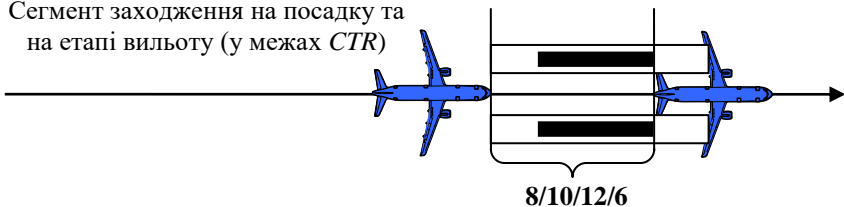


Рис. 8.4. Використання однієї ЗПС

- б) обидва ПК використовують одну ЗПС або паралельні ЗПС, розміщені на відстані, меншій за 760 м одна від одної;
- в) ПК перетинає слід іншого ПК на тій самій висоті або на 300 м (1000 футів) нижче (рис. 8.5).

Сегмент заходження на посадку та на етапі вильоту (у межах *CTR*)

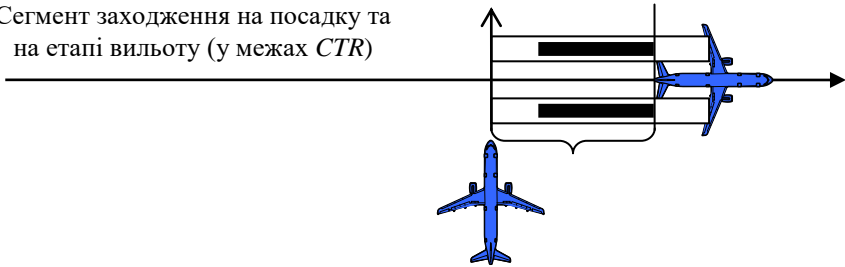


Рис. 8.5. Перетинання сліду іншого ПК

У диспетчерських районах (*СТА, ТМА*):

- у разі прямування на одному рівні на треках, що перетинаються, незалежно від кута перетинання треків – 20 км (мінімальна відстань, менше за яку ПК не повинні наблизитися один до одного) (рис. 8.6);

- у разі перетинання рівня на зустрічних треках – поздовжній інтервал 30 км у момент перетинання зайнятого рівня або бічний інтервал 20 км у момент перетинання рівня (без урахування поздовжнього інтервалу) за умови несходження треків (рис. 8.7);

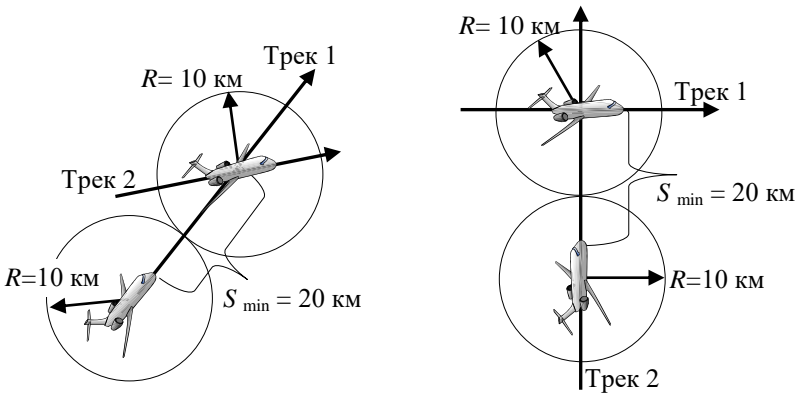


Рис. 8.6. Мінімуми ешелонування у разі прямування на одному рівні на треках, що перетинаються

– у разі перетинання рівня на попутних треках – поздовжній інтервал 20 км у момент перетинання рівня або бічний інтервал – 10 км у момент перетинання рівня (без урахування поздовжнього інтервалу) за умови несходження треків (рис. 8.7).

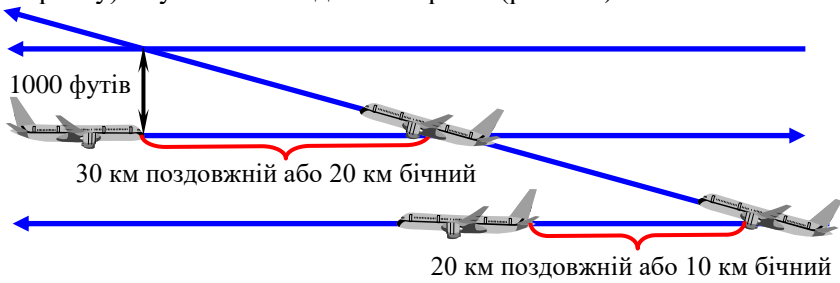


Рис. 8.7. Мінімуми ешелонування під час перетинання рівня на попутних та зустрічних треках у *СТА*, *ТМА*

У диспетчерському районі (*ТМА*) у разі перетинання рівня на попутних треках з використанням АС КПП – поздовжній інтервал 10 км у момент перетинання рівня або бічний інтервал – 10 км у момент перетинання рівня за умови несходження треків (рис. 8.8).

Мінімум радіолокаційного горизонтального ешелонування ПК відносно зон обмеження польотів (заборонених зон) становить 10 км, якщо є впевненість у тому, що цей мінімум не враховано під час встановлення зони обмеження польотів (заборонених зон).

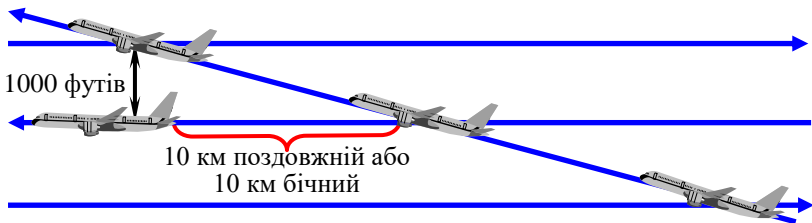


Рис. 8.8. Мінімуми ешелонування під час перетинання рівня на попутних треках у *ТМА* з використанням АС КПП

8.3. Вертикальне ешелонування

Екіпажам ПК, що виконують контрольовані польоти, диспетчер призначає такі рівні:

– абсолютні висоти, виражені у метрах, під час польотів на/або нижче від абсолютної висоти переходу;

– ешелони польоту, виражені у номерах ешелону або у метрах (якщо це передбачено відповідною письмовою угодою (*Letter of Agreement – LoA*), під час польотів на/або вище від найнижчого ешелону польоту.

Примітка. Під час польотів за ПВП у повітряному просторі класів *C* та *D* крейсерські рівні польотів за ПВП не використовуються.

Диспетчер призначає рівень у такий спосіб:

- ешелон або висоту, на якій ПК має перебувати;
- ешелон або висоту, до якої ПК має набирати висоту, або знижуватися;
- ешелон або висоту над визначеною точкою (основною точкою, точкою передачі контролю тощо).

У фразеології англійською мовою є слова, що пов'язані з висотою і неправильне тлумачення яких може призвести до непередбачених наслідків. Органи ОПР і пілоти повинні твердо знати і чітко відрізняти такі висоти:

– ***Flight Level*** відповідає тиску *QNE* – 1013,2 *mb* (760 мм.рт.ст.);

– ***Altitude*** відповідає тиску *QNH* – зведеному до рівня моря;

– ***Height*** відповідає тиску *QFE* – тиску порога ЗПС.

Примітка. Під час ведення радіообміну російською мовою фраза «ЭШЕЛОН ПОЛЕТА» може скорочуватися до «ЭШЕЛОН».

У разі надання екіпажу ПК дозволу на набирання рівня польоту з перетинанням абсолютної висоти переходу диспетчер повітряного руху призначає ешелон польоту.

У разі надання дозволу на зниження нижче ешелону переходу диспетчер призначає абсолютну висоту, інформуючи екіпаж про ешелон переходу та значення фактичного *QNH*, якщо ПК перебуває у межах *TMA*, за винятком випадків, коли екіпаж ПК підтвердив отримання такої інформації через відповідну радіомовну передачу.

Примітка: Диспетчер повинен контролювати значення фактичного *QNH* у *TMA* та розраховувати ешелон переходу згідно з таблицею розрахунку ешелону. Кожного разу після передачі даних стосовно значень тиску, диспетчер повинен отримати від екіпажу ПК повторення його значення та перевірити правильність приймання.

З метою запобігання порушенню вертикального ешелонування диспетчер повинен забезпечити розходження ПК на суміжних рівнях за однаковим значенням тиску, встановленим на шкалах барометричних висотомірів ПК.

Мінімум вертикального ешелонування (VSM) становить 300 м (1000 футів) нижче від ешелону польоту 290 (табл. 8.1) за винятком повітряного простору з RVSM.

Таблиця 8.1

Таблиця крейсерських ешелонів польоту у повітряному просторі України

Лінія шляху							
Від 000 до 179°				Від 180° до 359°			
Польоти за ППП		Польоти за ПВП		Польоти за ППП		Польоти за ПВП	
Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м	Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м	Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м	Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м
30	900	35	1050	40	1200	45	1350
50	1500	55	1700	60	1850	65	2000
70	2150	75	2300	80	2450	85	2600
90	2750	95	2900	100	3050	105	3200
110	3350	115	3500	120	3650	125	3800
130	3950	135	4100	140	4250	145	4400
150	4550	155	4700	160	4900	165	5050
170	5200	175	5350	180	5500	185	5650
190	5800	195	5950	200	6100	205	6250
210	6400	215	6550	220	6700	225	6850
230	7000	235	7150	240	7300	245	7450
250	7 60 0	255	7750	260	7900	265	8100
270	8250	275	8400	280	8550	285	8700
290	8850	300	9150	310	9450	320	9750
330	10050	340	10350	350	10 650	360	10950
370	11300	380	11600	390	11900	400	12200
410	12500	420	12800	430	13100	440	13400
450	13700	460	14000	470	14350	480	14650
490	14950	500	15200	510	15550	520	15850
і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.

Крейсерські ешелони, на яких виконуються політ або частина польоту, визначаються:

а) ешелонами під час польотів на найнижчому з використовуваних ешелонів, або вище від цього ешелону, або, де це застосовують, вище від абсолютної висоти переходу;

б) абсолютними висотами під час польотів нижче від найнижчого з використовуваних ешелонів, або, де це застосовують, на абсолютній висоті переходу або нижче від неї.

Під час прямування ПК на абсолютній висоті переходу або нижче від неї до повітряного простору інших держав, у яких не застосовується єдина висота переходу 3050 м, диспетчер до перетину ПК границі району польотної інформації (*Flight Information Region – FIR*) сусідньої держави повинен своєчасно (як передбачено відповідною *LoA*) видати екіпажу ПК вказівку встановити шкалу барометричного висотоміра за тиском 760 мм.рт.ст. (1013,2 ГПа) та призначити ешелон польоту.

Під час входу ПК, який прямуватиме нижче від ешелону переходу, із повітряного простору інших держав, у яких не застосовується єдина висота переходу 3050 м, диспетчер повинен видати екіпажу ПК указівку на встановлення шкали барометричного висотоміра за фактичним тиском *QNH*, відразу після входу ПК в *TMA*, або через деякий проміжок часу після входу, з урахуванням повітряної ситуації, та призначити абсолютну висоту.

Вертикальне ешелонування у повітряному просторі з *RVSM*. Між ПК, затвердженими до польотів з *RVSM*, забезпечується *VSM* 300 м (1000 футів) (табл. 8.2).

Якщо державний ПК, що виконує політ як загальний повітряний рух, затверджений до польотів з *RVSM*, між ним та іншим затвердженим до польотів з *RVSM* ПК застосовують *VSM* 300 м (1000 футів).

Органи ОНР забезпечують *VSM* 600 м (2000 футів) між державними ПК, не затвердженими до польотів з *RVSM*, та будь-якими іншими ПК.

У перехідному повітряному просторі з *RVSM* органи ОНР забезпечують *VSM* 600 м (2000 футів) між будь-якими ПК, не затвердженими до польотів з *RVSM* (державними або цивільними), та іншими ПК. У всіх випадках, коли ПК, не затверджений до польотів з *RVSM*, виконує політ у межах повітряного простору з *RVSM*, між ним та іншим ПК забезпечується *VSM* 600 м (2000 футів).

Органи ОНР забезпечують *VSM* 600 м (2000 футів) між усіма груповими польотами державних ПК та будь-якими іншими ПК, що виконують польоти у повітряному просторі з *RVSM*.

У випадках відмови радіозв'язку між органом ОНР та екіпажем ПК орган ОНР має забезпечувати *VSM* 600 м (2000 футів) між ПК, з яким втрачено зв'язок, та будь-яким іншим ПК.

Якщо сектор РДЦ, що виконує завдання переходу, має спільну

межу з повітряним простором іншої держави, де застосовується VSM 500 м, то в межах цього сектору може застосовуватись VSM 500 м між не затвердженим до RVSM ПК та будь-яким іншим ПК.

Таблиця 8.2

**Таблиця крейсерських ешелонів польоту
в повітряному просторі України у районах,
де застосовують мінімум вертикального ешелонування
300 м між ешелонами польоту 8850 м (номер ешелону 290)
і 12500 м (номер ешелону 410) включно**

Лінія шляху							
Від 000 до 179°				Від 180° до 359°			
Польоти за ППП		Польоти за ПВП		Польоти за ППП		Польоти за ПВП	
Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м	Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м	Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м	Номер ешелону	Ешелон/ Абсолютна висота ,м
10	300	—	—	20	600	—	—
30	900	35	1050	40	1200	45	1350
50	1500	55	1700	60	1850	65	2000
70	2150	75	2300	80	2450	85	2600
90	2750	95	2900	100	3050	105	3200
110	3350	115	3500	120	3650	125	3800
130	3950	135	4100	140	4250	145	4400
150	4550	155	4700	160	4900	165	5050
170	5200	175	5350	180	5500	185	5650
190	5800	195	5950	200	6100	205	6250
210	6400	215	6550	220	6700	225	6850
230	7000	235	7150	240	7300	245	7450
250	7600	255	7750	260	7900	265	8100
270	8250	275	8400	280	8550	285	8700
290	8850	—	—	300	9150	—	—
310	9450	—	—	320	9750	—	—
330	10050	—	—	340	10350	—	—
350	10650	—	—	360	10950	—	—
370	11300	—	—	380	11600	—	—
390	11900	—	—	400	12200	—	—
410	12500	—	—	430	13100	—	—
450	13700	—	—	470	14350	—	—
490	14950	—	—	510	15500	—	—
і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.	і т.д.

Вертикальне ешелонування в заборонених зонах, зонах обмеження польотів або небезпечних зонах. Усі ПК, що виконують польоти в заборонених або небезпечних зонах, зонах обмеження польотів, вважаються такими, що не затверджені до польотів з *RVSM*.

Необхідний *VSM* між вертикальними межами повітряного простору з обмеженнями й резервуванням та іншими ПК, що не беруть участі в такій діяльності та виконують польоти у повітряному просторі з *RVSM*, має бути:

- 600 м (2000 футів) вище від верхньої межі зони вищевказаної діяльності для верхніх меж – на *FL 290* і вище;
- 600 м (2000 футів) нижче від нижньої межі вищевказаної діяльності для нижніх меж – на *FL 300* і вище.

У повітряному просторі, де відповідальні органи ОПР мають повну інформацію про статус затвердження до польотів з *RVSM* усіх ПК, можливе застосування *VSM 300 м (1000 футів)* між ПК, затвердженими до польотів з *RVSM*.

8.4. Операції на паралельних або майже паралельних злітно посадкових смугах

8.4.1. Застосування

Для ПК, що вилітають, паралельні ЗПС використовуються для незалежних вильотів за приладами таким чином:

- обидві ЗПС використовуються виключно для вильотів (незалежні вильоти);
- одна ЗПС використовується виключно для вильотів, а інша – як для заходжень на посадку, так і для вильотів (напівзмішані операції);
- обидві ЗПС використовуються як для заходжень на посадку, так і для вильотів (змішані операції).

Незалежні вильоти за ППП можуть виконуватися з паралельних ЗПС за умови, якщо:

- відстань між осьовими лініями ЗПС відповідає вказаній у Додатку 14 *ICAO*, Том 1 «Аеродроми»;
- треки вильоту безпосередньо після зльоту розходяться не менш ніж на 15° ; є оглядовий радіолокатор, що дає змогу ідентифікувати ПК у межах 2 км (1 м.м.) від кінця ЗПС;
- експлуатаційні процедури ОПР забезпечують досягнення необхідного розходження треків.

Паралельні ЗПС можуть використовуватися для одночасного виконання за приладами:

- незалежних паралельних заходжень на посадку;
- залежних паралельних заходжень на посадку;
- розділених паралельних операцій.

Під час виконання паралельних заходжень на посадку відповідні диспетчери повинні нести відповідальність за послідовність заходжень та ешелонування ПК, що прибувають на кожну ЗПС.

Незалежні паралельні заходження на посадку на паралельні ЗПС (рис. 8.9.) можуть виконуватися за умови, якщо:

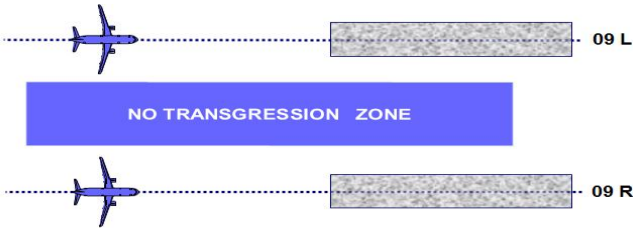


Рис. 8.9. Незалежні паралельні заходження на посадку на паралельні ЗПС

– відстань між осьовими лініями ЗПС відповідає вказаній у Додатку 14 ICAO, Том 1 «Аеродроми»:

– заходження на посадку на обидві ЗПС виконуються за *ILS* та/або *MLS*;

– трек процедури в разі невдалого заходження на посадку на одну ЗПС відхиляється не менше ніж на 30° від треку процедури в разі невдалого заходження на посадку на сусідню ЗПС;

– виконано відповідні обстеження і оцінку перешкод у районах сегментів кінцевого заходження на посадку;

– ПК повідомляється позначення ЗПС та частота курсового радіомаяка *ILS* або *MLS*;

– для перехоплення напрямку курсового радіомаяка *ILS* або виходу на трек кінцевого заходження на посадку *MLS* застосовується наведення з використанням систем спостереження ОІР;

– встановлюється і відображається на дисплеї повітряної обстановки *NTZ* завширшки 610 м (2000 футів), межі якої однаково віддалені від продовжених осьових ліній ЗПС;

– окремі диспетчери контролюють заходження на посадку на кожну ЗПС та у разі, коли інтервал вертикального ешелонування

стає менше ніж 300 м (1000 футів), гарантують, що ПК не заходять у встановлену *NTZ* та витримуються встановлені мінімуми по-вздовжнього ешелонування між ПК, що перебувають на одному напрямку курсового радіомаяка *ILS* або на одному треку кінцевого заходження на посадку *MLS*;

– у разі якщо диспетчери, що контролюють ПК до моменту виконання посадки, не мають спеціальних радіоканалів, передавання ПК на зв'язок з відповідним каналом АДВ здійснюється до того, як ПК, що рухається вище іншого на сусідніх треках кінцевого заходження на посадку, захопить глісаду *ILS* або вказаний кут місця *MLS*.

– у разі якщо диспетчери, які здійснюють моніторинг заходження на посадку ПК на обидві ЗПС, мають можливість прослуховувати відповідний канал АДВ для кожного прибуваючого потоку повітряного руху.

Після встановлення ПК зв'язку з диспетчерським органом підходу ПК повідомляється про фактичне виконання незалежних паралельних заходжень на посадку. Надання вказаної інформації може забезпечуватися через радіомовні передачі *ATIS*.

Під час наведення для перехоплення напрямку курсового радіомаяка *ILS* або виходу на трек кінцевого заходження на посадку *MLS* заключний вектор має давати змогу ПК перехоплювати напрямки курсового радіомаяка *ILS* або виходити на трек кінцевого заходження на посадку *MLS* під кутом, що не перевищує 30° і забезпечує ділянку прямолінійного і горизонтального польоту довжиною не менше 2 км (1 м.м) до перехоплення напрямку курсового радіомаяка *ILS* або до виходу на трек кінцевого заходження на посадку *MLS*.

Окрім того, цей вектор повинен давати змогу ПК стабілізуватися на напрямку курсового радіомаяка *ILS* або на трекові кінцевого заходження на посадку *MLS* у горизонтальному польоті не менше ніж за 4 км (2 м.м) до перехоплення глісади *ILS* або вказаного кута місця *MLS*.

Мінімум вертикального ешелонування 300 м (1000 футів) або відповідно до можливостей системи спостереження ОПП і дисплея повітряної обстановки мінімум горизонтального ешелонування з використанням систем спостереження 6 км забезпечуються доти, доки ПК не стабілізуються (рис. 8.10):

– на напрямку курсового радіомаяка *ILS* та/або на трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*;

– у межах *NOZ*.

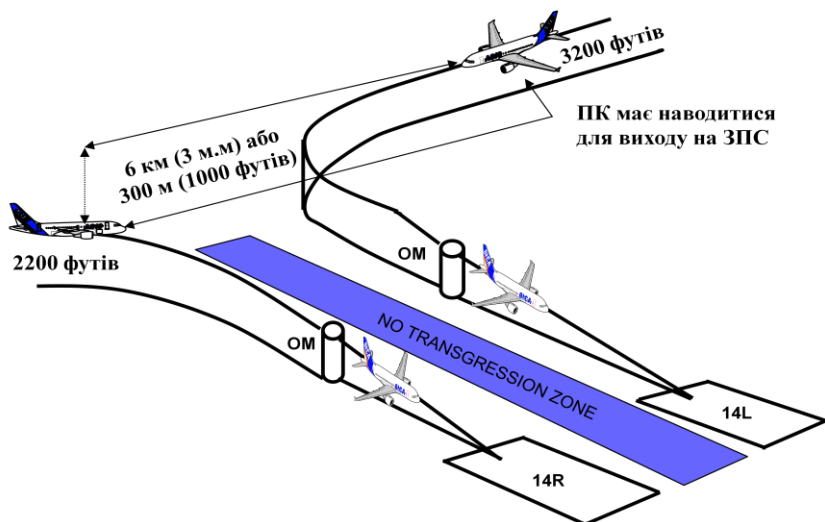


Рис.8.10. Мінімуми ешелонування

Відповідно до можливостей системи спостереження ОПР і дисплея повітряної обстановки між ПК, що рухаються на одному напрямку курсового радіомаяка *ILS* або на одному трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*, повинен забезпечуватися мінімум ешелонування з використанням систем спостереження ОПР 6 км, за винятком випадків, коли необхідно збільшення повздовжнього ешелонування внаслідок турбулентності в сліді або з інших причин.

Ешелонування між ПК, що стабілізувалося на напрямку курсового радіомаяка *ILS* або на трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*, та іншим ПК, що стабілізувалося на сусідньому паралельному напрямку курсового радіомаяка *ILS* або трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*, вважається забезпеченим, якщо жоден з цих ПК не заходить у встановлену *NTZ*, відображену на дисплеї повітряної обстановки.

У разі якщо вказується заключний курс для перехоплення напрямку курсового радіомаяка *ILS* або виходу на трек кінцевого заходження на посадку *MLS*, підтверджується ЗПС і ПК передається:

- його місцеположення відносно фіксованої точки на напрямку курсового радіомаяка *ILS* або на трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*;

- абсолютна висота, яку необхідно витримувати доти, доки ПК, стабілізований на напрямку курсового радіомаяка *ILS* або на

трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*, не досягне точки перехоплення глісади *ILS* або вказаного кута місця *MLS*;

– у разі потреби дозвіл на виконання заходження на посадку за *ILS* або *MLS* відповідно.

Незалежно від метеорологічних умов за всіма заходженнями на посадку здійснюється моніторинг з використанням систем спостереження ОПР.

Повітряним кораблям слід видавати вказівки та інформацію, необхідні для забезпечення ешелонування і запобігання заходженню ПК у *NTZ*.

Забезпечення належного дотримання напрямку курсового радіомаяка *ILS* або треку кінцевого заходження на посадку *MLS* покладається на пілота. Тому вказівки та інформація видаються тільки для забезпечення ешелонування між ПК та запобігання заходженню ПК у *NTZ*.

З метою запобігання заходженню ПК у *NTZ* вважається, що ПК перебуває в центрі символу місця. Однак торкання країв відображених символів місця ПК, що виконують паралельні заходження на посадку, не дозволяється.

Якщо ПК проминув точку розвороту або продовжує перебувати на треку, що приведе його у *NTZ*, ПК надається вказівка негайно повернутися на потрібний трек.

Якщо ПК входить у *NTZ*, то ПК, який перебуває на сусідньому напрямку курсового радіомаяка *ILS* або трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*, дається вказівка негайно набрати задану абсолютну висоту і розвернутися на курс, що дасть змогу уникнути зіткнення з ПК, який відхилився. У місцях, де для оцінки перешкод застосовуються критерії поверхонь оцінки (*PAOAS – Parallel approach obstacle assessment surface*), диспетчер повітряного руху не надає вказівки щодо курсу ПК, що перебувають нижче ніж 120 м (400 футів) над перевищенням порога ЗПС, а вказівки щодо курсу надаються таким чином, щоб різниця між заданим треком і напрямком курсового радіомаяка *ILS* або треком кінцевого заходження на посадку *MLS* не перевищувала 45°.

Моніторинг з використанням систем спостереження ОПР не припиняється доти, доки:

– не почне застосовуватися візуальне ешелонування за умови наявності процедур інформування обох диспетчерів повітряного руху про початок застосування візуального ешелонування;

– ПК не виконає посадку або в разі невдалого заходження на посадку не віддасться на відстань не менше ніж 2 км від кінця ЗПС і не буде забезпечено відповідне ешелонування з будь-якими іншими ПК згідно з встановленими вимогами.

Інформувати ПК про припинення моніторингу з використанням систем спостереження ОПР не обов'язково.

Незалежні паралельні заходження на посадку на паралельні ЗПС, відстань між осьовими лініями яких становить менше ніж 1525 м, призупиняються за відповідних метеорологічних умов, включаючи зсув вітру, турбулентність, спадні потоки, боковий вітер і вкрай несприятливі погодні умови, такі як гроза, у яких відхилення ПК від напрямку курсового радіомаяка *ILS* та/або треку кінцевого заходження на посадку *MLS* може збільшуватися настільки, що становитиме загрозу безпеці польотів.

Крім того, збільшення відхилень на треківі кінцевого заходження на посадку призведе до видачі попереджень щодо неприйнятнього рівня відхилення.

8.4.2. Вимоги та процедури для залежних паралельних заходжень на посадку

Залежні паралельні заходження на посадку можуть виконуватися за умови дотримання таких вимог:

а) відстань між осьовими лініями ЗПС відповідає вказаній у Додатку 14 *ICAO*, Том 1 «Аеродроми»;

б) забезпечується наведення ПК для виходу на трек кінцевого заходження на посадку;

в) контроль та моніторинг здійснюються за допомогою відповідного оглядового радіолокатора з мінімальною точністю за азимутом $0,3^\circ$ (одна сигма) і періодом оновлення інформації 5 с або менше;

г) заходження на посадку на обидві ЗПС виконуються за *ILS* та/або *MLS*;

г) ПК повідомляється, що заходження на посадку виконуються на обидві ЗПС (ця інформація може включатися до радіомовних передач *ATIS*);

д) трек у разі невдалого заходження на посадку на одну ЗПС відхиляється на кут не менше ніж 30° від треку в разі невдалого заходження на посадку на сусідню ЗПС;

е) орган (сектор) диспетчерського обслуговування підходу

має пріоритетне право на заняття частоти відносно аеродромного диспетчерського органу.

Під час розвороту на паралельні напрямки курсових радіомаяків *ILS* та/або на треки кінцевого заходження на посадку *MLS* між ПК забезпечується мінімум вертикального ешелонування 300 м (1000 футів) або мінімум горизонтального ешелонування з використанням систем спостереження ОПР 6 км.

Мінімум горизонтального ешелонування за системами спостереження ОПР, що забезпечується між ПК, які перебувають на напрямку курсового радіомаяка *ILS* та/або на трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*, повинен становити (рис. 8.11):

а) 6 км – між ПК, що перебувають на одному напрямку курсового радіомаяка *ILS* або на одному трекові кінцевого заходження на посадку *MLS*, за винятком випадків, коли необхідно збільшення інтервалів повздовжнього ешелонування внаслідок турбулентності в сліді;

б) 4 км – між ПК, що перебувають на сусідніх напрямках курсових радіомаяків *ILS* або на сусідніх треках кінцевого заходження на посадку *MLS*.

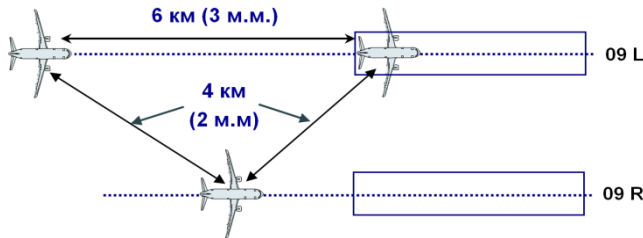


Рис. 8.11. Мінімуми горизонтального ешелонування під час залежних паралельних заходженнях на посадку

8.4.3. Вимоги і процедури для роздільних паралельних операцій

Роздільні паралельні операції можуть виконуватися на паралельні ЗПС за умови дотримання таких вимог:

а) відстань між осьовими лініями ЗПС відповідає вказаній у Додатку 14 *ICAO*, Том 1 «Аеродроми»;

б) номінальний трек вильоту одразу після зльоту відхиляється не менше ніж на 30° від треку в разі невдалого заходження на посадку на сусідню ЗПС (рис. 8.12).

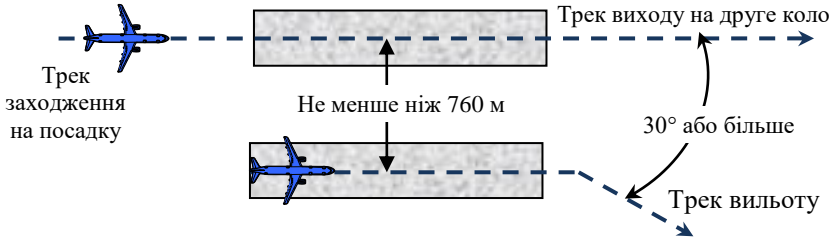


Рис. 8.13. Роздільні паралельні операції.

Під час виконання роздільних паралельних операцій мінімальна відстань між осьовими лініями паралельних ЗПС може зменшуватися на 30 м через кожні 150 м зміщення порога ЗПС посадки у напрямку прибуття ПК до мінімуму 300 м (рис. 8.13) і повинна збільшуватися на 30 м через кожні 150 м зміщення порога ЗПС посадки у напрямку, протилежному напрямку прибуття ПК (рис. 8.14).

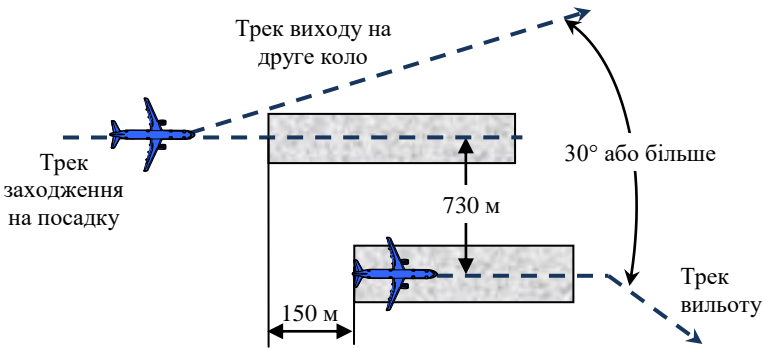


Рис. 8.13. Роздільні паралельні операції на зміщених ЗПС

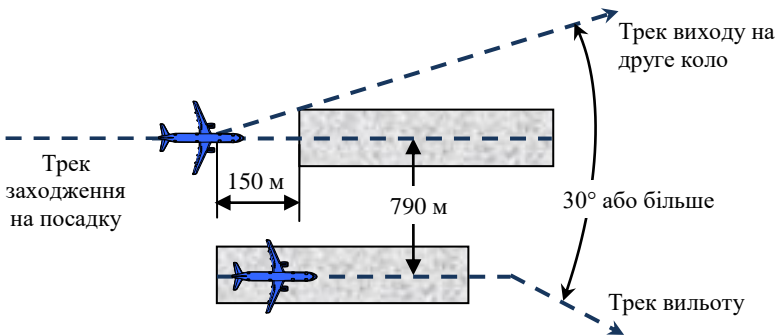


Рис. 8.13. Роздільні паралельні операції на зміщених ЗПС

Під час виконання роздільних паралельних операцій, якщо оглядовий радіолокатор та наземні засоби відповідають нормам, встановленим для конкретного типу заходження на посадку, можуть виконуватися такі типи заходжень на посадку:

- а) точне заходження на посадку за *ILS* та/або *MLS*;
- б) заходження на посадку за оглядовим радіолокатором або за радіолокатором точного заходження на посадку;
- в) візуальне заходження на посадку.

8.5. Мінімуми ешелонування у разі обслуговування літера «А»

Для виконання польотів рейсу літера «А» виділяється повітряний простір:

1) у разі виконання польотів за ПВП на ешелонах та за ППП:

а) у горизонтальній площині:

– за наявності радіолокаційного контролю – подвійні інтервали поздовжнього та бокового ешелонування;

– без радіолокаційного контролю – по 50 км по обидва боки від осі маршруту та по 15 хв до і після прольоту ПК, що виконує рейс літера «А»;

б) у вертикальній площині:

– на ділянці горизонтального польоту – одинарний, а на ділянках набору висоти (зниження) до заданого ешелону (заданої висоти) польоту – подвійний інтервал вертикального ешелонування у напрямку набору висоти (зниження). В окремих випадках у вертикальній площині виділяються три суміжні ешелони;

2) у разі виконання польотів за ПВП на висотах, нижчих від нижнього ешелону:

а) у вертикальній площині – до висоти, на 300 м вищої від запланованої висоти польоту;

б) у горизонтальній площині – по 10 км по обидва боки від осі маршруту, а також по 10 хв до і після прольоту його ділянок ПК, що виконує рейс літера «А».

8.6. Потрібні навігаційні характеристики та розміри буферних зон

Польоти за маршрутами ОНР у РПІ вище від *FL 275* здійснюються за методом зональної навігації із застосуванням обладнання базової зональної навігації. Для маршрутів ОНР установлюють потрібні навігаційні характеристики за типом *RNP5*.

У РПІ нижче від *FL 275* для маршрутів ОПР установлюють ширину коридору ± 5 км ($\pm 2,7$ м.м.).

Для забезпечення безпеки під час виконання польотів та планування використання повітряного руху навколо заборонених зон, зон обмеження польотів та небезпечних зон установлюють буферні зони таких розмірів.

У горизонтальній площині:

– 9,3 км (5 м.м.) – у випадках, коли в зазначених зонах проводяться пуски ракет, стрільби для здійснення впливу на гідрометеорологічні процеси та/або виконуються польоти ПК з приладовими швидкостями понад 300 км/год;

– 5 км (2,7 м.м.) – у випадках, коли в зазначених зонах провадиться вибухонебезпечна діяльність (вибухові роботи, застосування вибухових пристроїв військового озброєння, усі види стрільб) та/або виконуються польоти ПК із приладовими швидкостями, меншими ніж 300 км/год.

У вертикальній площині – 300 м вище від верхньої межі зазначених зон та/або нижче від нижньої межі зони, якщо нижня межа встановлюється не від земної поверхні.

Навколо заборонених зон буферні зони не встановлюють, якщо в них не провадиться діяльність щодо використання повітряного простору.

У разі одночасного проведення діяльності з використання повітряного простору в декількох зонах, віддалених одна від одної менш ніж на 9,3 або 5 км (залежно від приладових швидкостей ПК), або примикають одна до одної, установлюють єдину буферну зону від зовнішніх меж цих зон, розмір якої визначається залежно від характеру діяльності в цих зонах.

Розміри буферних зон публікують у *AIP*.

Під час розроблення зон обмеження польотів та небезпечних зон межі таких зон визначають з урахуванням обов'язкового безпечного інтервалу, який установлюють:

а) *у горизонтальній площині* – виходячи з характеру діяльності щодо використання повітряного простору в самій зоні та без впливу на іншу діяльність у повітряному просторі поза межами зони;

б) *у вертикальній площині* – між максимальною за висотою межею діяльності у зоні та верхньою межею самої зони:

– 600 м для зон, у яких виконуються польоти ПК та/або провадиться вибухонебезпечна діяльність та/або усі види стрільб;

– 300 м для зон, у яких проводяться стрільби до дійсної висоти 150 м.

Польоти ПК поза маршрутами ОНР на *FL 275* або вище мають виконуватися на відстані, що не менша за 18,5 км (10 м.м.) від осі маршрутів ОНР та не менша ніж 15 км (8,1 м.м.) – нижче *FL 275*.

8.7. Інформація про рівень на підставі використання режиму С

Для визначення точності інформації про висоту, отриманої від відповідача, що працює в режимі *С*, та виведеної на індикатор диспетчера, використовують допуск, що дорівнює ± 60 м (± 200 футів) у повітряному просторі із *RVSM*, в іншому повітряному просторі ± 90 м (± 300 футів).

Точність інформації про висоту польоту, отримуваної в режимі *С*, що виводиться на радіолокаційний дисплей, перевіряється, принаймні, один раз кожним органом ОНР, оснащеним відповідним обладнанням, під час початкового встановлення радіозв'язку з відповідним екіпажем ПК. Перевірку виконують одночасним порівнянням даних про висоту польоту за показниками висотоміра з даними, які отримують за допомогою каналів радіотелефонного зв'язку від екіпажу ПК. Про таку перевірку не варто інформувати екіпаж ПК, якщо згідно з інформацією висота польоту в межах встановленого допустимого значення.

Якщо за інформацією про висоту польоту, що відображається на радіолокаційному дисплеї, її рівень перевищує встановлене допустиме значення або в ході перевірки виявляється невідповідність, яка перевищує встановлені допустимі значення, диспетчер сповіщає про це екіпаж ПК та видає йому вказівку перевірити встановлення значення тиску й підтвердити висоту польоту.

Якщо після перевірки встановленого тиску на шкалі барометричного висотоміра зберігається невідповідність інформації про висоту, то залежно від обставин диспетчер виконує такі дії:

а) видає вказівку пілоту припинити передачу в режимі *С* за умови, якщо це не вплине на роботу його відповідача в режимі *А*, а наступні диспетчерські пункти або органи ОНР, які причетні до обслуговування цього ПК, інформуються про виконані дії;

б) інформує екіпаж ПК про невідповідність показників значення висоти та видає вказівку продовжувати роботу відповідача в режимі *С* з тим, щоб не допустити втрати інформації про місцепе-

ребування та пізнавальний індекс ПК, а наступний диспетчерський пункт або орган ОНР за маршрутом польоту, що має причетність до обслуговування цього ПК, інформується про виконані дії.

Критерієм, використовуваним для визначення того, що ПК зайняв конкретний рівень, є значення ± 60 м (± 200 футів) у повітряному просторі з *RVSM*. В іншому повітряному просторі він становить ± 90 м (± 300 футів).

Якщо отримана в режимі *C* інформація про висоту польоту свідчить про те, що ПК перебуває в межах відповідних допусків, його розглядають як такий, що підтримує заданий рівень.

Повітряний корабель, який отримав дозвіл на звільнення рівня польоту, розглядається як такий, що почав виконання цього маневру та звільнив рівень польоту, зайнятий ним раніше, коли згідно з отриманою в режимі *C* інформацією про висоту польоту цей ПК переміщується в очікуваний бік більше ніж на 90 м (300 футів) відносно рівня польоту, що підтримувався раніше.

Повітряний корабель, який набирає висоту або знижується, розглядається як такий, що перетинає рівень польоту, коли згідно з отриманою в режимі *C* інформацією про його висоту польоту цей ПК пройшов цей рівень польоту у відповідний бік та віддалився від нього більше ніж на 90 м (300 футів).

Повітряний корабель розглядається як такий, що зайняв вказаний у дозволі рівень польоту, коли згідно з отриманою в результаті трьох послідовних відповідей в режимі *C* інформацією про висоту польоту цей ПК є у межах відповідних допусків від заданого рівня польоту.

У разі застосування АС КНР диспетчеру може бути невідома частота оновлення даних, отриманих у режимі *C*. У зв'язку з цим в інструкціях для диспетчерів потрібно вказувати кількість циклів повторення інформації, або часовий інтервал, що відповідає трьом послідовним оновленням.

Утручання диспетчера потрібне тільки в тому разі, коли розбіжності між даними про висоту польоту на індикаторі диспетчера та передані пілотом перевищують вказані вище значення.

За відповідних обставин не слід очікувати від екіпажу ПК доповіді про зайняття рівня польоту, якщо на це не було надано відповідної вказівки диспетчера, а екіпаж заздалегідь інформовано, що ПК ідентифікований і перебуває під радіолокаційним контролем.



Запитання для самоперевірки (тест 6)

1. Вкажіть тиск, якому відповідає *Flight Level*.

- а) *QNE*;
- б) *QNH*;
- в) *QFE*;
- г) *QHE*.

2. У РПП нижче від *FL275* для маршрутів ОПР установлено ширину коридору:

- а) ± 10 км (± 5.4 м.м.);
- б) ± 5 км (± 2.7 м.м.);
- в) $\pm 9,3$ км (± 5 м.м.);
- г) ± 6 км (± 2.7 м.м.).

3. Скорочений мінімум вертикального ешелонування 300 м застосовують між ешелонами польоту:

- а) 8750 м (*FL 290*) і 12500 м (*FL 410*) включно;
- б) 8850 м (*FL 290*) і 12500 м (*FL 410*);
- в) 8850 м (*FL 290*) і 12500 м (*FL 420*) включно;
- г) 8850 м (*FL 290*) і 12500 м (*FL 410*) включно.

4. Мінімум радіолокаційного горизонтального ешелонування для вильоту легкого ПК услід за середнім ПК становить:

- а) 8 км;
- б) 6 км;
- в) 10 км;
- г) 12 км.

5. У разі обслуговування рейсу літера «А» у вертикальній площині на ділянці набору висоти до заданого *FL* має бути інтервал:

- а) одинарний;
- б) подвійний;
- в) не менше 300 м (1000 футів);
- г) не менше 500 м (1500 футів).

6. У диспетчерському районі (*TMA*) при перетинанні рівня на попутних треках із застосуванням АС КПП бічний інтервал становить:

- а) 20 км без сходження треків;
- б) 10 км;
- в) 20 км;
- г) 10 км без сходження треків.

7. Середні ПК – це всі типи ПК масою:

- а) меншою за 126000 кг, але більшою ніж за 7000 кг;
- б) меншою за 136000 кг;
- в) меншою за 136000 кг, але більшою ніж 8000 кг;
- г) меншою за 136000 кг, але більшою ніж 7000 кг.

8. Польоти ПК поза маршрутами ОПП на *FL275* або вище потрібно виконувати на відстані:

- а) не більший ніж 15 км (8 м.м.);
- б) не менший ніж 10 км (5,4 м.м.);
- в) не менший ніж 18,5 км (10 м.м.);
- г) не більший ніж 18,5 км (10 м.м.).

9. За яким меридіаном визначається напрямок лінії шляху:

- а) у *CTR* за магнітним, а у *CTA* за істинним меридіаном;
- б) за магнітним меридіаном;
- в) у *CTA* за магнітним, а у *CTR* за істинним меридіаном;
- г) за істинним меридіаном.

10. Мінімальна відстань між ПК, що прямують одним маршрутом на одному рівні, у *TMA* з використанням АС КПП становить:

- а) 10 км за винятком сегментів заходження на посадку;
- б) 20 км;
- в) 10 км;
- г) 20 км за винятком сегментів заходження на посадку.

11. Мінімуми радіолокаційного горизонтального ешелонування, що пов'язані з турбулентністю у сліді, застосовують у межах диспетчерської зони на висотах польоту:

- а) нижче 1700 м;
- б) нижче 1500 м;
- в) 1500 м та нижче;
- г) 1700 м та нижче.

12. Вертикальний інтервал у повітряному просторі з *RVSM* між ПК, що виконують польоти в заборонених або небезпечних зонах:

- а) 1000 футів;
- б) 2000 футів (між ПК, затвердженими до польотів з *RVSM*, та іншими);
- в) 2000 футів;
- г) 1000 футів між ПК, затвердженими до польотів з *RVSM*, та 2000 футів між ПК, не затвердженими до польотів з *RVSM*.

13. Критерієм, використовуваним для визначення того, що ПК зайняв конкретний рівень, є значення:

- а) ± 60 м (± 200 футів) у повітряному просторі з *RVSM*, в іншому повітряному просторі – ± 90 м;
- б) ± 60 м у повітряному просторі з *RVSM*, в іншому повітряному просторі – ± 30 м;
- в) ± 90 м (± 300 футів) у повітряному просторі з *RVSM*, в іншому повітряному просторі – ± 60 м;
- г) ± 90 м (± 300 футів).

14. У *СТА* в разі перетинання рівня на зустрічних треках поздовжній інтервал у момент перетинання зайнятого рівня має бути:

- а) 30 км (із врахуванням 20 км бічного інтервалу);
- б) 30 км;
- в) 20 км (із врахуванням 20 км бічного інтервалу);
- г) 20 км.

15. Під час виконання польоту літера «А» за ПВП на висотах, нижчих від нижнього ешелону у горизонтальній площині, – має бути . . . по обидва боку від осі маршруту:

- а) 10 км;
- б) 15 км;
- в) 20 км;
- г) 5 км.

16. Легкі ПК – це усі типи ПК масою:

- а) 7000 кг;
- б) менше 8000 кг;
- в) менше 7000 кг;
- г) 7000 кг або менше.

17. У разі обслуговування рейсу літера «А» у горизонтальній площині без радіолокаційного контролю мінімальний інтервал має бути по . . . хв до і після прольоту ПК, що виконує рейс літера «А».

- а) 20 хв;
- б) 15 хв;
- в) 10 хв;
- г) 5 хв.

18. На етапі вильоту важкого ПК за важким ПК застосовують мінімум радіолокаційного горизонтального ешелонування:

- а) 12 км;
- б) 10 км;
- в) 8 км;
- г) 6 км.

19. У *СТА* в разі прямування ПК на одному рівні на треках, що перетинаються, поздовжній інтервал у момент перетинання встановлюють:

- а) 20 км незалежно від кута перетинання треків;
- б) 20 км при куті перетинання треків меншим за 70° ;
- в) залежно від кута перетинання треків;
- г) 20 км при куті перетинання треків, більшим за 70° .

20. Важкі ПК – це всі типи ПК масою:

- а) понад 136000 кг;
- б) 136000 кг і більше;
- в) 136000 кг;
- г) 126000 кг і більше.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Англо-російсько-український тлумачний словник до МЕГАмодульного навчального комплексу «Аеронавігація»* / Уклад.: В. П. Бабак, В. П. Харченко, Ю. В. Зайцев. – К.: Книжкове вид-во НАУ, 2007. – 328с.
2. *Безпека авіації: монографія* / В.П. Бабак, В.П. Харченко, В. О Максимов. та ін.; За ред. В. П. Бабака – К.: Техніка, 2004. – 584с.
3. *Ешелонування повітряних кораблів: навч. посіб.* / В.П. Харченко, О. Є. Луппо, Г. Ф. Аргунов, С. А.Закора. – К.: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2009. – 216 с.
4. *Закора С.А. Аналіз методів розв'язання конфліктних ситуацій в умовах вільного польоту* / С.А. Закора // Вісн. НАУ, – 2005. – №1. – С.42–47.
5. *Класифікація повітряного простору обслуговування повітряного руху України: Наказ Укравіатрансу №280 від 19.05.2004.*
6. *Положення про використання повітряного простору України: Постанова КМУ від 29.03.2002 р., № 401 (зі змінами та доповненнями станом на 06.05.2005 р.)* // Офіційний вісник України, – 2002. – № 14. – С.85–113.
7. *Правила виконання польотів та обслуговування повітряного руху в повітряному просторі України зі скороченим мінімумом вертикального ешелонування: Наказ Мінтрансу України №9 від 11.01.2002* // Офіційний вісник України. – 2002. – №1.
8. *Правила польотів повітряних суден та обслуговування повітряного руху в класифікованому повітряному просторі України: Наказ Мінтрансу України від 16.04.2003 р., № 293 зі змінами та доповненнями, внесеними наказом Мінтрансу України від 31.01.2004 р., № 62. (зарєєстровано в Мін'юсті України 23.02.2004 р. за № 238 / 8837)* // Офіційний вісник України. — 2003. — №18.
9. *Про введення в дію системи вертикального ешелонування ICAO: Наказ Мінтрансу та Міноборони №441/241 від 13.07.2001* // Офіційний вісник України. – 2001 – № 29.
10. *Про встановлення у повітряному просторі України типу RNP і розміру буферних зон: Наказ Укравіатрансу №417 від 20.07.2004.*
11. *Про затвердження Правил ведення радіотелефонного зв'язку*

- та фразеології радіообміну в повітряному просторі України: Наказ Міністерства України від 10.06.2004 р. № 486 (*зарєєстро-вано в Мін'юсті України 06.07.2004 р. за № 844/9443*) // Офіційний вісник України, — 2004. — № 28, ч. 2. — С.482–540.
12. *Про застосування назв рівнів при польотах повітряних суден на абсолютній висоті переходу 3050 м (10 000 футів) та нижче: Наказ Державіаслужби №193 від 23.11.2004*// Офіційний вісник України. — 2004. — № 50.
 13. *Про затвердження правил радіолокаційного обслуговування: Наказ Міністерства України від 15.04.2004 р., № 311 (зарєєстро-вано в Мін'юсті України 13.05.2004 р. за № 606/9205)*// Офіційний вісник України. // . — 2004 — № 20 — С.82–122.
 14. *Розрахунок безпечних інтервалів між повітряними кораблями при аеродромному диспетчерському обслуговуванні: метод. рекомендації до виконання курсової роботи / Уклад.: Г. Ф. Аргунов, О. Є. Луппо, В.М. Васильєв. — К.: НАУ, 2008. — 28с.*
 15. *Харченко В.П. Аеронавігація: навч. посіб. / В.П. Харченко, Ю. В. Зайцев. — К.: книжкове вид-во НАУ, 2008. — 272 с*
 16. *Харченко В. П. Принципи організації повітряного простору: навч. посібник. / В. П. Харченко, О. Є. Луппо, В. П. Колотуша. — К.: НАУ, 2005. — 135с.*
 17. *Харченко В.П. Метричний простір ситуацій ПР літальних апаратів / В.П. Харченко, Д.О. Корчунов // Вісн. НАУ, — 2002. — №3. — С.63–68.*
 18. *Энциклопедия безопасности авиации / Н.С. Кулик, В. П. Харченко, М.Г. Луцкий и др.; Под ред. Н. С. Кулика. — К.: Техника, 2008. — 1000 с.; ил. — Библиограф.: с. 977-999.*
 19. *Приложение 2 к Конвенции о международной гражданской авиации. Правила полётов. — 10-е изд. — Монреаль: ICAO, 2005, включая поправки 1 – 41. — С.76.*
 20. *Приложение 11 к Конвенции о международной гражданской авиации. Обслуживание воздушного движения. — 13-е изд. — Монреаль: ICAO, 2001. включая поправки 1 – 46. — С.104.*
 21. *Doc 4444-АТМ/501. Организация воздушного движения Правила аэронавигационного обслуживания: — 15-е изд. — Монреаль: ICAO, 2007. включая поправки 1 – 5. — С.428.*

22. *Doc 8168-OPS/611*. Производство полетов воздушных судов. Т. I. Правила производства полетов. Правила аэронавигационного обслуживания: – 5-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2006. – С.362.
23. *Doc 8168-OPS/611*. Производство полетов воздушных судов. Т. II. Производство полетов воздушных судов. Правила аэронавигационного обслуживания: – 5-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2006. – С.855.
24. *Doc 8400*. Сокращения и коды ИКАО. Правила аэронавигационного обслуживания: – 7-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2007. – С.74.
25. *Doc 9426-AN/924*. Руководство по планированию обслуживания воздушного движения: – 2-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2002. – С.522.
26. *Doc 9574-AN/934*. Руководство по применению минимума вертикального эшелонирования 300 м (1000 фут) между ЭП 290 и ЭП 410 включительно: – 2-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2002. – С.53.
27. *Doc 9613*. Навигация на базе эксплуатационных характеристик. – 1-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2007. – С.148.
28. *Doc 9674-AN/946*. Руководство по Всемирной геодезической системе - 1984 (WGS-84): – 2-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2002. – С.145.
29. *Doc 9689-AN/953*. Руководство по методике планирования воздушного пространства для определения минимумов эшелонирования: – 1-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 1998. – С.124.
30. *Doc 9713*. Словарь по международной гражданской авиации: – 3-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 2007. – С.810.
31. *Cir 120-AN/89/2*. Метод необходимого разделения параллельных трасс: – 2-е изд. – Монреаль: *ICAO*, 1976. – С.271.
32. *Cir 256-AN/152*. Автоматическое зависимое наблюдение и применение линий передачи данных в целях обслуживания воздушного движения: – Монреаль: *ICAO*, 1995. – С.176.
33. *Development and Demonstration of a Prototype Free Flight Cockpit Display of Traffic Information/ W.W. Johnson, V. Battiste, S. Delzell a.o. Proc. of the SAE/AIAA World Aviation Congr.* – 1997. – 19 p.
34. *Airspace Strategy for the ECAC States: Eurocontrol*, 2001. – 91p.
35. *Air Traffic Management Strategy for the years 2000+:* Eurocontrol, – 2003. – Vol. 2. – 130 p.
36. *Action Plan 1. Principles of Operation for the Use of Airborne Separation Assurance Systems:* Eurocontrol, 2001. – 52 p.

37. *CARE/ASAS* Action Plan 1. Principles of Operation for the Use of Airborne Separation Assurance Systems. Ver.7.1: Eurocontrol, 2001. – 52 p.
38. *ESARR* 1. Safety Oversight in ATM: Eurocontrol, 2004. – 24 p.
39. *Long-Term* Forecast of Flights (2004 – 2025): Eurocontrol, 2004. – 32 p.
40. *Manual* for airspace planning. Eurocontrol, 2003. – 203 p.
41. *Towards* a Controller-Based Conflict Resolution Tool: – A Literature Review: Eurocontrol, 2002. – 113 p.
42. *Extended Rules-Of-The Air* to Apply to the Resolution of Encounters in Autonomous Airborne Separation: Eurocontrol, 1996. – 174 p.
43. *Advancing Free Flight Through Human Factors* // Federal Aviation Administration (Aug.), 1995. – 93 p.
44. *Kuchar J. K.* Review of Conflict Detection and Resolution Modeling Methods / J. K. Kuchar, L. C. Yang // *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*. – 2000. – Vol. 1. – 4. – P. 179–189.



КЛАСИФІКАЦІЯ ПОВІТРЯНОГО ПРОСТОРУ

Повітряний простір ОПР класифікується і позначається латинськими літерами *A, B, C, D, E, F, G*.

У повітряному просторі класу *A* дозволяються польоти за ППП; усі ПК цього класу повітряного простору ешелонуються органами ОПР та підлягають диспетчерському обслуговуванню.

У повітряному просторі класу *B* дозволяються польоти за ППП та ПВП; усі ПК цього класу повітряного простору ешелонуються органами ОПР та підлягають диспетчерському обслуговуванню.

У повітряному просторі класу *C* дозволяються польоти за ППП та ПВП. Усі польоти підлягають диспетчерському обслуговуванню.

Повітряні кораблі, які виконують польоти за ППП, ешелонуються відносно ПК, які виконують польоти за ППП та ПВП.

Повітряні кораблі, які виконують польоти за ПВП, ешелонуються відносно польотів ПК, які виконують польоти за ППП і отримують інформацію про рух ПК, що виконують політ за ПВП.

У повітряному просторі класу *D* дозволяються польоти за ППП та ПВП. Усі повітряні кораблі підлягають диспетчерському обслуговуванню. Повітряні кораблі, які виконують польоти за ППП, ешелонуються відносно ПК, які виконують польоти за ППП і отримують інформацію про рух ПК, що виконують політ за ПВП. Повітряні кораблі, які виконують польоти за ПВП, отримують інформацію про польоти (рух) інших ПК у цьому повітряному просторі.

У повітряному просторі класу *E* дозволяються польоти за ППП та ПВП. Повітряні кораблі, які виконують польоти за ППП, підлягають диспетчерському обслуговуванню та ешелонуються відносно ПК, які виконують польоти за ППП. Усі ПК отримують, по змозі, інформацію про рух. Клас *E* не застосовують у диспетчерських зонах.

У повітряному просторі класу *F* дозволяються польоти за ППП та ПВП. Усім ПК, які виконують польоти за ППП, надається консультативне обслуговування на запит екіпажів ПК – польотно-інформаційне обслуговування.

У повітряному просторі класу *G*, якщо його встановлено вище від рівня польоту 5950 м (*FL 195*), дозволяються польоти за ППП і на запит екіпажів ПК надається польотно-інформаційне обслуговування.

Примітка: Консультативне обслуговування застосовують як тимчасовий захід у разі переходу від польотно-інформаційного до диспетчерського обслуговування.

У повітряному просторі класу *G* у зоні польотної інформації дозволяються польоти за ПВП і надається польотно-інформаційне обслуговування. Правила польотів за ППП не застосовують. Польоти в повітряному просторі класу *G* у зоні польотної інформації, вище від дійсної висоти 300 м, виконуються за умов подання заявки до Укрaviaтрансу та до органів управління військ протиповітряної оборони.

Там, де повітряний простір одного класу примикає у вертикальній площині до повітряного простору іншого класу, тобто, коли вони розташовані один над одним, польоти на загальному рівні виконуються з дотриманням вимог, встановлених для класу повітряного простору з менш жорсткими вимогами, і забезпечуються відповідним йому обслуговуванням. У разі застосування цих критеріїв повітряний простір класу *B* розглядають як такий, що ставить менш жорсткі вимоги, ніж повітряний простір класу *A*.

Класифікація повітряного простору вводиться в дію наказом Укрaviaтрансу та публікується у збірнику *AIP*.



ПРАВИЛА ПОЛЬОТІВ

1. Правила візуальних польотів

1.1. Польоти за ПВП виконуються в межах повітряного простору класів *B, C, D, E, F, G* за дотримання таких умов:

- польоти виконуються тільки вдень;
- для польотів нижче за висоту 3050 м (10 000 футів) над середнім рівнем моря уводяться обмеження приладної швидкості не більше ніж 465 км/год, за винятком класу *B*;
- наявність постійного двостороннього радіотелефонного зв'язку з органами ОПП у повітряному просторі класів *B, C* та *D*;
- наявність працюючого приймача-відповідача *SSR* режиму *A/C* для польотів у повітряному просторі ОПП класів *B, C* і *D*;
- урахування температурної та барометричної поправок відповідно до розділу 3 частини 6 тому 1 документа *Doc 8168 ICAO*;
- подання плану польоту (*FPL*) до відповідних органів ОПП для польотів у повітряному просторі класів *B, C, D* та *E*;
- видимість у польоті та відстань до хмар, що дорівнює або перевищує значення, наведені в табл. Д2.1.

До польотів за ПВП за видимості в польоті, меншої ніж 5 км, допускаються командири ПК, що пройшли підготовку за програмами, установленими Державіаадміністрації або командуванням Збройних сил України.

1.2. У разі польотів за ПВП зльоти або посадки на аеродромі, який розташований в межах диспетчерської зони, входження у зону аеродромного руху або схему руху забороняється за умови, якщо:

- висота нижньої межі хмар менша за 450 м;
- видимість на землі менша за 5 км.

Виняток становлять випадки, коли на такий дозвіл є диспетчерський дозвіл, отриманий від органу диспетчерського ОПП.

1.3. Командир ПК зобов'язаний постійно прослуховувати робочу частоту відповідного органу ОПП під час виконання польоту в повітряному просторі ОПП класів *B, C, D* та *E*.

1.4. Польоти загального повітряного руху за ПВП вище від *FL195* до *FL285* включно дозволяються тільки у спеціально зарезервованому для таких польотів повітряному просторі або за дозволом Державіаадміністрації.

1.5. Правила візуальних польотів не застосовуються для польотів на білззвукових та транззвукових швидкостях.

Таблиця Д1.1

Видимість у польоті та відстань до хмар

Клас повітряного простору	Відстань від хмар	Видимість у польоті
<i>B, C, D</i> та <i>E</i>	По горизонталі 1500 м. По вертикалі 300 м (1000 футів)	8 км – на абсолютній висоті 3050 м (10 000 футів) і вище, 5 км – нижче від абсолютної висоти 3050 м (10 000 футів)
<i>F, G</i> вище від абсолютної висоти 900 м (3000 футів) або вище за висоту 300 м (1000 футів) над місцевістю залежно від того, яка величина більша	По горизонталі 1500 м. По вертикалі 300 м (1000 футів)	8 км – на абсолютній висоті 3050 м (10 000 футів) і вище, 5 км – нижче від абсолютної висоти 3050 м (10 000 футів)
<i>F, G</i> на абсолютній висоті 900 м (3000 футів) і нижче або на висоті 300 м (1000 футів) над місцевістю і нижче залежно від того, яка величина більша	По горизонталі – відсутність хмар у напрямку польоту та у разі видимості земної або водної поверхні. По вертикалі: 50 м – до нижньої межі хмар у рівнинній та пагористій місцевостях з приладовою швидкістю 300 км/год та менше; 100 м – до нижньої межі хмар у гористій місцевості, а також в рівнинній та пагористій місцевостях з приладовою – швидкістю 301 – 465 км/год. Вище хмар польоти не виконуються	5 км, 2 км – у рівнинній та пагористій місцевості у разі виконання польотів з приладовою швидкістю 300 км/год та менше, 500 м – для вертольотів, якщо вони виконують завдання та переміщення на висоті до 10 м або маневри зі швидкістю до 10 км/год

1.6. Дозвіл на політ за ПВП не надається в районах, де вище від ешелону 8850 м (*FL 290*) застосовують скорочений мінімум вертикального ешелонування 300 м (1000 футів).

1.7. Горизонтальні польоти на крейсерських режимах за ПВП у повітряному просторі ОПР класу *E* виконуються на абсолютних висотах відносно прогнозованого мінімального *QNH* відповідно до магнітного шляхового кута, якщо напрям маршрутів ОПР:

– від 0 до 179° (включно): 1700 м (5500 футів), 2300 м (7500 футів), 2900 м (9500 футів);

– від 180 до 359° (включно): 1350 м (4500 футів), 2000 м (6500 футів), 2600 м (8500 футів).

1.8. У разі польотів за ПВП у частині повітряного простору класів *B*, *C*, *D* крейсерські рівні ПВП не застосовують.

1.9. Польоти за ПВП не виконують:

а) над густонаселеними районами великих міст, містами чи селищами або над скупченнями людей поза приміщеннями на дійсній висоті, меншій за 300 м, над найвищою перешкодою у радіусі 600 м від ПК;

б) у будь-яких інших районах, крім зазначених у підпункті «а», на дійсній висоті, меншій за 150 м, над землею або водною поверхнею.

Винятком є випадки, коли це потрібно для зльоту чи посадки або коли на польоти нижче від зазначених дійсних висот видається дозвіл Державіаслужби.

1.10. Командир ПК, що виконує політ за ПВП і який має намір виконувати політ за ППП, повідомляє відповідний орган ОНР про потрібні зміни, які слід унести до поточного плану польоту, та одержує від нього засобами радіозв'язку настанову щодо виконання польоту за ППП у контрольованому повітряному просторі.

1.11. У разі переходу до польоту за ППП за умов польотів у повітряному просторі класів *B*, *C*, *D* і *E* командир ПК зобов'язаний погодити свої дії та рівень польоту з органом ОНР, який зобов'язаний забезпечити встановлені інтервали між ПК і, в разі потреби, узгодити звільнення нижнього безпечного рівня та умови входження ПК у суміжний диспетчерський район (зону).

1.12. У разі погіршення метеорологічних умов до значень, що не відповідають вимогам до польоту за ПВП, командир ПК зобов'язаний:

– повернутися на аеродром вильоту або виконати посадку на найближчому запасному аеродромі, якщо він не допущений до польотів за ППП;

– перейти до польоту за ППП, якщо він і ПК допущені до таких польотів.

1.13. Виконуючи польоти за ПВП у неконтрольованому повітряному просторі класу *G*, екіпажі ПК обов'язково користуються аеронавігаційними картами масштабу 1:500000 чинного видання.

На аеронавігаційних картах масштабу 1:500000, що призначені для польотів у повітряному просторі класу *G*, має відображатися аеронавігаційна інформація, яка забезпечує безпечне виконання польоту екіпажем ПК у цьому класі повітряного простору ОПР.

1.14. У разі виконання польотів за ПВП командир ПК відповідає за таке:

- виконання правил і заданих умов польоту за ПВП;
- витримування інтервалів ешелонування між ПК, що виконують польоти за ППП та ПВП у повітряному просторі ОПР класів *D*, *E*, *F*, *G*, а в повітряному просторі класу *C* між ПК, що виконують польоти за ПВП;
- витримування безпечної висоти;
- точність витримування встановленого маршруту польоту;
- своєчасну доповідь органу диспетчерського обслуговування про повернення на аеродром вильоту (запасний аеродром) або перехід до виконання польоту за ППП у разі погіршення метеорологічних умов до значень, нижчих від встановлених для польотів у повітряному просторі ОПР класів *B*, *C*, *D* та *E*;
- достовірність інформації про місцеперебування ПК та умови польоту;
- точне і своєчасне виконання диспетчерських дозволів під час польотів у повітряному просторі ОПР класів *B*, *C* і *D*;
- своєчасне надання *FPL* органам ОПР для польоту в повітряному просторі класу *B*, *C*, *D* та *E*;
- наявність відповідного працюючого навігаційного та іншого обладнання ПК, потрібного для виконання польоту в контрольованому повітряному просторі;
- прийняття рішення про виконання зльоту чи посадки за фактичних метеорологічних умов, стану ЗПС та інших відомих йому факторів, що впливають на безпеку польотів.

1.15. У разі польотів за ПВП відповідні органи ОПР відповідають за таке:

- призначення ешелону (висоти) польоту для польотів ПК у повітряному просторі ОПР класів *B*, *C*, *D*;

- дотримання часових інтервалів під час зльоту ПК з контрольованих аеродромів;
- польотно-інформаційне забезпечення;
- забезпечення встановлених інтервалів ешелонування між ПК для переходу на політ за ППП у повітряному просторі ОНР класів *B, C, D* і *E*;
- узгодження умов входження ПК, який виконує контрольований політ, до суміжного диспетчерського району (зони);
- забезпечення аварійного обслуговування.

2. Правила польотів за приладами

2.1. Польоти за ППП виконуються в межах повітряного простору ОНР класів *A, B, C, D, E, F* і *G* за дотримання таких умов:

- для польотів нижче за 3050 м (10 000 футів) над середнім рівнем моря (в частині повітряного простору класів *D, E, F*) вводяться обмеження приладної швидкості не більше ніж 465 км/год;
- наявності постійного двостороннього радіотелефонного зв'язку з відповідним органом ОНР під час польотів у повітряному просторі класів *A, B, C, D, E, F* і *G*;
- наявності працюючого приймача-відповідача *SSR* режиму *A/C* під час польотів у повітряному просторі класів *A, B, C, D* та *E*;
- подачі плану польоту (*FPL*) до відповідних органів ОНР;
- наявності відповідного навігаційного обладнання ПК, потрібного для виконання польоту за ППП;
- виконання польотів у повітряному просторі класу *G* – вище від ешелону польоту 5950 м (*FL 195*).

2.2. Польоти за ППП виконуються на заданих ешелонах (висотах) відповідно до правил вертикального та горизонтального ешелонування з дотриманням заданих режимів польоту та за встановленими маршрутами ОНР.

Зміна рівня польоту здійснюється з дозволу органу ОНР, за винятком випадків створення загрози безпеці польотів, де командир ПК надається право самостійно змінювати рівень польоту з негайним повідомленням про це відповідному органу ОНР.

2.3. Горизонтальні польоти на крейсерських режимах за ППП у повітряному просторі ОНР класу *E* виконуються на абсолютних

висотах відносно прогнозованого тиску QNH відповідно до магнітного шляхового кута, якщо напрямки маршрутів ОПР:

– від 0 до 179° (включно): 1500 м (5000 футів), 2150 м (7000 футів), 2750 м (9000 футів);

– від 180 до 359° (включно): 1850 м (6000 футів), 2450 м (8000 футів), 3050 м (10 000 футів).

2.4. Екіпаж, виконуючи політ за ППП, зобов'язаний постійно спостерігати за повітряною і метеорологічною ситуацією візуально та з використанням бортового радіотехнічного обладнання.

2.5. За винятком випадків виконання зльотів та посадок польоти за ППП виконуються на рівнях польоту, не нижчих від мінімальної абсолютної висоти польоту, або якщо таку мінімальну абсолютну висоту польоту не встановлено:

– у пагористій або гірській місцевості на рівні, що перевищує більше ніж на 600 м (2000 футів) найвищу перешкоду, розташовану в межах 8 км від розрахункового місцеперебування ПК;

– у будь-яких інших випадках – на рівні, що перевищує більше ніж на 300 м (1000 футів) найвищу перешкоду, розташовану в межах 8 км від розрахункового місцеперебування ПК.

2.6. Командир ПК, який вирішив перейти від польоту за ППП до польоту за ПВП, повідомляє відповідний орган диспетчерського обслуговування про припинення польоту за ППП і про зміни, що вносяться до поточного плану польоту.

2.7. У разі, якщо ПК, що виконує політ за ППП, перебуває у *VMS* або стикається з такими умовами, він не припиняє польоту за ППП, якщо не передбачається, що впродовж достатнього проміжку часу політ виконуватиметься у стійких візуальних метеорологічних умовах і командир ПК не має наміру виконувати політ за ПВП.

2.8. Горизонтальний політ за ППП у повітряному просторі класу *G*, якщо він установлений вище від ешелону польоту 5950 м (*FL 195*), виконується відповідно до лінії шляху на крейсерському рівні (ешелоні) згідно з таблицею крейсерських рівнів.

2.9. У разі польотів за ППП у повітряному просторі класу *G*, якщо він установлений вище від ешелону польоту 5950 м (*FL 195*), з боку екіпажу ПК здійснюється постійне прослуховування робочої частоти відповідного органу диспетчерського обслуговування, який забезпечує польотно-інформаційне обслуговування.

2.10. Виконуючи політ за ППП, командир відповідає за таке:

- дотримання схеми виходу з району аеродрому, заданого ешелону (висоти) і маршруту польоту, схеми зниження і заходження на посадку, заданих траєкторій і параметрів польоту;
- точність і своєчасність надання інформації про фактичне місцеперебування ПК, висоту і умови польоту;
- точне і своєчасне виконання диспетчерських дозволів під час польотів у повітряному просторі класів *A, B, C, D* і *E*;
- своєчасне надання *FPL* органам ОНР;
- наявність відповідного навігаційного та іншого обладнання ПК, потрібного для виконання польоту в контрольованому повітряному просторі;
- прийняте рішення про виконання зльоту чи посадки за фактичних метеорологічних умов, стану ЗПС та за інших відомих йому чинників, що впливають на безпеку польотів;
- урахування температурної та барометричної поправок відповідно до розділу 3 частини 6 тому 1 документа *Doc 8168 ICAO*.

2.11. У разі польотів за ППП відповідні органи ОНР відповідають за таке:

- правильне призначення безпечного рівня польоту відповідно до польотів у повітряному просторі класів *A, B, C, D* і *E*;
- забезпечення встановлених інтервалів ешелонування під час польотів ПК у повітряному просторі класів *A, B, C*;
- забезпечення встановлених інтервалів ешелонування між ПК, що виконують політ за ППП, та за інформацію про рух ПК, що виконують політ за ПВП у повітряному просторі класу *D*;
- забезпечення встановлених інтервалів ешелонування між ПК, що виконують політ за ППП у повітряному просторі класу *E*;
- забезпечення польотно-інформаційного обслуговування;
- забезпечення аварійного обслуговування ПК, які у свою чергу, забезпечуються диспетчерським обслуговуванням або які надали план польоту, або про які відомо чи передбачається, що вони є об'єктом незаконного втручання;
- обґрунтованість переданих екіпажам ПК диспетчерських дозволів.



КЛАСИФІКАЦІЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ

Льотно-технічні характеристики ПК безпосередньо впливають на визначення повітряного простору та видимості, що потрібно для виконання різних маневрів, пов'язаних із заходом на посадку за приладами. Найбільш значущий елемент характеристик – швидкість. Тому для забезпечення стандартної основи для співвідношення маневреності ПК з конкретними схемами заходу на посадку за приладами встановлено п'ять категорій типових ПК за швидкістю, що перевищує в 1,3 разу швидкість звалювання в посадковій конфігурації за максимальної сертифікованої посадкової маси.

Категорія А – менше 169 км/год (91 вузол) IAS.

Категорія В – 169 км/год (91 вузол) або більше, але менше 224 км/год (121 вузол) IAS.

Категорія С – 224 км/год (121 вузол) або більше, але менше 261 км/год (141 вузол) IAS.

Категорія D – 261 км/год (141 вузол) або більше, але менше 307 км/год (166 вузлів) IAS.

Категорія E – 307 км/год (166 вузлів) або більше, але менше 391 км/год (211 вузлів) IAS.

Для кожної категорії ПК визначено певний діапазон еволютивних швидкостей для використання під час розрахунків повітряного простору та запасу висоти над перешкодами для кожної схеми (табл. ДЗ.1 і ДЗ.2).

Таблиця ДЗ.1

Швидкості для розрахунків схем, км/год

Категорія ПК	V_{at}	Діапазон швидкостей для початкового етапу заходу на посадку	Діапазон швидкостей для кінцевого етапу заходу на посадку	Максимальна швидкість для візуального маневрування	Максимальні швидкості під час відходу на друге коло	
					Проміжний етап	Кінцевий етап
A	Менше 169	165/280(205*)	130/185	185	185	205
B	169/223	220/335(260*)	155/240	250	240	280
C	224/260	295/445	215/295	335	295	445
D	261/306	345/465	240/345	380	345	490
E	307/390	345/467	285/425	445	425	510

Швидкості для розрахунку схем, вузли

Категорія ПК	V_{at}	Діапазон швидкостей для початкового етапу заходу на посадку	Діапазон швидкостей для кінцевого етапу заходу на посадку	Максимальна швидкість для візуального маневрування (політ по колу)	Максимальна швидкість під час відходу на друге коло	
					Проміжний етап	Кінцевий етап
A	Менше 91	90/150(110*)	70/100	100	100	110
B	91/120	120/180(140*)	85/130	135	130	150
C	121/140	160/240	115/160	180	160	240
D	141/165	185/250	130/185	205	185	265
E	166/210	185/250	155/230	240	230	275

Примітки: V_{at} – швидкість перетинання порога ЗПС, що в 1,3 рази перевищує швидкість звалювання в посадковій конфігурації за максимальної сертифікованої посадкової маси.

* максимальна швидкість для обернених схем і схем типу «іподром».

На схемі заходу на посадку за приладами вказуються окремі категорії ПК, для яких затверджено цю схему. Зазвичай, схеми будують з таким розрахунком, щоб забезпечити захисний повітряний простір і запас висоти над перешкодами для ПК до категорії D включно. Однак там, де вимоги, запропоновані до повітряного простору, мають характер загрози безпеці, використання схем може обмежуватися більш низькими швидкісними категоріями. В інших випадках на схемі може бути вказана максимальна приладова швидкість (IAS) для конкретної ділянки без посилання на категорію ПК. У кожному разі важливо, щоб пілоти дотримувалися схем і керувалися інформацією, що зазначена на картах польоту за приладами, і витримували відповідні льотно–технічні параметри, зазначені в табл. ДЗ.1 і ДЗ.2, якщо ПК перебуває в зонах, побудованих для забезпечення запасу висоти над перешкодами.

Класифікація повітряних кораблів залежно від дальності польоту:

- магістральні далекі – 6000 км і більше;
- магістральні середні – 2500 – 6000 км;

- магістральні ближні – 1000 – 2500 км;
- літаки місцевих повітряних ліній – до 1000 км.

Класифікація повітряних кораблів залежно від турбулентності в сліді. Для опису впливу обертових мас повітря, що утворюються за закінцівками крил важких реактивних ПК, використовують термін «*турбулентність у сліді*» замість терміна «*супутний вихор*», що описує характер цих повітряних мас. Докладну інформацію про характеристики супутних вихрів і їх вплив на ПК наведено в розділі 5 частини II Посібника із планування обслуговування повітряного руху [25].

Мінімуми ешелонування за наявності турбулентності в сліді ґрунтуються на поділі типів ПК на три категорії відповідно до максимальної сертифікованої злітної маси:

- 1) *важкі (H)* – усі типи ПК масою 136000 кг або більше;
- 2) *середні (M)* – типи ПК масою менше 136000 кг, але більше 7000 кг;
- 3) *легкі (L)* – типи ПК масою 7000 кг або менше.

У режимі висіння або рulinня по повітрю вертольоти повинні перебувати на значній відстані від легких ПК.

Примітка. Під час виконання польоту вертольоти утворюють вихорі, і є дані про те, що з розрахунку на кожний кілограм загальної маси утворені ними вихорі більш інтенсивні, ніж їх утворюють ПК з нерухомим крилом.

Залежно від максимальної злітної маси ПК та вертольоти розділені на чотири класи (табл. Д3.3)

Таблиця Д3.3

Класифікація ПК залежно від максимальної злітної маси

Клас	Максимальна злітна маса, т	
	Літаки	Вертольоти
1	75 і більше	10 і більше
2	30 – 75	5 – 10
3	10 – 30	2 – 5
4	До 10	До 2

Залежно від швидкості, висоти, дальності польоту та наявності обладнання ПК окремим типам можуть призначатися підвищені класи.



ВИЗНАЧЕННЯ ПОЗИЦІЙ МІЖ ПОВІТРЯНИМИ КОРАБЛЯМИ ПІД ЧАС ЗЛЬОТУ І ЗАХОДЖЕННЯ НА ПОСАДКУ

Пропускна здатність диспетчерської зони залежить від найбільш «вузької» зони, якою є ЗПС, а її пропускна здатність залежить від таких основних чинників:

- характеристик елементів льотного поля;
- метеорологічних;
- застосовуваних посадкових систем;
- льотно-технічних характеристик ПК;
- установлених норм поздовжнього ешелонування;
- організації руху ПК у диспетчерській зоні.

Повітряний корабель, що вилітає, ешелонується відносно попереднього ПК, який вилітає або прибуває, якщо ці ПК використовують одну й ту саму ЗПС таким чином, щоб він не починав розбіг для зльоту доти, доки попередній ПК, що приземлився, не звільнить ЗПС або поки інший ПК, що злетів, не перетне кінець ЗПС або не виконає розворот щодо запобігання конфліктній ситуації. За наявності можливості визначення відстані за відповідними наземними орієнтирами ПК може починати розбіг, якщо інший ПК відірвався від землі і між ними існує мінімальна відстань (рис. Д4.1):

- **ВАЖКИЙ** за **ВАЖКИМ** – 8 км;
- **СЕРЕДНІЙ** за **ВАЖКИМ** та **ЛЕГКИЙ** за **СЕРЕДНІМ** – 10 км;
- **ЛЕГКИЙ** за **ВАЖКИМ** – 12 км, в усіх інших випадках – 6 км,

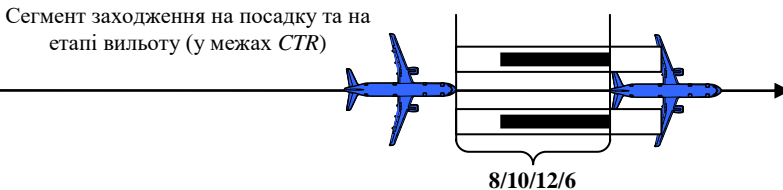


Рис. Д4.1. Ешелонування ПК, що вилітають та прибувають

Наведені вище інтервали між ПК використовуються під час радіолокаційного ешелонування.

Підставою для видачі дозволу на вирулювання ПК із попереднього на виконавчий старт є розрахований для певного аеродрому безпечний інтервал між ПК, що вилітає, і ПК, що заходить на посадку.

Повітряний корабель, що вилітає, повинен почати зліт до прольоту ПК, що заходить на посадку, до відстані 4 км від торця ЗПС. Дозвіл на посадку диспетчер дає до відстані 1000 м від торця, після звільнення ЗПС ПК, що вилетів.

Робочі інструкції диспетчерів АДВ передбачають наявність на робочих місцях довідкових матеріалів, розрахованих лінійних значень позицій ПК, що гарантують безпечні інтервали для їх послідовного зльоту і посадки.

Розрахунок лінійних значень позицій ПК повинен визначатися з врахуванням вищенаведених вимог.

На практиці, як було прийнято раніше, час зайнятості ЗПС визначався методом хронометражу (виміру) окремих етапів руху ПК під час їх зльоту і посадки. Для більшої об'єктивності звичайно хронометраж проводили в період максимальної інтенсивності польотів на аеродромі. Однак не завжди є можливість спрогнозувати період максимальної інтенсивності польотів і провести необхідний хронометраж. Тому вирішити поставлене завдання з урахуванням різних зовнішніх факторів, що у комплексі можуть впливати на час зайнятості ЗПС, можна тільки аналітично. У реальній обстановці ймовірність їх одночасного прояву незначна.

Під час використання ЗПС застосовують такі види черговості ПК, що вилітають і виконують посадку:

- 1) ПК, що вилітають один за одним;
- 2) ПК, що прибувають один за одним;
- 3) ПК, що прибуває, та ПК, що вилітає;
- 4) ПК, що вилітає, та ПК, що прибуває.

Найбільш складною технологічною процедурою під час використання ЗПС є **«ПОСАДКА ЗА ЗЬЛОТОМ»**, оскільки у разі процедур «ЗЛІТ ЗА ЗЬЛОТОМ» і «ЗЛІТ ЗА ПОСАДКОЮ» диспетчер АДВ може затримати ПК, що вилітає, на будь-який необхідний час. Під час виконання процедури «ПОСАДКА ЗА ПОСАДКОЮ» інтервал між ПК забезпечує диспетчер підходу, а диспетчери АДВ не можуть його регулювати.

Для розрахунку інтервалу між ПК необхідно ввести такі позначення:

$T_{д.п}$ – час необхідний для дозволу посадки ПК;

$H_{роз}$ – висота першого розвороту;

$L_{ЗПС}$ – довжина ЗПС;

$l_{ЗПС}$ – ширина ЗПС;

$l_{РД}$ – ширина руліжної доріжки (РД);

$S_{ЛПС}$ – відстань від лінії попереднього старту (ЛПС) до бічної границі ЗПС;

$V_{рул}$ – швидкість руління на виконавчий старт;

$L_{розб}$ – довжина розбігу;

$V_{відр}$ – швидкість відриву;

V_y – вертикальна швидкість набору висоти;

$V_{наб}$ – швидкість набору висоти;

$V_{з.п}$ – швидкість заходу на посадку;

$l_{ПК}$ – довжина ділянки для установки ПК уздовж осі ЗПС

Визначаємо час зайнятості ЗПС ($T_{ЗПС}$) під час вильоту для кожного типу ПК (рис. Д4.2.):

$$T_{ЗПС} = T_{зв} + T_{ЛВС} + T_{гот} + T_{розб} + T_{розв}; \quad (Д4.1)$$

$$T_{ЗПС} = T_{зв} + T_{ЛВС} + T_{гот} + T_{розб} + T_{тор}, \quad (Д4.2)$$

де $T_{зв}$ – час, необхідний для передавання інформації та вказівок на заняття виконавчого старту ; $T_{ЛВС}$ – час руління ПК із лінії попереднього старту на виконавчий старт; $T_{гот}$ – час готовності ПК до зльоту; $T_{розб}$ – час розбігу ПК; $T_{розв}$ – час від відриву ПК до виконання першого розвороту (момент заняття висоти диспетчер визначає за доповіддю пілота про зліт); $T_{тор}$ – час від відриву ПК до прольоту торця ЗПС (момент прольоту торця ЗПС диспетчер визначає візуально).

Визначаємо час заняття виконавчого старту ($T_{ЛВС}$):

$$T_{ЛВС} = \frac{S_{ЛПС} + l_{розв} + l_{ПК}}{V_{рул}},$$

де $l_{розв}$ – довжина дуги розвороту на ЗПС під час заняття виконавчого старту.

$$l_{\text{розв}} = \frac{\pi R n^\circ}{180},$$

де $\pi = 3,14158$; R – радіус розвороту ($R = 0,5 l_{\text{ЗПС}}$); n° – кут розвороту.

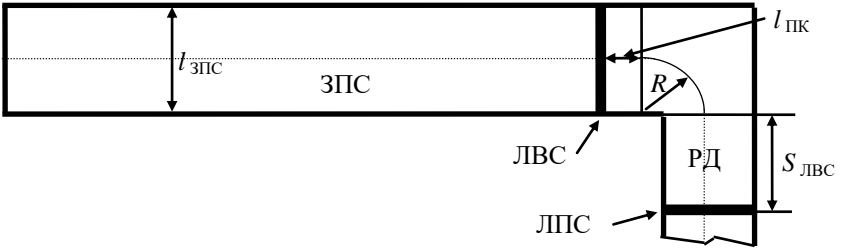


Рис. Д4.2. Схема руху ПК на виконавчий старт

Визначаємо час розбігу ПК ($T_{\text{розб}}$) з урахуванням вітру.

Розбіг – це прискорений рух ПК, тому спочатку визначаємо середнє прискорення на розбігу ($J_{\text{розб}}$):

$$J_{\text{розб}} = \frac{V_{\text{відр}}^2}{2L_{\text{розб}}}.$$

Для врахування впливу вітру на зліт ПК визначимо зустрічну складову вітру ($U_{\text{зустр}}$):

$$U_{\text{зустр}} = U \cos \beta,$$

де β – кут вітру

Визначаємо $V_{\text{відр}}$ з урахуванням вітру ($W_{\text{відр}}$):

$$W_{\text{відр}} = V_{\text{відр}} - U_{\text{зустр}}.$$

Тепер визначаємо час розбігу ПК ($T_{\text{розб}}$) з урахуванням вітру.

$$T_{\text{розб}} = \frac{W_{\text{відр}} - V_0}{J_{\text{розб}}},$$

де V_0 – початкова швидкість розбігу ПК.

Визначимо довжину розбігу ПК з урахуванням вітру ($L_{\text{розб}}^*$):

$$L_{\text{розб}}^* = \frac{W_{\text{відр}}^2}{2J_{\text{розб}}}.$$

Час набору ПК висоти першого розвороту:

$$T_{\text{розв}} = \frac{H_{\text{розв}} - V_0}{Y_y}.$$

Час прольоту ПК вихідного торця ЗПС:

$$T_{\text{тор}} = \frac{S_{\text{тор}}}{W_{\text{наб}}},$$

де $S_{\text{тор}}$ – відстань від точки відриву ПК до прольоту вихідного торця ЗПС; визначають за формулою

$$S_{\text{тор}} = L_{\text{ЗПС}} - (S_{\text{ЛВС}} + L_{\text{розб}}^*);$$

$S_{\text{ЛВС}}$ – відстань від початку ЗПС до ЛВС (рис. Д4.2);

$$S_{\text{ЛВС}} = 0,5 l_{\text{рд}} + 0,5 l_{\text{ЗПС}} + l_{\text{ПК}}.$$

$W_{\text{наб}}$ – швидкість набору висоти розвороту з урахуванням вітру

$$W_{\text{наб}} = V_{\text{наб}} - U_{\text{зустр}}.$$

Визначимо час зайнятості ЗПС ($T_{\text{ЗПС}}$) за формулами (Д4.1) та (Д4.2), при цьому за основу береться менше з двох отриманих значень: $T_{\text{розв}}$ або $T_{\text{тор}}$ те, що відбудеться раніше, тому що ЗПС вважається звільненою, коли ПК, що злетів, пройшов вихідний торець ЗПС або приступив до розвороту над ЗПС.

Визначимо для кожної пари ПК мінімально можливі лінійні інтервали ($D_{\text{мін}}^*$) між ПК, що вилітають і заходять на посадку (з урахуванням того, що ПК, який вилітає, повинен почати розбіг до прольоту ПК, що заходить на посадку, відстані 4000 м від торця ЗПС):

$$D_{\text{мін}}^* = (T_{\text{зл}} W_{\text{зп}}) + 4000, \quad (\text{Д4.3})$$

де $T_{\text{зл}}$ – час від початку вирулювання ПК із попереднього старту до початку зльоту:

$$T_{\text{зл}} = T_{\text{зв}} + T_{\text{ЛВС}} + T_{\text{гот}};$$

$W_{зп}$ – швидкість заходу на посадку ПК з урахуванням вітру:

$$W_{зп} = V_{зп} - U_{зустр};$$

4000 м – відстань ПК, що заходить на посадку, від торця ЗПС.

Визначимо для кожної пари ПК мінімально можливі лінійні інтервали ($D_{мін}$) між ПК, що вилітають і заходять на посадку (з урахуванням того, що ПК, який вилітає, повинен звільнити ЗПС до прольоту ПК, що заходить на посадку, відстані 1000 м від торця ЗПС):

$$D_{мін} = (T_{ЗПС} + T_{д.п}) W_{зп} + 1000, \quad (Д4.4)$$

де $T_{ЗПС}$ – час зайнятості ЗПС ПК, що вилітає, розрахований за формулами (Д4.1) та (Д4.2); $T_{д.п}$ – час необхідний для дозволу посадки ПК; 1000 м – відстань ПК, що заходить на посадку, від торця ЗПС.

Порівняти розраховані за формулою (Д4.3) результати $D_{мін}^*$ з результатами, розрахованими за формулою (Д4.4) $D_{мін}$ по кожному ПК, що злітає і заходить на посадку, найбільші значення для кожної пари округлити до кратних 500 м.

У результаті отримуємо відстань ПК, що заходять на посадку до торця ЗПС, за якої ПК, що вилітає, устигає почати рух з попереднього старту, злетіти і звільнити ЗПС до прольоту 1000 м від торця ЗПС ПК, що заходить на посадку.

В цьому випадку враховується, що ПК, який вилітає, починає розбіг до прольоту ПК, що заходить на посадку, відстані 4000 м від торця ЗПС.

Результати розрахунків заносяться в таблицю, що розміщається на диспетчерських пунктах АДВ, і є посібником диспетчерові для прийняття рішення на заняття виконавчого старту ПК, що вилітає.



ЛЬОТНО – ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ±2м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
AIRBUS INDUSTRIES														
Airbus 340-300	A343/H	4 J	60,3	63,7	16,8	253	186	130	915	425	277	10/3	12500	8000
Airbus 340-200	A342/H	4 J	60,3	59,4	16,8	250	174	123	915	425	277	10/3	12500	10000
Airbus 330-300	A333/H	2 J	60,3	63,7	16,9	212	174	120	925	388	260	15/5	12500	9000
Airbus 330-200	A332/H	2 J	60,3	59,4	16,9	248	184	131	925	388	260	15/5	12500	8000
Airbus 321	A321/M	2 J	34,1	44,5	11,8	83	74	48	895	405	260	15/8	13700	3500
Airbus 320	A320/M	2 J	34,1	37,5	11,7	74	65	43	895	405	260	17/10	13700	3500
Airbus 319	A319/M	2 J	34,1	33,8	11,7	64	61	38	895	405	250	17/10	11300	3500
Airbus 310-300	A313/H	2 J	43,9	45,6	15,8	150	123	80	890	425	260	17/8	12500	8000
Airbus 310-200	A312/H	2 J	43,9	45,6	15,8	142	123	80	890	425	260	17/8	12500	7000
Airbus 300-600	A306/H	2 J	44,8	54,0	16,5	165	138	95	885	425	260	17/ 8	10600	7000
Airbus 300B4-200	A30B/H	2 J	44,8	53,7	16,5	165	134	94	885	425	260	15/ 8	10600	6000
SATIC Beluga	E3ST/H	2 J	44,8	56,1	17,2	155			777	895	260	8/3	9450	5000

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
BOEING														
Boeing 777-300	B773/H	2 J	60,9	70,2	18,4	327	285	147	925	445	295	12/ 5	13100	10000
Boeing 777-200	B772/H	2 J	60,9	63,7	18,4	267	206	135	925	445	295	12/ 5	13100	11000
Boeing 767-300	B763/H	2 J	47,6	54,9	15,9	180	130	87	895	425	260	17/10	13700	9000
Boeing 767-200	B762/H	2 J	47,6	48,5	15,9	175	130	78	935	425	260	17/10	13700	11000
Boeing 757-300	B753/M	2 J	38,0	53,1	13,5	133	112	68	915	425	260	17/10	12500	7000
Boeing 757-200	B752/M	2 J	38,0	47,3	13,5	100	90	57	905	425	260	17/10	12500	8500
Boeing 747-400	B744/H	4 J	64,3	70,7	19,3	395	286	183	925	460	260	15/5	13700	12000
Boeing 747-300	B743/H	4 J	59,6	70,7	19,3	378	286	181	940	460	260	15/5	13700	11000
Boeing 747-SP	B74S/H	4 J	59,6	56,3	20,0	317	204	142	980	460	260	15/5	13700	7000
Boeing 737-800	B738/M	2 J	34,3	39,5	11,1	78	65	43	885	390	250	18/8	12500	5500
Boeing 737-700	B737/M	2 J	34,3	33,8	11,1	55	51	32	885	390	240	18/8	12500	5500
Boeing 737-600	B736/M	2 J	34,3	31,0	11,1	52	50	30	885	390	240	18/8	12500	5500
Boeing 737-500	B735/M	2 J	28,9	31,0	11,1	50	48	33	905	390	240	18/8	11300	4500

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ±2м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
<i>Boeing 737-400</i>	<i>B734/M</i>	<i>2 J</i>	28,9	36,4	11,1	63	55	43	905	390	250	18/8	11300	4500
<i>Boeing 737-300</i>	<i>B733/M</i>	<i>2 J</i>	28,9	33,4	11,1	56	52	35	905	390	240	18/8	11300	4500
<i>Boeing 737-200</i>	<i>B732/M</i>	<i>2 J</i>	28,3	30,5	11,1	52	48	31	895	390	250	18/8	11300	3500
<i>Boeing 737-100</i>	<i>B731/M</i>	<i>2 J</i>	28,3	28,1	11,0	50	45	28	895	390	250	18/8	11300	3500
<i>Boeing 727-200</i>	<i>B722/M</i>	<i>3 J</i>	32,9	46,7	10,4	95	73	45	950	425	265	15/7	13100	5000
<i>Boeing 707-300</i>	<i>B703/M</i>	<i>4 J</i>	44,1	46,6	12,9	151	112	66	970	445	250	12/5	11800	9000
LOCKHEED														
<i>L1011 Tristar</i>	<i>L101/H</i>	<i>3 J</i>	47,3	54,3	18,8	195	162	124	940	445	260	12/5	12500	7000
<i>L1011-500</i>	<i>L101/H</i>	<i>3 J</i>	50,9	50,0	18,8	225	167	108	965	445	260	12/5	13100	9000
<i>C-141 Starlifter</i>	<i>C141/H</i>	<i>4 J</i>	48,7	51,2	11,9	155	126	65	905	425	260	5/3	12500	6000
<i>C-130 Hercules</i>	<i>C130/M</i>	<i>4 T</i>	40,4	34,3	11,7	70	61	35	580	295	220	7/3	10060	2500
GULFSTREAM AEROSPACE														
<i>Gulfstream V</i>	<i>GLF5/M</i>	<i>2 J</i>	28,5	29,4	7,7	40	32	23	925	370	260	17/10	15500	12000
<i>Gulfstream IV</i>	<i>GLF4/M</i>	<i>2 J</i>	23,7	26,9	7,4	34	30	21	940	370	260	17/12	13700	7000

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ±2м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
<i>Gulfstream III</i>	<i>GLF3/M</i>	<i>2 J</i>	23,7	25,3	7,4	32	27	19	895	370	260	17/12	13700	6000
<i>Gulfstream II</i>	<i>GLF2/M</i>	<i>2 J</i>	22,3	24,9	7,4	28	26	17	905	370	260	17/12	13100	4000
<i>Gulfstream 159</i>	<i>G159/M</i>	<i>2 T</i>	23,9	22,9	7,1	16	14	9	565	295	210	5/2	8800	1500
ILYUSHIN														
<i>IL-114</i>	<i>I114/M</i>	<i>2 T</i>	30,0	26,8	9,3	23	21	15	450	275	230	7/2	8100	1500
<i>IL-96</i>	<i>IL96/H</i>	<i>4 J</i>	60,1	55,4	17,6	216	175	112	890	370	275	10/4	11900	9000
<i>IL-86</i>	<i>IL86/H</i>	<i>4 J</i>	48,0	59,5	15,8	206	175	121	940	370	275	10/4	10600	5000
<i>IL-76</i>	<i>IL76/H</i>	<i>4 J</i>	50,5	46,6	14,7	170	133	75	810	370	275	7/3	11800	5000
<i>IL-62</i>	<i>IL62/H</i>	<i>4 J</i>	43,2	53,1	12,3	165	105	74	915	405	295	10/3	12500	9000
MCDONNELL DOUGLAS														
<i>DC 8-73</i>	<i>DC87/H</i>	<i>4 J</i>	45,2	57,1	13,1	161	117	75	940	450	275	12/5	12500	10000
<i>DC 9-30</i>	<i>DC9/M</i>	<i>2 J</i>	28,5	36,4	8,4	52	46	25	900	425	275	12/5	11300	3000
<i>DC 10-30</i>	<i>DC10/H</i>	<i>3 J</i>	50,4	55,2	17,7	264	183	121	940	445	280	12/5	12500	10000
<i>MD 11</i>	<i>MD11/H</i>	<i>3 J</i>	51,7	61,2	17,7	284	208	132	970	445	280	12/5	12500	13000

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
MD 80,81,82,83,88	MD8../M	2 J	32,9	45,0	9,0	73	63	35	925	425	275	12/5	11300	5000
MD 87	MD87/M	2 J	32,9	39,7	9,7	63	58	31	925	425	275	12/5	11300	4000
MD 90	MD90/M	2 J	32,9	46,5	9,4	71	64	40	905	425	275	12/5	11300	4000
MD 95	MD95/M	2 J	28,4	36,3	8,6	52	48	30	905	425	275	12/5	11300	3000
ANTONOV														
AN 225 <i>Mriya</i>	A225/H	6 J	88,4	84,0	18,2	600	525		850	405	280	4/2	11900	5000
AN 140	A140/M	2 T	23,2	22,5	7,2	19	19	11	570	295	210	12/2	8600	2000
AN 124 <i>Ruslan</i>	A124/H	4 J	73,3	69,1	20,7	405	325	175	865	460	275	10/3	11900	9000
AN 72	AN72/M	2 J	31,8	28,0	8,6	35	35	19	700	295	255	15/7	11300	5000
AN 70	AN70/M	4 T	44,0	40,2	16,1	123			775	295	250	10/3	9450	5500
AN 26	AN26/M	2 T	29,2	23,8	8,5	23	23	15	435	260	200	5	7900	2000
AN 24	AN24/M	2 T	29,2	23,5	8,3	21	21	17	450	260	200	5/2	8800	2000
AN 22 <i>Antey</i>	AN22/H	4 T	64,4	57,8	12,5	250	195	114	750	270	240	5/2	10060	5000
AN 12	AN12/M	4 T	38,0	37,0	9,8	61	57	28	710	270	235	5/2	10060	5000

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
FOKKER														
<i>Fokker 100</i>	<i>F100/M</i>	<i>2 J</i>	28,0	35,5	8,5	44	40	24	840	370	260	7/4	10600	3000
<i>Fokker 70</i>	<i>F70/M</i>	<i>2 J</i>	28,0	30,9	8,5	37	34	21	860	370	260	7/5	10600	3000
TUPOLEV														
<i>TU 334</i>	<i>T334/M</i>	<i>2 J</i>	29,7	31,2	9,3	46	40	28	815	390	275	10/5	13100	3000
<i>TU 204</i>	<i>T204/M</i>	<i>2 J</i>	42,0	48,0	13,8	93	86	58	860	405	270	15/7	12500	3000
<i>TU 204–300</i>	<i>T234/M</i>	<i>2 J</i>	42,0	45,2	13,8	89	86	53	860	405	270	15/7	12500	3000
<i>TU 154</i>	<i>T154/M</i>	<i>3 J</i>	37,5	48,0	11,4	100	80	55	975	425	295	15/7	12500	6000
<i>TU 134</i>	<i>T134/M</i>	<i>2 J</i>	29,0	37,0	9,1	49	43	29	885	370	270	10/5	11800	2500
CANADAIR														
<i>CLX Global Express</i>	<i>CLX/M</i>	<i>2 J</i>	28,5	30,3	7,4	41	39	18	890	370	275	12/7	12500	11000
<i>CRJ Regionaljet</i>	<i>CRJ/M</i>	<i>2 J</i>	21,2	26,7	6,3	22	20	14	850	370	275	10/7	12500	2500
<i>CL 601 Challenger</i>	<i>CL60/M</i>	<i>2 J</i>	19,6	20,8	6,3	20	16	12	880	370	275	17/12	12500	6500

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
YAKOVLEV														
Yak 42	YK42/M	3 J	36,2	40,3	9,8	63	56		810	365	270	5/3	9450	3000
Yak 40	YK40/M	3 J	25,0	20,3	6,5	16	16	10	550	330	230	5/2	8630	1000
BRITISH AEROSPACE														
BAC 111-500	BA11/M	2 J	28,5	32,6	7,7	45	39	25	840	405	275	7/3	10600	3500
BAC 111-400	BA11/M	2 J	26,9	28,5	7,7	42	37	21	850	405	275	7/3	10600	3000
BAC 146-300	RJ115/M	4 J	26,3	30,9	8,6	50	41	29	770	370	255	7/3	9450	3000
BAC 146-200	RJ100/M	4 J	26,3	28,5	8,6	46	40	25	780	370	255	7/3	9450	3000
BAC 146-100	RJ85/M	4 J	26,2	26,1	8,6	44	38	21	795	370	250	7/3	8830	2500
Jetstream 61	JS61/M	2 T	30,6	26,0	7,1	24	23	14	500	310	270	5	7700	2000
Jetstream 41	JS41/M	2 T	18,2	19,2	5,7	11	10	6	545	295	200	5	7600	1500
Bae Hawker 1000	H25C/M	2 J	15,6	16,4	5,2	14	11	8	870	405	275	17/12	13100	5500
Bae Hawker 800	H25B/M	2 J	15,6	15,6	5,3	13	11	6	870	405	275	17/12	13100	4500
HS 125	H25A/M	2 J	14,3	15,4	5,3	12	11	6	840	350	275	15/10	12500	4500

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
AEROSPATIALE														
ATR 72-200	AT72/M	2 T	27,0	27,1	7,6	22	21	14	510	315	210	5	7500	2500
ATR 42-500	AT45/M	2 T	24,5	22,6	7,6	17	16	10	495	315	210	5	7500	2000
DASSAULT BREQUET														
Falcon 2000	FA22/M	2 J	19,3	20,2	6,9	16	15	9	860	350	260	15/10	14300	5500
Falcon 900B	FA90/M	3 J	19,3	20,2	7,5	21	19	10	945	350	260	17/12	15500	7500
Falcon 200	FA21/M	2 J	16,3	17,1	5,3	14	13	6	880	330	250	15/12	13700	4500
Falcon 100	FA11/M	2 J	13,0	13,8	4,6	9	9	5	905	330	250	15/12	13700	3000
Falcon 50	FA50/M	3 J	18,8	18,4	5,7	18	16	8	880	350	250	15/12	13700	8000
Falcon 20	FA20/M	2 J	16,3	17,1	5,3	13	9	6	860	330	240	17/12	12500	4000
Falcon 10	FA10/M	2 J	13,0	13,8	4,6	9	8	5	905	330	230	17/12	12500	3000
DORNIER														
Do 328	D328/M	2 T	20,9	21,2	7,1	14	12	8	640	295	190	7/4	9500	2000
Do 528	D528/M	2 J	20,9	23,4	7,1	13	12	8	775	350	240	10/5	10600	2500

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
LET KUNOVICE														
L 610	L610/M	2 T	25,6	20,5	7,6	14	13	7	490	290	220	5/3	10050	1500
L 410	L410/M	2 T	19,9	14,4	5,8	7	7	4	380	285	210	3	6400	600
GATES LEARJET														
Learjet 60	LJ65/M	2 J	13,3	17,8	4,4	11	9	5	890	370	270	20/15	15500	5000
Learjet 55	LJ55/M	2 J	13,3	16,7	4,4	10	8	5	890	370	270	15/10	15500	4500
Learjei 45	LJ45/M	2 J	13,3	17,8	4,4	9	9	5	860	370	270	15/10	13700	4000
Learjet 35	LJ35/L	2 J	12,0	14,8	3,7	6	5	4,5	870	360	260	15/10	13700	4300
Learjet 31	LJ31/M	2 J	13,3	14,8	3,7	7	7	4,5	890	360	260	15/10	15500	4000
Learjet 29	LJ29/M	2 J	13,3	14,5	3,7	7	6	4	830	350	250	20/15	15500	2500
Learjet 25	LJ25/L	2 J	10,8	14,5	3,7	6	6	4	830	340	245	20/15	15500	3000
Learjet 24	LJ24/L	2 J	10,8	13,1	3,7	6	5	3,5	830	330	245	20/15	15500	2300
Learjet 23	LJ23/L	2 J	10,8	12,3	3,7	6	5	3	915	330	240	20/15	13100	2300

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
CASA														
CN 235	CN35/M	2 T	25,8	21,3	8,1	15	15	9	460	270	190	5	7900	1000
CASA 212	CS12/M	2 T	20,2	16,1	6,6	7	7	5	370	270	170	3	7900	600
MITSUBISHI														
MU 30 Diamond	MU30/L	2 J	13,2	14,7	4,1	6,7	6	5	805	330	240	12/7	12500	2500
MU 2	MU2/L	2 T	11,9	10,1	3,9	5	4	3	590	290	200	7/2	8800	2300
FAIRCHILD-SWEARINGEN														
Merlin IV Metro	SW4/M	2 T	14,1	18,1	5,1	7	6	4	510	310	210	7/2	8800	2000
Mertin III Metro	SW3/L	2 T	16,6	12,8	5,1	6	6	3	470	310	170	7/3	9500	1500
ISRAEL AIRCRAFT INDUSTRIES														
IAI 1124 Westwind	WW24/M	2 J	13,6	15,9	4,8	10	9	6	870	330	230	15/10	12500	5000
IAI 1125 Astra	AS25/M	2 J	16,0	16,9	5,9	11	9	6	860	330	245	15/10	13700	5500
CESSNA														
Cessna 850 Bravo	C850/M	2 J	15,9	14,2	4,6	7	5	4	780	370	265	15/10	15500	3500

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
<i>Cessna 750 Citation X</i>	<i>C750/M</i>	<i>2 J</i>	19,5	22,0	5,8	14	13	9	980	380	270	15/10	15500	6000
<i>Cessna 650 Citation VI</i>	<i>C650/M</i>	<i>2 J</i>	16,3	16,9	5,1	10	9	7	870	370	270	15/10	15500	4200
<i>Cessna 560 Citation V</i>	<i>C560/M</i>	<i>2 J</i>	13,7	14,9	4,1	7	7	4	795	370	270	12/10	13700	3000
<i>Cessna 550 Citation II</i>	<i>C550/L</i>	<i>2 J</i>	15,9	14,3	4,5	6	6	3	740	295	235	10/7	13100	3000
<i>Cessna 525 Citationjet</i>	<i>C525/L</i>	<i>2 J</i>	14,3	12,9	4,1	5	5	3	700	295	220	12/10	12500	2500
<i>Cessna 500 Citation</i>	<i>C500/L</i>	<i>2 J</i>	14,3	13,2	4,3	6	6	3	650	290	215	10/7	12500	2000
<i>Cessna 441 Conquest</i>	<i>C441/L</i>	<i>2 T</i>	15,0	11,8	4,0	5	4	3	545	290	170	10/5	11200	2800
<i>Cessna 421</i>	<i>C421/L</i>	<i>2 P</i>	12,7	11,0	3,5	3	3	1,5	450	250	190	4/2	9440	1200
<i>Cessna 402</i>	<i>C402/L</i>	<i>2 P</i>	13,4	11,0	3,5	3	3	2	425	250	190	4/2	8200	1500
<i>Cessna 340</i>	<i>C340/L</i>	<i>2 P</i>	11,6	10,4	3,8	3	3	1,5	450	250	190	4	7900	1000

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
<i>Cessna 310</i>	<i>C310/L</i>	<i>2 P</i>	11,2	9,7	3,2	2,5	2,4	1,2	435	245	170	4	6000	1500
<i>Cessna 303</i>	<i>C303/L</i>	<i>2 P</i>	11,9	9,2	4,0	2,3	2,2	1,3	395	220	165	4	7500	1000
<i>Cessna 210</i>	<i>C210/L</i>	<i>1 P</i>	11,2	8,6	2,9	2	1,8	1	425	210	150	4	8200	1000
<i>Cessna 208 Caravan</i>	<i>C208/L</i>	<i>1 T</i>	15,8	12,6	4,5	4	3,8	2	340	220	145	4	7000	2000
<i>Cessna 206 Stationair</i>	<i>C206/L</i>	<i>1 P</i>	10,9	9,8	2,9	1,7	1,7	0,9	315	210	145	2	7900	1500
<i>Cessna 182 Skyline</i>	<i>C182/L</i>	<i>1 P</i>	10,9	8,5	2,7	1,3	1,3	0,4	250	160	130	2	6000	800
RAYTHEON BEECH														
<i>Beech 1900 Airliner</i>	<i>BE02/M</i>	<i>2 T</i>	17,6	17,6	4,5	8	7	5	475	340	200	5/3	10060	2000
<i>Beechjet 400</i>	<i>BE40/M</i>	<i>2 J</i>	13,3	14,7	4,2	7	6	5	850	350	230	15/10	13700	3000
<i>Beech 350</i>	<i>BE3B/L</i>	<i>2 T</i>	17,6	14,2	4,3	6,8	6	5	580	300	210	10/5	10600	2000
<i>Beech 300</i>	<i>BE30/L</i>	<i>2 T</i>	14,6	13,3	4,3	6	5,6	4	580	300	210	10/5	10600	2000
<i>Beech 100 King Air</i>	<i>BE10/L</i>	<i>2 T</i>	13,9	12,1	4,6	5	5	3	445	350	170	5/2	8600	1800

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
<i>Beechcraft 99</i>	<i>BE99/L</i>	2 T	14,0	13,5	4,3	5	4,5	3	460	350	175	5	7900	1500
<i>Beechcraft C90B</i>	<i>BE90/L</i>	2 T	15,3	10,8	4,3	4,6	4,3	3	445	300	170	5/3	8800	1700
<i>Beechcraft 76</i>	<i>BE76/L</i>	2 P	11,5	8,8	2,9	1,8	1,7	1	305	180	135	5	6100	1000
<i>Beechcraft 65</i>	<i>BE65/L</i>	2 P	15,4	10,8	4,3	4	3,7	3,5	400	290	180	4	7900	1800
<i>Beech 60 Duke</i>	<i>BE60/L</i>	2 P	11,9	10,3	3,7	3	3	2	435	295	180	5/2	9100	1800
<i>Beech 58 Baron</i>	<i>BE58/L</i>	2 P	11,5	9,1	2,7	2,8	2,8	1,6	420	250	170	3	7500	1700
<i>Beech 35 Bonanza</i>	<i>BE35/L</i>	1 P	10,2	8,3	2,5	1,6	1,6	0,8	320	200	150	3	5500	1000
PIPER														
<i>Piper 60 Aerostar</i>	<i>PA60/L</i>	2 P	11,1	10,6	3,7	2,7	2,7	1,3	480	290	185	4	8600	220
<i>Piper 46 Malibu</i>	<i>PA46/L</i>	1 P	13,1	8,6	3,4	1,8	1,8	1,1	435	280	180	5	7500	1500
<i>Piper Seminole</i>	<i>PA44/L</i>	2 P	11,7	8,4	2,6	1,7	1,7	0,9	360	235	160	4	6100	1500
<i>Piper 42 Cheyenne</i>	<i>PAY4/L</i>	2 T	14,5	13,2	5,0	6	5,5	4	588	330	185	10/5	10600	2000
<i>Piper 34 Seneca II</i>	<i>PA34/L</i>	2 P	11,8	8,7	3,0	2,1	2	1,2	360	230	170	5	7500	1000
<i>Piper 32 Saratoga</i>	<i>PA32/L</i>	1 P	11,0	8,5	2,4	1,6	1,6	1	330	180	135	3	6100	1500

Фірма-виробник, тип та модифікація	Код ICAO та WTC	Двигуни	Габарити			Маса			Швидкість			ROC ± 2 м/с	«Стеля»	Дальність польоту
			WS	L	H	MTOW	MLW	EOW	MC	MCS	AS			
<i>Piper 31 Navajo</i>	PA31/L	2 P	12,4	10,5	3,9	3,2	3,1	1,9	410	290	170	4	7300	1100
<i>Piper Cherokee Arrow</i>	PARO/L	1 P	10,8	8,3	2,5	1,3	1,3	0,8	330	230	130	3	6100	1000
<i>Piper Aztec</i>	PAZT/L	2 P	11,3	9,5	3,0	2,3	2,2	1	350	290	185	3	550	1000

Примітки: 1. Фірма–виготовлювач, тип та модифікація ПК.

2. Код ICAO та WTC (категорія турбулентності сліду: *H* – важкий ПК; *M* – середній ПК; *L* – легкий ПК).

3. Кількість і тип двигунів: *J* – турбореактивний; *T* – турбогвинтовий; *P* – гвинтовий.

4. Габарити (у метрах): *WS* – розмах крила; *L* – довжина; *H* – висота.

5. Маса (у тоннах): *MTOW* – максимальна злітна маса; *MLW* – максимальна посадкова маса; *EOW* – маса порожнього ПК.

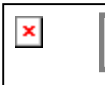
6. Швидкість (км/год): *MC* – максимальна крейсерська швидкість;

MCS – мінімальна чиста швидкість; *AS* – швидкість заходження на посадку.

7. *ROC* – швидкість набирання висоти ± 2 м/с нижче/вище висоти 7500 м.

8. Максимальна висота польоту (у метрах) – «стеля».

9. Дальність польоту (у кілометрах).



AIRBUS A380

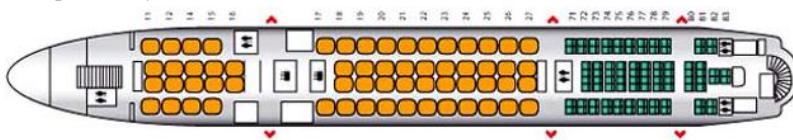
Airbus A380 – широкофюзеляжний реактивний пасажирський літак, створений концерном «*Airbus S.A.S.*» (раніше *Airbus Industrie*) (рис. Дб. 1.).



Рис. Дб.1. *Airbus A380*

Висота 24 м, довжина 73 м, розмах крила 79,8 м, має дві палуби. Може Виконувати безпасадкові перельоти на відстань до 15200 км. Вміщує 525 пасажирів у салоні трьох класів, 853 пасажира в однокласовій конфігурації (рис. Дб. 2.).

Верхня палуба



Основна палуба

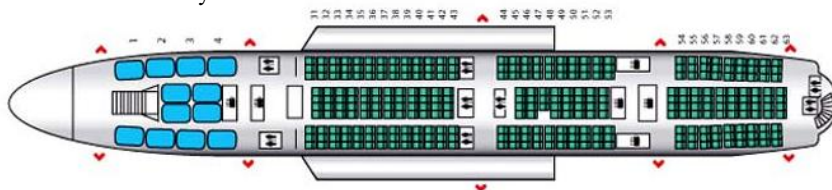


Рис. Дб. 2. Схема пасажирських салонів *Airbus A380*

Серед найбільших лайнерів найекономічніший – 3 літри палива на одного пасажера на 100 км шляху. Має чотири двигуни. Також передбачено вантажну модифікацію А380F з можливістю перевозити вантаж до 150 т на відстань до 10 400 км. Максимальна злітна маса – 560 т (маса самого літака – 280 т). Натепер А380 є також найбільшим пасажирським авіалайнером у світі, що перевершує по місткості «Боїнг-747», який може перевозити до 467 пасажирів (табл. Дб.1). «Боїнг-747» був найбільшим лайнером протягом 35 років; абсолютний же рекорд комерційного використання дотепер належить Ан-225 «Мрія»).

Таблиця Дб.1

Технічні характеристики літака

Характеристики	А380-800	А380-800F
Екіпаж	2 пілоти	
Кількість пасажирів	525 (3 класи) 644 (2 класи) 853 (1 клас)	
Довжина	73 м	
Розмах крила	79,8 м	
Площа крила	845 м ²	
Стрілоподібність крила	33,5°	
Висота	24,1 м	
Колісна база	30,4 м	
Ширина фюзеляжу	7,14 м	
Довжина фюзеляжу	49,9 м	50,68 м
Ширина кабіни, основна палуба	6,60 м	
Ширина кабіни, верхня палуба	5,94 м	
Маса порожнього літака	276 800 кг	252 200 кг
Максимальна злітна маса	560 000 кг	590 000 кг
Максимальна маса вантажу	90 800 кг	152 400 кг
Крейсерська швидкість	0,85 М (~ 900 км/год)	
Максимальна швидкість	0,89 М (~ 950 км/год)	
Практична стеля	13 115 м	
Дальність польоту	15 200 км	10 400 км
Максимальна кількість палива	310 000 л	310 000 – 356 000 л
Силова установка	4 x 311 кН GP7270 Trent 970/B Trent 972/B	4 x 340 кН GP7277 Trent 977/B

Розроблення A380 тривало близько 10 років, вартість усієї програми – приблизно 12 млрд євро. *Airbus* стверджує, що для відшкодування витрат корпорації необхідно продати 420 літаків, хоча за оцінками деяких аналітиків – більше.

Хронологія створення A380

- 18 січня 2005 р. представлено *Airbus A380* у Тулузі.
- Перший випробувальний політ *Airbus A380* виконав 27 квітня 2005 р. у Тулузі. Спочатку планувалося виконати цей політ у першому кварталі 2005 р.
- Перший трансатлантичний переліт з пасажирами на борту, рейсовий політ, що імітує звичайний, 19 березня 2007 р, літак приземлився в міжнародному аеропорту ім. Джона Кеннеді. Величезному авіалайнеру німецької авіакомпанії Люфтганза, що вилетів із Франкфурта, потрібно було на переліт приблизно 8 год. У Нью-Йорк прилетіли 519 пасажирів і 23 члени екіпажу. Пасажирами дебютного перельоту стали співробітники компанії *Airbus*, що створила цей пасажирський лайнер, і німецької авіакомпанії Люфтганза, а також журналісти. Через п'ятнадцять хвилин у міжнародному аеропорту Лос-Анджелеса приземлився інший A380. Лайнер торкнувся посадкової смуги о 09.28 за місцевим часом. Він вилетів із французького міста Тулузи, де розташована штаб-квартира корпорації *Airbus*.
- 15 жовтня 2007 р. було оголошено про першу поставку цього авіалайнера компанії *Singapore Airlines*. Літак виконано у трикласному компонуванні місткістю 471 пасажир.
- 25 жовтня 2007 р. A380 компанії *Singapore Airlines* виконав перший комерційний рейс. Літак вилетів із Сінгапуру о 08.16 і, провівши в небі 7,5 год, благополучно приземлився в Сіднеї. Першим рейсом відправилися 455 пасажирів, також на борту перебувало близько 30 членів екіпажу, включаючи чотирьох пілотів. На честь цієї історичної події всім пасажирам роздали пам'ятні сертифікати, пригостили шампанським. Мінімальна ціна квитка на перший рейс лайнера становила 550 дол. За максимальну суму – 100 тис 380 дол – викупив два місця класу «люкс» британець Джуліан Хейвард, якому надали право першим з пасажирів піднятися на борт.

- 11 січня 2008 р. другий лайнер *A380* був переданий авіакомпанії *Singapore Airlines*.
- 18 березня 2008 р. *A380* виконав перший комерційний рейс у Європу. Літак компанії *Singapore Airlines* вилетів із сингапурського аеропорту Чангі та, провівши в повітрі близько 13 год, успішно приземлився в лондонському Хітроу. Літак був оснащений двигунами *Trent 900* виробництва *Rolls-Royce*.
- 28 липня 2008 р. відбулася передача першого лайнера *A380* авіакомпанії *Emirates Airline*. Літак має 489 пасажирських місць (14 першого класу, 76 бізнес-класу та 399 економ-класу). Церемонія, на якій були присутні понад п'ятсот гостей, відбулася в німецькому місті Гамбург.
- 16 жовтня 2009 р. о 11.56 на шляху з Тулузи в Сеул *A380* виконав першу посадку на території Росії – у Московському аеропорту Домодедово – єдиному в країні, готовому приймати подібні літаки.
- 20 листопада 2009 р. – перший комерційний переліт через Атлантику (з 538 пасажирами на борту). Паризький аеропорт Руасі – Нью-Йорк.

Екологічні вимоги

Airbus 380 був спроектований відповідно до суворих перспективних вимог до шуму та викидів в атмосферу з боку аеропортів. Завдяки широкому застосуванню композиційних матеріалів у конструкції *A380* вдалося значно зменшити масу нового лайнера і відповідно скоротити витрати палива та викиди в атмосферу.

A380 може літати на суміші авіаційного гасу з *GTL* (*Gas-to-liquids* – газ у рідині) із природним газом. Перший тригодинний випробувальний політ відбувся 1 лютого 2008 р. між підприємством компанії *Airbus* у Філтон Брістоль у Великобританії і основним заводом *Airbus* у Тулузі. Один із чотирьох двигунів *A380* використовував суміш із 60% авіаційного гасу і 40% *GTL* палива. Літак не потребує модифікації для використання *GTL* палива, яке призначено для змішування зі звичайним реактивним паливом.

Примітка: *GTL* – процес перетворення природного газу у високоякісні моторні палива, що не містять сірки, та інші, більш важкі, вуглеводні продукти.

Кабіна пілотів

Подібне розташування кабіни, процедури й пілотажні характеристики *Airbus* використовує і в інших своїх літаках, щоб зменшити витрати на навчання екіпажу. В A380 поліпшено стекла кабіни і дистанційне керування рулями за допомогою електроприводів, пов'язаних з бічною ручкою керування. В кабіні екіпажу дев'ять взаємозамінних рідкокристалічних моніторів відображення інформації розмірами 20×15 см (2 – навігаційних даних, 2 – польотних даних, 2 – роботи двигунів, 1 відображає дані про поточний стан усієї системи в цілому та 2 багатофункціональних (рис. Дб. 3)).



Рис. Дб. 3. Кабіна пілотів A380

**Додаток 7****КЛЮЧІ ДЛЯ ПЕРЕВІРКИ ТЕСТОВИХ ЗАВДАНЬ**

Номер питання	Правильна відповідь					
	ТЕСТ 1	ТЕСТ 2	ТЕСТ 3	ТЕСТ 4	ТЕСТ 5	ТЕСТ 6
1	Б	В	Б	В	Г	А
2	Б	Б	А, Г	Б	Б	Б
3	Б	А	В	А	В	Г
4	А	В	Б	Г	А	В
5	Г	А	А, В	В	А	Б
6	Г	Б	Б	В	В	Г
7	Б	В	Б	Б, Г	Б	Г
8	В	А	Г	А, Б	Г	В
9	Г	Г	В	А	Г	А
10	В	А	Б	Г	В	А
11	В	А	Г		Б	Г
12	В	Б	В		А	В
13	А	В	Г		Г	А
14	Б	Б	В		В	Б
15	А	Г	Г		Б	А
16		Г	В		Б	Г
17		Б	А		А	Б
18		А	Б		А	В
19		Г	А		В	А
20		Б	Г		Г	Б

Навчальне видання

ХАРЧЕНКО Володимир Петрович

АРГУНОВ Геннадій Федорович

ЛУППО Олександр Євгенійович

ЗАКОРА Севастян Анатолійович

РИЗИКИ ЗІТКНЕННЯ ТА ЕШЕЛОНУВАННЯ ПОВІТРЯНИХ КОРАБЛІВ

Навчальний посібник

Редактор *Р. М. Шульженко*
Технічний редактор *А. І. Лавринович*
Коректор
Комп'ютерна верстка

Підп. до друку . Формат 60x84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 19,99. Обл.-вид. арк. 20,00.
Тираж 300 пр. Замовлення № .

Видавництво Національного авіаційного університету «НАУ-друк»
03680, Київ – 58, проспект Космонавта Комарова, 1
Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 977 від 05.07.2002