

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

В. П. Харченко, І. В. Остроумов

АВІОНІКА

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



Київ 2013

УДК 629.735.05(075.8)
ББК 0561.5я7
Х 227

Тиражувати без офіційного дозволу НАУ забороняється

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

О. М. Алексєєв – канд. техн. наук (Державна авіаційна служба України);

В. В. Павлов – д-р. техн. наук, проф. (Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем НАНУ та Міністерством освіти і науки, молоді та спорту України)

*Рекомендовано Міністерством освіти і науки,
молоді та спорту України (лист №1/11-6786 від 15.05.2012)*

Харченко В.П.

Х 227 Авіоніка: навч. посіб. / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. – К. : НАУ, 2013. – 272 с.

ISBN 978-966-598-783-3

Викладено основні принципи побудови сучасних систем авіоніки. Розглянуто структуру побудови бортових цифрових систем та цифрові канали передавання даних. Наведено принципи функціонування сучасних систем зв'язку, навігації, спостереження та інформаційних комплексів, а також перспективні концепції побудови обладнання авіоніки.

Для студентів вищих навчальних закладів, які навчаються за напрямом підготовки «Аеронавігація»

УДК 629.735.05 (075.8)
ББК 0561.5я7

ISBN 978-966-598-783-3

© Харченко В.П., Остроумов І.В. , 2013
© НАУ, 2013

ЗМІСТ

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ ТА СКОРОЧЕННЯ	6
ВСТУП.....	15
1. ОСНОВИ ПОБУДОВИ СИСТЕМ АВІОНІКИ	17
1.1. Історичний розвиток систем авіоніки.....	17
1.2. Загальні принципи побудови мікроелектронних пристроїв авіоніки	19
1.3. Блокова структура систем авіоніки	22
1.4. Внутрішня будова LRU.....	25
1.5. Основні вимоги до блока LRU	26
1.6. Інтегрована модульна авіоніка	27
1.7. Класифікація систем авіоніки	31
Запитання для самоперевірки.....	33
2. БОРТОВІ КАНАЛИ ІНФОРМАЦІЙНОГО ОБМІНУ	34
2.1. Загальна інформація про канали інформаційного обміну	34
2.2. Стандарт ARINC 429.....	38
2.3. Стандарт MIL-STD-1553B	43
2.4. Стандрт ARINC 629.....	49
Запитання для самоперевірки.....	52
3. ЗАГАЛЬНІ ВИМОГИ ДО СКЛАДУ СИСТЕМ АВІОНІКИ.....	53
3.1. Вимоги до авіоніки відповідно до міжнародних вимог Європейської організації авіаційної безпеки EASA.....	54
3.2. Вимоги до авіоніки відповідно до документа FAR-25.....	55
3.3. Вимоги до авіоніки відповідно до ARINC	56
Запитання для самоперевірки.....	60
4. СИСТЕМА ЕЛЕКТРОЖИВЛЕННЯ ЛІТАКА	61
4.1. Основні відомості про системи електроживлення	61
4.2. Будова мережі електроживлення сучасного літака	62
Запитання для самоперевірки.....	64
5. СВІТЛОТЕХНІЧНЕ ОБЛАДНАННЯ ЛІТАКА	65
5.1. Зовнішнє освітлювальне та світлосигнальне обладнання	65
5.2. Внутрішнє аварійне та освітлювальне обладнання	67
Запитання для самоперевірки.....	67

6. СИСТЕМИ ПЕРВИННОЇ ІНФОРМАЦІЇ	68
6.1. Система повітряних сигналів	69
6.2. Інерціальні навігаційні системи	80
6.3. Прилади для вимірювання параметрів магнітного поля Землі	87
6.4. Датчики перетворення інформації	91
Запитання для самоперевірки	92
7. СИСТЕМИ РАДІОНАВІГАЦІЇ ТА СПОСТЕРЕЖЕННЯ	93
7.1. Автоматичний радіокомпас	94
7.2. Бортове обладнання VOR	95
7.3. Далекомір DME	97
7.4. Система посадки	100
7.5. Радіовисотомір	104
7.6. Доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу	106
7.7. Метеонавігаційна радіолокаційна станція	107
7.8. Система попередження зіткнень літаків у повітрі	110
7.9. Система раннього попередження наближення землі	125
7.10. Супутникові навігаційні системи	129
Запитання для самоперевірки	135
8. ОБЛАДНАННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АВІАЦІЙНОГО ЗВ'ЯЗКУ	136
8.1. Високочастотний зв'язок	136
8.2. Надвисокочастотний зв'язок	138
8.3. Бортова система адресного цифрового обміну даними ...	139
8.4. Супутниковий зв'язок	144
8.5. Обмін даними за концепцією ADS-B	146
8.6. Обладнання внутрішнього зв'язку	151
8.7. Обладнання забезпечення мобільного зв'язку	152
8.8. Літаковий відповідач	154
Запитання для самоперевірки	157
9. СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО ПІЛОТУВАННЯ	158
9.1. Взаємодія систем пілотування повітряного корабля	158
9.2. Система керування польотом	159
9.3. Система автоматичного керування польотом	163
Запитання для самоперевірки	164
10. ОБЧИСЛЮВАЛЬНА СИСТЕМА ЛІТАКОВОДІННЯ	165
10.1. Структура FMS	165

10.2. Багатофункціональний блок контролю та відображення	166
10.3. Основні функції FMS	168
10.4. Можливості FMS	169
10.5. Режими індикації FMS	170
10.6. Перспективні FMS	171
Запитання для самоперевірки	172
11. ЗАСОБИ ВІДОБРАЖЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ	173
11.1. Будова системи електронної індикації	173
11.2. Системи синтетичного бачення	176
11.3. Комплексна система електронної індикації та сигналізації літака Ан-148	184
11.4. Система електронної індикації літаків Airbus	185
11.5. Система електронної індикації літаків Boeing	188
11.6. Системи індикації на склі	189
Запитання для самоперевірки	191
12. ЗАГАЛЬНОЛІТАКОВЕ ОБЛАДНАННЯ	192
12.1. Силова установка та система її керування	192
12.2. Паливна система	196
12.3. Гідравлічна система	200
12.4. Система протипожежного захисту	204
12.5. Система запобігання обледенінню	206
12.6. Системи створення належного середовища для життєдіяльності людини	207
12.7. Система реєстрації польотної інформації	212
Запитання для самоперевірки	215
13. ПАСАЖИРСЬКЕ ОБЛАДНАННЯ	215
Запитання для самоперевірки	216
14. АВІОНІКА МАЙБУТНЬОГО	217
14.1. Системи зв'язку	219
14.2. Системи навігації	220
14.3. Системи спостереження	223
14.4. Цифрові аеронавігаційні інформаційні мережі	224
14.5. Майбутня аеронавігаційна система	225
Запитання для самоперевірки	230
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ	231
ДОДАТОК	237

УМОВНІ ПОЗНАЧЕННЯ ТА СКОРОЧЕННЯ

AC	– Alternating Current (змінний струм)
ACARS	– Aircraft Communications Addressing and Reporting System (бортова система адресного цифрового обміну даними)
ACAS	– Airborne Collision Avoidance System (бортова система попередження зіткнень літаків)
ADF	– Automatic Directorial Finger (автоматичний радіокомпас)
ADIRS	– Air Data and Inertial Reference System (об'єднана система повітряних сигналів та інерціальна система)
ADS-B	– Automatic Dependant Surveillance – Broadcast (концепція автоматичного залежного спостереження у ширококомовному режимі)
AFDS	– Autopilot/Flight Director System (система автоматичного керування польотом)
AFDX	– Avionics Full Duplex Switched Ethernet (цифровий дуплексний канал передавання даних Ethernet для систем авіоніки)
AGS	– Airborne GSM Server (бортовий сервер GSM)
AHRS	– Attitude Heading Reference System (курсовертикаль)
AIMS	– Aircraft Information Management System (бортова система керування інформацією)
AIS	– Aeronautical Information Service (служба аеронавігаційного інформаційного забезпечення)
ARINC	– Aeronautical Radio Incorporated (радіоавіаційна корпорація)
ASCB	– Avionics Standard Communication Bus (стандартний канал передавання даних для авіоніки)
ASCS	– Aviation Satellite Communication System (система супутникового авіаційного зв'язку)
ATA	– Air Transport Association (Асоціація повітряного транспорту)
ATCRBS	– Air Traffic Control Radar Beacon System (літаковий відповідач)

ATDL	– Air Transport Data Link (модуль передавання даних у цифровому вигляді)
ATIS	– Automatic Terminal Information Service (автоматизована авіаційна інформаційна служба)
ATR	– Air Transport Radio (стандарт на габаритні розміри блоків авіоніки)
AVIONICS	– Aviation Electronics (авіаційна бортова електроніка)
BTS	– Base Transceiver Station (базова приймально-передавальна станція)
CPC	– Cabin Pressure Controllers (обладнання контролю тиску в кабіні)
CPDLC	– Controller-to-Pilot Data Link Communication (канал передавання даних від пілота до диспетчера)
CS	– Certification Specifications (сертифікаційні нормативні вимоги)
CSCB	– Commercial Standard Communications Bus (стандарт на канал зв'язку для обладнання авіоніки легкої авіації)
CSDB	– Commercial Standard Digital Bus (стандарт на цифровий канал інформаційного обміну для обладнання авіоніки легкої авіації)
CSDU	– Cabin Satellite Data Unit (обладнання забезпечення супутникового зв'язку)
CVR	– Cockpit Voice Recorder (реєстратор мовної інформації)
DB	– Data Bus (канал інформаційного обміну)
DC	– Direct Current (постійний струм)
DDA	– Dumb Display Architecture («нерозумний» тип побудови системи електронної індикації)
DDB	– Digital Data Bus (цифровий канал інформаційного обміну)
DFDR	– Digital Flight Data Recorder (цифровий реєстратор польотної інформації)
DFDRS	– Digital Flight Data Recorder System (система цифрової реєстрації польотної інформації)
DGPS	– Differential Global Positioning System (станція визначення диференціальних поправок GPS)

DME	– Distance Measurement Equipment (обладнання вимірювання дальності)
EASA	– European Aviation Safety Agency (Європейська організація авіаційної безпеки)
ECAM	– Electronic Centralized Aircraft Monitor (система електронної індикації параметрів загальнолітакових систем)
EFIS	– Electronic Flight Instrument System (система електронної індикації)
EGNOS	– European Geostationary Overlay System (Європейська геостаціонарна служба навігаційного покриття)
EGPWS	– Enhanced Ground Proximity Warning System (удосконалена система раннього попередження наближення землі)
EIS	– Electronic Instrument System (система електронної індикації інформації)
EMI	– Electromagnetic Interference (електромагнітна сумісність)
ES	– Extended Squitter (розширений протокол передавання даних у режимі ADS-B)
FAA	– Federal Aviation Administration (Федеральна авіаційна адміністрація (США))
FADEC	– Full Authority Digital Engine Control (повністю автоматизована цифрова система контролю за силовою установкою)
FANS	– Future Air Navigation System (майбутня аеронавігаційна система)
FAR	– Federal Aviation Regulations (регулювальні авіаційні правила)
FBW	– Fly-By-Wire (система керування польотом)
FCC	– Flight Control Computer (обчислювальна система керування польотом)
FCMC	– Fuel Control Management Computer (обчислювач системи контролю палива)
FCMS	– Fuel Control and Monitoring System (система керування та контролю палива)

FDAS	– Flight Data Acquisition System (бортова система збирання даних)
FDAU	– Flight Data Acquisition Unit (обладнання збирання польотної інформації)
FDC	– Fuel Data Concentrator (паливна база даних)
FDN	– Four-Dimensional Navigation (навігація у горизонтальній та вертикальній площинах з урахуванням часу)
FDR	– Flight Data Recorder (реєстратор польотної інформації)
FDU	– Fire Detection Unit (система сигналізації пожежі)
FIS	– Flight Information Services (служба польотної інформації)
FIS-B	– Flight Information Service – Broadcast (служба польотної інформації у ширококомовному режимі)
FMS	– Flight Management System (обчислювальна система літаководіння)
FPBN	– Full Performance Based Navigation (навігація, що ґрунтується на максимальній корисності)
FWS	– Flight Warning System (система попередження небезпечних режимів)
GNSS	– Global Navigation Satellite System (система глобальної супутникової навігації)
GPS	– Global Position System (глобальна система супутникового позиціонування (США))
GPWS	– Ground Proximity Warning System (система раннього попередження наближення землі)
GSM	– Global System for Mobile Communications (глобальний цифровий стандарт для мобільного стільникового зв'язку)
GSMOB	– Gsm Services Onboard Aircraft (система забезпечення послуг GSM зв'язку на борту літака)
HF	– High Frequency (високі частоти)
HFDL	– High Frequency Data Link (глобальна система цифрового обміну даними на високих частотах)
HSMU	– Hydraulic Systems Monitoring Unit (блок моніторингу гідравлічної системи)

HUD	– Head-Up Display (система індикації на склі)
ICAO	– International Civil Aviation Organization (Міжнародна організація цивільної авіації)
IDA	– Integrated Display Architecture (інтегрований принцип побудови системи електронної індикації)
IEEE	– Institute of Electrical and Electronics Engineers (Інститут інженерів з електротехніки та електроніки)
IFE	– In-Flight Entertainment (обладнання для розваг під час польоту)
ILS	– Instruments Landing System (інструментальна система посадки)
IMA	– Integrated Modular Avionics (інтегрована модульна авіоніка)
IR	– Integrated Rack (спеціальна полиця для модулів авіоніки)
IRS	– Inertial Reference System (безплатформна інерціальна система)
JAA	– Joint Aviation Authorities (Об'єднана авіаційна адміністрація)
JAR	– Joint Aviation Requirements (загальні авіаційні вимоги)
JTSO	– Joint Technical Standard Order (регламент загальних технічних стандартів)
LAAS	– Local Area Augmentation System (локальна система підвищення точності GNSS)
LCD	– Liquid Crystal Display (рідкокристалічний дисплей)
LED	– Light-emitting diode (світлодіод)
LNAV	– Lateral Navigation (навігація у горизонтальній площині)
LORAN	– Long Range Navigation (система далекої радіонавігації)
LRM	– Line Replacement Module (IMA) (модуль авіоніки)
LRU	– Line Replaceable Unit (блок авіоніки)

MCDU	– Multifunction Control and Display Unit (багатофункціональний блок контролю та відображення обчислювальної системи літаководіння)
MCU	– Modular Concept Unit (стандарт на габаритні розміри модулів авіоніки)
MEMS	– MicroElectronic Mechanical System (мікроелектро-механічна система)
METAR	– METeorological Aerodrome Report (метеорологічне повідомлення для передавання відомостей про фактичну погоду в районі аеродрому)
MHRS	– Magnetic Heading Reference System (курсовертикаль)
MLS	– Microwave Landing System (мікрохвильова система посадки)
MTSAS	– Multifunction Transport Satellite System (багатофункціональна транспортна супутникова система)
MS	– Multilateration System (мультилатераційна система)
MVFR	– Marginal Visual Flight Rules (граничні правила візуальних польотів)
ND	– Navigation Display (навігаційний дисплей)
NCU	– Network Control Unit (керувальний пристрій мережі)
NDB	– Non-Directional (radio) Beacon (всенаправлений радіомаяк)
OATA	– Overall ATM/CNS Target Architecture (загальна структура CNS/ATM)
PBN	– Performance-Based Navigation (навігація, що ґрунтується на характеристиках)
PFD	– Primary Flight Display (пілотажний дисплей)
QAR	– Quick Access Recorder (бортовий пристрій реєстрації польотної інформації)
RA	– Resolution Advisory (TCAS II) (рекомендація щодо розв'язання конфліктної ситуації між літаками)
RAL	– Radio ALtitude (радіовисотомір)

RMS	– Radio management system (система керування радіотехнічними засобами)
RNAV	– Area navigation (зональна навігація)
RNP	– Required Navigation Performance (потрібні навігаційні характеристики)
RTCA	– Radio Technical Commission for Aeronautics (радіотехнічна комісія з питань авіонавтики)
SAE	– Society of Automotive Engineers (Асоціація конструкторів рухомих машин)
SD	– System Display (системний дисплей)
SDAC	– System data analog concentrator (система перетворення аналогових і дискретних даних)
SDC	– Signal Data Concentrator (концентратор даних)
SDCU	– Smoke Detection Control Unit (блок виявлення диму)
SELCAL	– SElective-CALling (система селективного зв'язку)
SESAR	– Single European Sky (програма «Єдине європейське небо» EUROCONTROL)
SID	– Standard Instrument Departure (стандартна схема вильоту)
SSDA	– Semi-Smart Display Architecture («Напіврозумний» тип побудови системи індикації)
STAR	– Standard Instrument Arrival Route (стандартна схема заходу на посадку)
SVS	– Synthetic Vision System (система синтетичного бачення)
SWIM	– System Wide Information Management (загальнодоступна мережа інформаційного обміну)
TA	– Traffic Advisory (TCAS I і TCAS II) (попередження про повітряну ситуацію)
TACAN	– Tactical Air Navigation System (радіонавігаційна система середньої та ближньої дії)
TAF	– Terminal Aerodrome Forecast (періодичний прогноз погоди у зоні аеродрому)
TAWS	– Terrain Awareness and Warning System (система попередження наближення земної поверхні)
TCAS	– Traffic Collision Avoidance System (система попередження небезпечних зближень літаків)

TDI	– Traffic Display Indicator (індикатор повітряного руху)
TDMA	– Time Division Multiple Access (процедура множинного доступу з часовим розподілом каналів)
TIS-B	– Traffic Information Service – Broadcast (широкомовна служба інформації про повітряний рух)
TMC	– Thrust Management Computer (обчислювальна система керування тягою)
TWIP	– Terminal Weather Information for Pilots (періодична метеорологічна інформація для пілотів)
UAT	– Universal Access Transceiver (приймально-передавальне бортове обладнання ADS-B)
ULD	– Underwater Locating Device (підводний маяк)
UTC	– Universal Time Coordinated (універсальний координований час)
VDL	– Very high frequency Data Link (надвисокочастотний канал цифрового зв'язку)
VHF	– Very High Frequency (надвисокі частоти)
VNAV	– Vertical Navigation (навігація у вертикальній площині)
VOR	– Very high frequency Omnidirectional Range beacon (всенаправлений надвисокочастотний радіомаяк)
VSI	– Vertical Speed Indicator (індикатор вертикальної швидкості)
WAAS	– Wide Area Augmentation System (система підвищення точності GNSS широкої зони дії)
WBS	– Weight and Balance System (система ваги та балансування)
WR	– Weather Radar (метеонавігаційна радіолокаційна станція)
XNOR	– eXclusive iNverse OR (обернене виключне «АБО»)
АЦП	– аналого-цифровий перетворювач
ГЛОНАСС	– глобальна навігаційна система
ДВШКЗ	– доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу
ЗПС	– злітно-посадкова смуга

ІНС	– інерціальна навігаційна система
КПР	– керування повітряним рухом
НМ	– повідомлення назви модуля
ОПР	– організації повітряного руху
П	– повідомлення
ПК	– повітряний корабель
РГМ	– різниця глибин модуляції
РЛС	– радіолокаційна станція
РПНЗ	– раннє попередження наближення землі
С	– сигнал синхронізації
СПНЗ	– система попередження наближення землі
ЦАП	– цифроаналоговий перетворювач
ШСЗ	– штучний супутник Землі

ВСТУП

Авіація та електроніка тісно пов'язані між собою. Важко уявити сучасний літак без двигуна, як літак без електроприладів. Електричні засоби забезпечують функціонування усіх агрегатів та систем літака, навігацію, координацію польотів та контроль за всіма параметрами руху.

Будь-яке обладнання сучасного літака цивільної авіації керується та контролюється за допомогою електронних пристроїв. Зліт, політ за маршрутом та посадка виконуються за допомогою великої кількості різних електричних систем. Електронне обладнання забезпечує функціонування всієї авіатранспортної системи.

Термін «авіоніка» походить від двох слів «авіація» та «електроніка», що дослівно означає будь-яке електричне обладнання, що застосовується в авіаційній техніці (рис.1) [21]. Проте в авіаційній літературі цей термін використовують для позначення електричного обладнання, розміщеного винятково на борту літака [50].

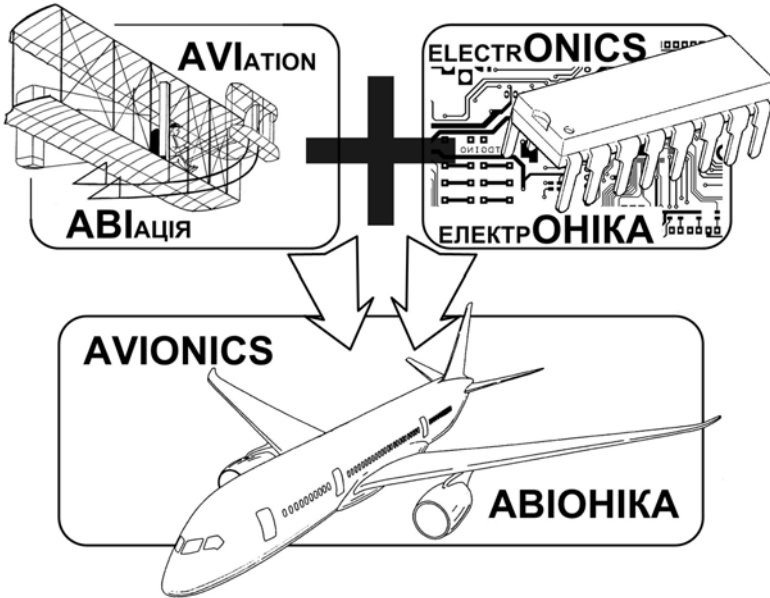


Рис. 1. Термін «авіоніка»

Уперше термін «авіоніка» використано на початку 1950 р. у США [50] стосовно електронного бортового авіаційного обладнання. Аналогом терміна «авіоніка» у російськомовних виданнях радянського періоду можна вважати термін «бортове радіоелектронне обладнання повітряних кораблів». Обидва терміни використовують, на думку авторів, для позначення одного й того ж обладнання.

Загалом натепер термін «авіоніка» має велику кількість визначень та застосувань. Різні словники по-різному його тлумачать. Так, наприклад, переважна більшість сучасних електронних словників [40; 42; 61; 69] термін «авіоніка» подають як науку і технології, що пов'язані з електронними системами та пристроями, використовуваними в авіації та космічній галузі. Таке тлумачення базується на тому, що бортове радіоелектронне обладнання космічних апаратів має багато спільного з принципами функціонування систем повітряного корабля (ПК), або є результатом удосконалення існуючих систем ПК.

У цьому навчальному посібнику під терміном «системи авіоніки» будемо розуміти будь-які системи, розміщені на борту ПК, що залежать від електрики чи потребують її для свого функціонування.

1. ОСНОВИ ПОБУДОВИ СИСТЕМ АВІОНІКИ

1.1. Історичний розвиток систем авіоніки

Від самого зародження авіація та електрика були нерозривно пов'язані між собою. Спрощений історичний розвиток систем авіоніки наведено у табл.1.1. Друга світова війна дала значний поштовх у розвитку радіозв'язку, радіолокації, радіонавігації та ін. Так, наприклад, літак часів Другої світової війни В-29 був укомплектований приблизно від двох до трьох тисяч компонентів авіоніки; бомбардувальник В-52 – учасник в'єтнамської війни – містив понад 50 тис. компонентів, а надзвуковий бомбардувальник В-58 – понад 95 тис.

Системи авіоніки покликані забезпечити пілоту можливість виконувати політ з однієї точки земної поверхні до іншої безпечно і найбільш ефективно за витратами палива та часу.

Однією з основних функцій обладнання авіоніки є автоматизація процесів керування ПК, зокрема забезпечення виконання системами авіоніки усіх функцій, необхідних для належного виконання безпечного польоту з найменшою кількістю членів екіпажу. Це спонукає до неупинного розвитку та вдосконалення існуючих бортових систем ПК. Саме результатом удосконалення та розвитку існуючих систем авіоніки є скорочення членів екіпажу ПК до двох осіб: командира та першого пілота.

Завдяки інтенсивному розвитку бортових електронних систем у часи Другої світової війни та протистояння США і СРСР на рубежі 1960 рр. сформувалися основні системи авіоніки. Проте ці системи навігації, зв'язку, контролю за польотом та індикації були побудовані на основі аналогової техніки. Зазвичай кожна система складалася з величезної кількості різних блоків. Зв'язок між усіма блоками системи забезпечувався дротовим з'єднанням «точка – точка». Сигнали передавалися по них за допомогою зміни напруги чи «вмикання – розмикання» кола. Кожна із систем авіоніки займала багато місця і значно збільшувала масу ПК.

Виникнення та поширення в авіації цифрових ліній передавання даних і цифрової техніки дозволили значно зменшити розміри кожного з блоків авіоніки та розширити їх функціональні можливості. Натепер витрати на системи авіоніки становлять приблизно 60 % від вартості пасажирського літака.

Таблиця 1.1

Важливі дати розвитку систем авіоніки

Дата	Розвиток систем авіоніки
1910	Перші експерименти з радіо на борту літака та автопілотом
1920	Перше обладнання для знаходження напрямку на ненапрямлені радіомаяки
1930	Зародження радіолокації та дистанційного зондування
1940	Поява обладнання радіозв'язку, гіроскопа, авіагоризонту, бортових радіолокаційних станцій, інструментальних систем посадки, гіперболічних радіонавігаційних систем, літакових відповідачів
1950	Перехід до транзисторної техніки. Упровадження радіонавігаційної системи середньої та ближньої дії
1960	Використання інерціальних систем. Зародження супутникових систем навігації
1970	Використання цифрової авіоніки та мікрохвильової системи посадки
1980	Використання мікроелектронної техніки та цифрових систем контролю за польотом
1990	«Комп'ютерна революція». Поява інтегрованої модульної авіоніки та мікроелектромеханічних систем. Використання систем попередження небезпечних зближень літаків та електронної індикації
2000	Упровадження мережевих технологій на борту літака та систем попередження зіткнень з наземними перешкодами
2010	Упровадження концепції автоматичного залежного спостереження та систем синтетичного бачення

1.2. Загальні принципи побудови мікроелектронних пристроїв авіоніки

Побудова сучасних пристроїв та систем авіоніки нерозривно пов'язана з використанням сигналів у цифровому вигляді (рис. 1.1).

Широке застосування цифрової техніки у побудові ПК зумовлено численними перевагами порівняно з аналоговою, основними з яких є:

- можливість використання цифрової обчислювальної техніки;
- підвищення завадостійкості;
- збільшення інформаційної пропускної здатності каналів передавання даних;
- зменшення габаритних розмірів систем авіоніки та кількості дротових з'єднань.

Функціонування кожного цифрового пристрою неодмінно пов'язане з «цифровим словом», яке є аналогом реального аналогового сигналу на певному рівні дискретизації.

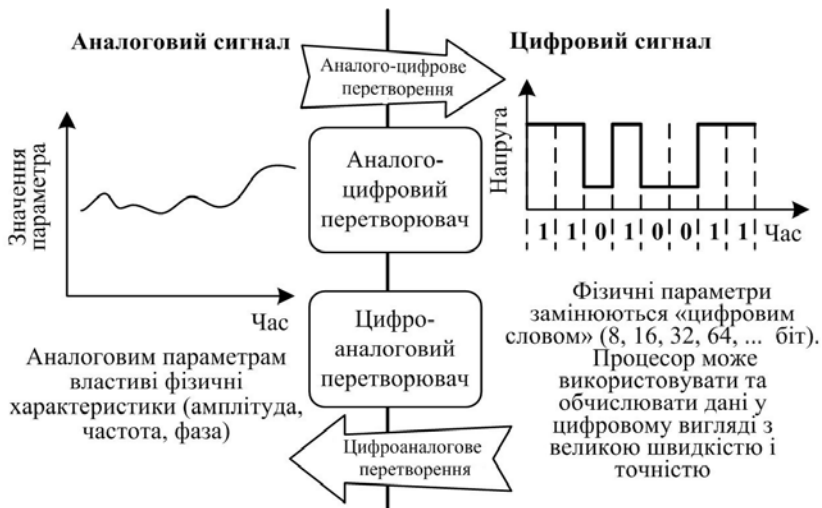


Рис. 1.1. Загальний принцип побудови пристроїв авіоніки

Відповідно кожен аналоговий сигнал, що надходить до комп'ютеризованого блока оброблення інформації, має бути перетворений у двійкову систему числення. Цю функцію виконує

аналого-цифровий перетворювач (АЦП). Він трансформує напругу сигналу, що змінюється у часі, у послідовність імпульсів типу «ввімкнено – вимкнено». Отримані імпульси відповідають як комп'ютерній логіці з її значеннями «так – ні», так і двійковій системі числення, що дозволяє виразити будь-яке число незалежно від того, наскільки воно велике у вигляді комбінації нулів та одиниць. У цифровій техніці нулі та одиниці виражають два стани мікросхем, на яких побудовано центральний процесор, пам'ять та інші блоки.

Для того щоб подати аналоговий сигнал у цифровому вигляді, АЦП періодично вимірює значення амплітуди у вибрані моменти часу, перетворюючи вимірне значення в кожний момент у двійкове число.

Значення різних величин вимірюються за допомогою датчиків, що трансформують ці значення в потрібний сигнал. Відповідно до вихідного сигналу розрізняють цифрові та аналогові датчики.

У сучасних цифрових системах після вимірювання фізичної величини виконується аналіз похибок вимірювань з використанням математичних моделей та певних коефіцієнтів (рис. 1.2).

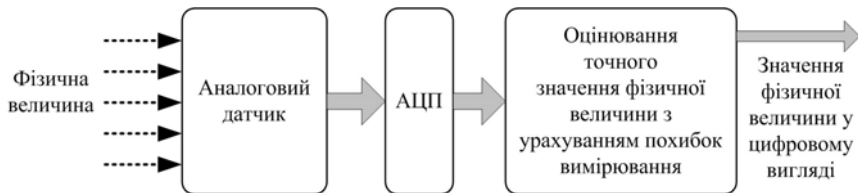


Рис. 1.2. Вимірювання фізичних величин у пристроях авіоники

Після визначення значення деякої фізичної величини у цифровому вигляді до нього додається теж у двійковому вигляді адреса блока чи місця, куди необхідно направити це значення. Цифрове значення разом з адресою утворюють «цифрове слово» (рис. 1.3). У цифровій техніці вся інформація передається у вигляді «цифрових слів» у певному форматі. Структура «цифрового слова» залежить від будови системи і типу передаваної інформації.

Структурно пристрої на борту ПК об'єднуються у системи, призначені для вирішення окремих завдань. Окремі системи

можуть об'єднуватись у більші структури – комплекси. Комплекси бортового обладнання – це сукупність функціонально пов'язаних систем, датчиків, обчислювачів.

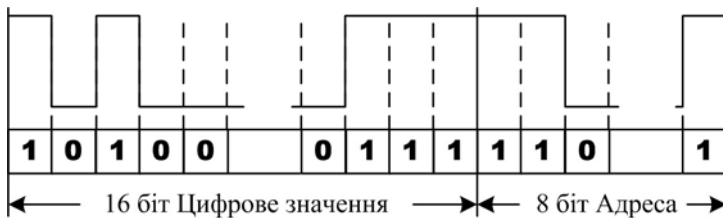


Рис. 1.3. Приклад «цифрового слова»

У зв'язку з обмеженістю простору основні системи авіоніки розміщуються у спеціально відведеному для них місці на ПК, а у кабіні - лише засоби відображення інформації та органи взаємодії і керування (рис. 1.4), через які пілот керує польотом та системами ПК.



Рис. 1.4. Взаємодія систем авіоніки

Електронна система індикації (Electronics Flight Instrument System – EFIS) групує дані від різних систем літака та відображає пілоту інформацію, необхідну в конкретний момент польоту. Через EFIS пілот може отримати інформацію від будь-якої із систем на

літаку в інтелектуально простій та наочній формі. Крім того, під час польоту інформація на дисплеї EFIS автоматично змінюється залежно від фази польоту.

Інформаційний обмін між блоками та системами авіоніки відбувається за допомогою каналів інформаційного обміну (Digital Data Buses – DDB).

Перший стандарт на цифровий канал інформаційного обміну з'явився у 1974 р. (MIL-STD-1553), що спеціально був розроблений для використання у побудові військових літаків США. Приблизно у той же час авіабудівні компанії Boeing та Airbus у побудові літаків цивільної авіації почали теж застосовувати DDB (ARINC 429) для інформаційного обміну між блоками авіоніки. Навіть тепер ARINC 429 є невід'ємною складовою багатьох сучасних систем авіоніки.

Застосування цифрових каналів інформаційного обміну між блоками авіоніки дозволило зменшити кількість проводів та підвищити завадостійкість.

Для організації роботи систем авіоніки застосовується комплекс програм керування та оброблення, що утворюють певну операційну систему, яка, з одного боку, відіграє роль інтерфейсу взаємодії між пристроями обчислювальної системи та прикладними програмами, а з другого – необхідна для керування пристроями та обчислювальними процесами, ефективного розподілу обчислювальних ресурсів між обчислювальними процесами та організацією точних розрахунків.

Програмне забезпечення відіграє одну з найголовніших ролей у проектуванні та розробленні систем. Сучасна елементна база, що використовується для створення блоків, потребує використання спеціальних обчислювальних програм для коректного функціонування.

1.3. Блокова структура систем авіоніки

Авіоніка сучасного літака складається з певної кількості повністю резервованих блоків (Line Replaceable Unit – LRU), що легко замінюються у випадку відмови чи потреби в модернізації. Блокова будова дозволяє замінювати функціональні елементи

систем з мінімальними затратами часу на монтаж. Кожний блок LRU має свої логічні та функціональні межі і являє собою одноблокову структуру. Модульна побудова LRU забезпечує легкий доступ до компонентів системи для їх тестування та заміни. У випадку реєстрації відмови вбудованою системою контролю блока LRU, цей блок може бути замінений на новий в аеропорту з мінімальними затратами часу.

Розміри та будова LRU стандартизовані декількома стандартами, розробленими фірмою «Aeronautical Radio Incorporated» (ARINC) [39]:

- 1) Air Transport Radio (ATR);
- 2) Modular Concept Unit (MCU).

Розміри блока ATR описуються стандартом ARINC 404. Згідно з цим стандартом виділяються такі основні види блоків:

- 1/2 ATR;
- 3/4 ATR;
- 1 ATR;
- 1 1/2 ATR.

Кожен з цих блоків має однакову висоту 269,88 мм та залежну від серії довжину 318 мм (серії «short») чи 495,8 мм (серії «long») (рис. 1.5 і 1.6 відповідно). Крім того, кожен із цих блоків розміщується на спеціалізованій полиці, що містить стандартизовані дротові з'єднання з LRU (додаток, рис.Д1) [52]. Це дає можливість різним виробникам авіоніки розроблювати системи фіксованих розмірів та з відповідними з'єднаннями.

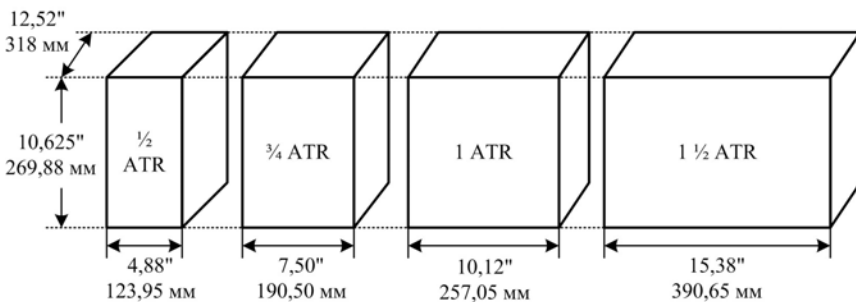


Рис. 1.5. Розміри ATR серії «short»

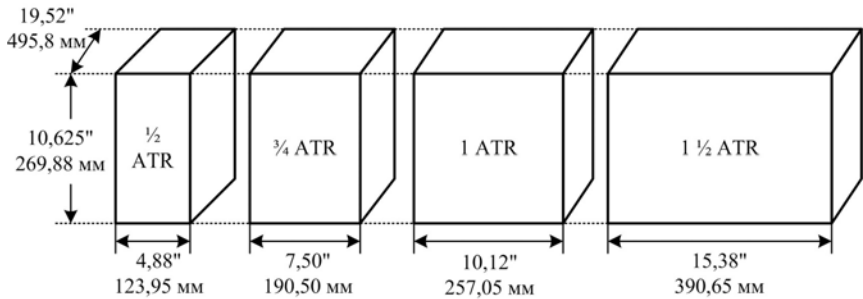
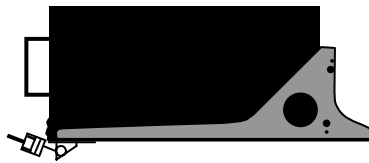


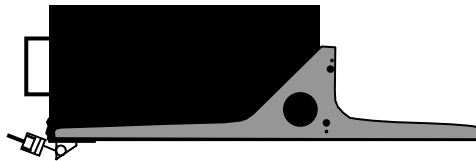
Рис. 1.6. Розміри ATR серії «long»

Для надання більшої гнучкості системі також розроблені варіанти кріплення модулів серії «short» у місця серії «long» (рис. 1.7).

Розміщення «short»/ «short»



Розміщення «short» / «long»



Розміщення «long» / «long»



Рис. 1.7. Варіанти розміщення ATR на різних полицях

Розвиток цифрової техніки потребував перегляду концепції ATR. Значне зменшення габаритних розмірів цифрової електроніки порівняно з аналоговою спонукало до розроблення нового

стандарту на розміри та структуру LRU. Це зумовило розроблення наступного стандарту – ARINC 600, що описує MCU (рис. 1.8).

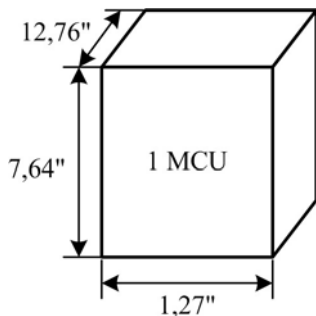


Рис. 1.8. Розміри 1 MCU

Відповідно до нового стандарту вісім блоків MCU за розміром приблизно еквівалентні одному блоку ATR. Розмір типової системи ПК становить 2 MCU [52]. Проте розміри великих систем авіоніки, таких як, наприклад, системи повітряних сигналів, сягають 8 або 10 MCU. Ширину MCU розраховують за формулою

$$W = (N \times 1,3) - 0,032",$$

де N – номер розміру MCU.

1.4. Внутрішня будова LRU

Функціональна структурна схема типового блока LRU показано на рис. 1.9. Джерело живлення конвертує напругу електричної мережі ПК 115 В змінного струму або 28 В постійного струму до понижених рівнів 5 В і 15 В постійного струму для живлення мікропроцесорної техніки.

Типовий блок LRU містить певну кількість цифрових входів та виходів для підключення до каналів інформаційного обміну з іншими системами і блоками LRU (наприклад, ARINC 429). Крім того, для зв'язку з датчиками LRU може мати певну кількість аналогових входів і виходів разом з рознімами дискретних сигналів для приймання та передавання разових команд. Обчислювальний процесор приймає дані від модулів вхідної інформації, оброблює її відповідно до закладеної в нього програми та видає результати оброблення у модулі формування вихідної інформації і заносить її у внутрішню пам'ять.

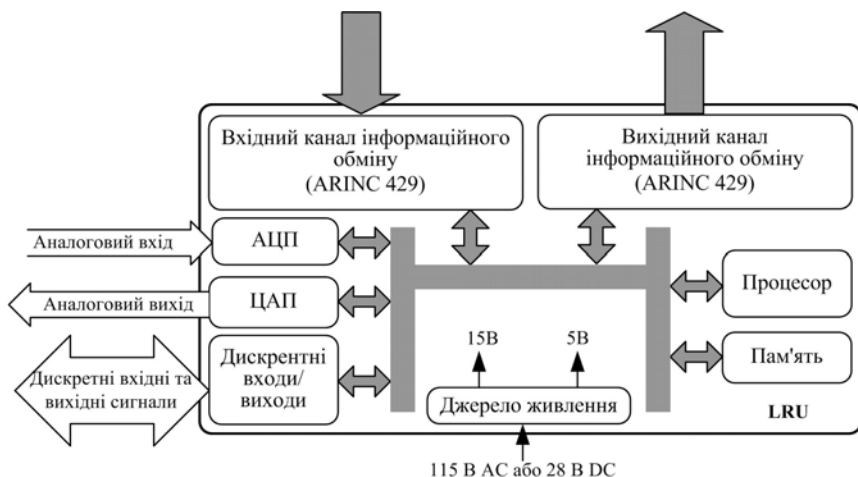


Рис. 1.9. Функціональна структура LRU

Кожен LRU має вбудовану систему власної діагностики, яка у випадку виявлення несправності у функціонуванні блока видає відповідну разову команду відмови. Щоб підтримувати певну температуру для зменшення нагрівання, певні блоки обладнують спеціалізованим вентиляційним обладнанням, як показано у додатку, рис. Д2.

1.5. Основні вимоги до блока LRU

Використання сучасної цифрової мікропроцесорної техніки для побудови систем авіоніки сприяло значному підвищенню її функціональності та мобільності. Незважаючи на це, мікропроцесорні системи дуже чутливі до змін напруги та статичної електрики. Кожен окремий LRU має бути добре захищеним від впливу цих факторів для забезпечення коректної роботи.

Велике значення під час проектування LRU надається електромагнітній сумісності (Electromagnetic Interference – EMI).

Електромагнітна сумісність – це здатність радіоелектронних пристроїв одночасно функціонувати в реальних умовах експлуатації з необхідною якістю у разі дії на них ненавмисно створених радіозавад і не створювати неприпустимих радіозавад іншим радіоелектронним пристроям та системам.

Виділяють:

- ЕМІ LRU з радіоприроями, розмішеними не на борту літака (наприклад, наземні радіолокаційні станції та обладнання зв'язку);
- ЕМІ LRU з іншими бортовими радіоприроями і системами авіоніки та радіоприроями, якими користуються пасажери під час польоту (комп'ютери, мобільні телефони, ігрові пристрої, плеєри та інші портативні пристрої).

Крім того, LRU повинен бути захищеним від дії блискавки та різного типу фізичних впливів:

- вібрації,
- зміни температури,
- тиску повітря,
- вологості,
- диму,
- пилу,
- піску,
- плісняви,
- ударів,
- різних хімічних речовин (паливо, мастило) та ін.

1.6. Інтегрована модульна авіоніка

Застосування поділу радіоелектронних пристроїв авіоніки на LRU дозволяє розмішувати та створювати системи будь-якої складності, проте натепер LRU вже не відповідає потребам сучасної побудови систем. Кожна система на ПК розміщується, щонайменше в одному LRU. Кожен LRU – це певна комп'ютерна система, що потребує певної операційної системи та відповідного програмного забезпечення для функціонування. Збільшення кількості систем та підвищення їх функціональності створило передумови до перегляду концепції побудови LRU.

Інтегрована модульна авіоніка (Integrated Modular Avionics, ІМА) – це принципово нова архітектура побудови систем авіоніки заснована на дуже щільній інтеграції функцій різних систем та блоків.

Інтегрована модульна авіоніка передбачає інтеграцію на блоковому та функціональному рівнях.

Інтеграція на блоковому рівні. Передбачає використання нових модулів авіоніки (LRM), що мають ще менші габаритні розміри порівняно з LRU. Модулі авіоніки розміщуються на спеціальній полиці для LRM (Integrated Rack – IR чи Cabinet) упритул один до одного (додаток, рис. Д3). Кожне місце, відведене для LRM, у IR обладнано стандартизованими механічними та електричними з'єднаннями, що дозволяє різним виробникам створювати взаємозамінні системи. IR – є універсальною полицею для LRM, оскільки на неї може бути встановлений LRM будь-якого розміру. Крім того, немає потреби в розміщенні у кожному блоці джерела живлення, оскільки всі сучасні мікропроцесорні пристрої потребують однакової напруги живлення. Тому достатнім є використання одного блока перетворення напруги для всіх LRM, розміщених на одній полиці (рис. 1.10). Позбавлення джерела живлення у кожному з блоків дозволяє не тільки зменшити загальну масу, а й підвищує гнучкість системи. Модулі LRM функціонально розділяються на модуль джерела живлення, обчислювач, модуль взаємодії та ін.

Інтеграція на функціональному рівні. Сучасні комп'ютерні системи дозволяють виконувати велику кількість обчислювальних функцій, що дає змогу об'єднувати різні системи в нові, які виконують функції декількох систем. Крім того, обчислювальний модуль однієї системи може виконувати обчислення для іншої; це дозволяє більш раціонально використовувати апаратні ресурси, розподіляючи обчислювальні операції між LRM.

Переваги застосування ІМА:

- значне зменшення габаритних розмірів систем авіоніки та їх загальної маси;
- більш економне витрачання енергії;
- розподіл ресурсів (один LRM джерела живлення для всієї полиці);
- стандартизовані розміри всіх блоків (висота та довжина однакові), що дозволяє не прив'язуватись до конкретного місця на полиці;
- концепція ІМА більш надійна, ніж застосування окремих LRU.

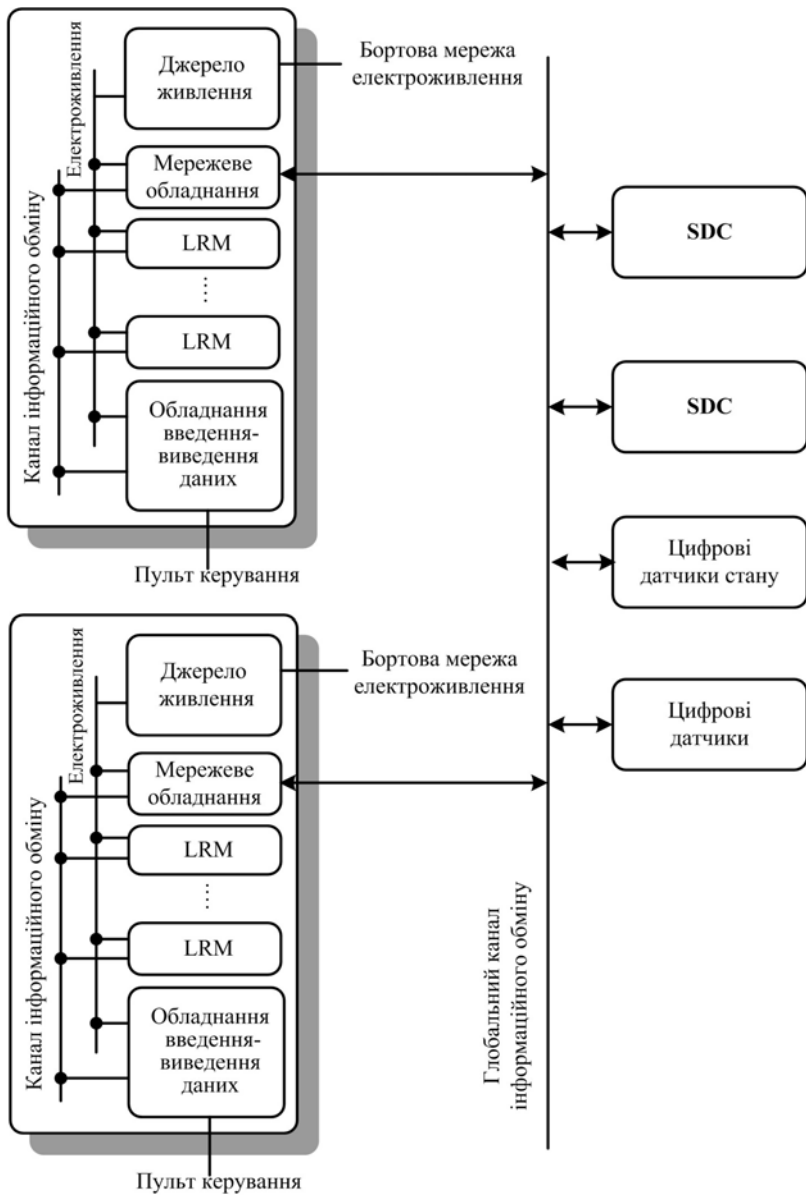


Рис. 1.10. Концепція ІМА

Концепція побудови ІМА може бути використана для побудови різного типу систем авіоніки та гарантувати високу надійність їх функціонування. Застосування ІМА є найкращим рішенням для розміщення великої кількості систем на одному ПК. Крім того, концепція ІМА спрямована на швидку модернізацію використовуваної техніки, що дуже важливо в умовах швидкого розвитку мікропроцесорної техніки та функціональності систем.

Під час побудови систем авіоніки за концепцією ІМА передбачається групування функцій певних та відповідних модулів у одній ІР (наприклад, обладнання зв'язку, навігації, спостереження, контролю двигуна і т. ін.) (рис. 1.10).

Кожна ІР містить перетворювач напруги від бортової електромережі ПК до потрібного рівня, мережеве обладнання для передавання та приймання даних через канал інформаційного обміну, обладнання введення – виведення даних, що забезпечує взаємодію з пультом керування та індикації відповідної системи і певну кількість LRM. Усі ІР об'єднуються за допомогою мережевого обладнання у глобальну мережу інформаційного обміну між LRM ПК.

Певні цифрові датчики теж можуть бути підключені до глобального каналу інформаційного обміну. Проте для отримання та аналізу інформації від датчиків застосовують спеціалізовані концентратори даних (Signal Data Concentrator, SDC), які за своєю будовою аналогічні до ІР (рис. 1.11). Основним завданням SDC є збирання інформації від певних датчиків, оброблення результатів вимірювань за спеціальними оцінними алгоритмами та видача оцінених параметрів через глобальний канал інформаційного обміну системам, які їх потребують.

Застосування SDC зменшує кількість дротових з'єднань та вирішує проблему розповсюдження вимірних даних у обладнанні авіоніки ПК. Інформація від датчиків через SDC є доступною для будь-якої системи і надається за відповідним запитом у цифровому вигляді. Важливим є використання SDC для розповсюдження дискретних сигналів таких, як разові команди справності обладнання авіоніки.

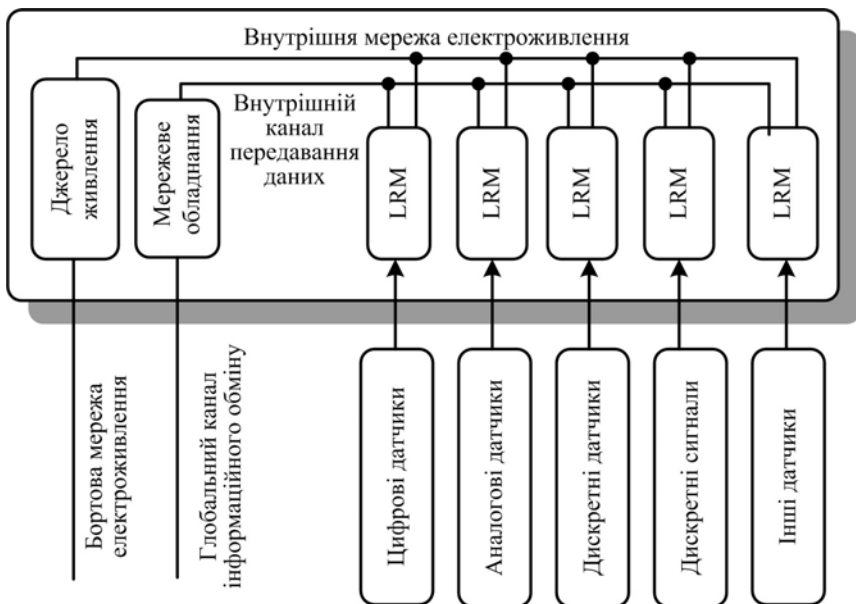


Рис. 1.11. Внутрішня будова SDC

1.7. Класифікація систем авіоніки

Обладнання авіоніки сучасного ПК можна класифікувати за призначенням [12] для:

- керованості польоту;
- забезпечення життєдіяльності екіпажу та пасажирів;
- гарантування безпеки польотів.

За виконуваними функціями пристрої авіоніки поділяють на такі:

- датчики – це вимірювальні пристрої, що перетворюють фізичну величину в необхідний для використання сигнал (наприклад, аналоговий чи цифровий);
- індикатори – це пристрої відображення інформації про значення певного параметра;
- прилади – засоби для вимірювання значень будь-якого параметра і забезпечення індикації результатів вимірювань або передавання вимірюваного значення;
- сигналізатори – пристрої, що забезпечують відображення інформації про відповідність або невідповідність пара-

метрів необхідному значенню у вигляді звукових або візуальних повідомлень.

Для вирішення конкретних завдань та виконання певних функцій пристрої авіоніки об'єднують у системи.

Обладнання авіоніки сучасного ПК можна поділити на обладнання зв'язку, пілотажно-навігаційне обладнання, загальнолітакове обладнання та системи електронної індикації.

Обладнання зв'язку:

- обладнання радіозв'язку VHF;
- обладнання радіозв'язку HF;
- обладнання аварійного радіозв'язку;
- обладнання супутникового зв'язку;
- обладнання внутрішнього зв'язку;
- обладнання пасажирського зв'язку;
- обладнання мовної реєстрації;
- аварійно-рятувальні радіомаяки.

Пілотажно-навігаційне обладнання:

Системи первинної інформації.

Неавтономні радіонавігаційні системи:

- автоматичний радіокомпас;
- система радіонавігації VOR;
- віддалемір;
- інструментальна система посадки;
- мікрохвильова система посадки;
- радіотехнічна система ближньої навігації;
- супутникова навігаційна система;
- система попередження зіткнень літаків.

Автономні радіонавігаційні системи:

- радіовисотомір;
- доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу;
- метеонавігаційний радіолокатор.

Системи попередження небезпеки:

- система попередження наближення землі;
- система попередження критичних режимів;
- система попередження появи грози;
- система попередження зсуву вітру.

Системи автоматичного пілотування:

- обчислювальна система літаководіння;

- система автоматичного керування;
- автоматична система підвищення стійкості та керованості літака.

Апаратура керування повітряним рухом (до складу якої можна віднести різні типи літакових відповідачів).

Системи точного часу (електронний хронометр).

Загальнолітакове обладнання:

- система електроживлення;
- світлотехнічне обладнання;
- система протипожежного захисту;
- система запобігання обледенінню;
- система автоматичного регулювання тиску;
- гідросистема;
- система керування випуском шасі;
- система керування закрилками;
- паливна система;
- система автоматичного керування силовою установкою;
- бортовий пристрій реєстрації польотної інформації;
- система технічного обслуговування;
- система кондиціонування повітря;
- пасажирське обладнання.

Системи електронної індикації:

- побудовані за принципом «нерозумного» дисплея;
- побудовані за принципом «напіврозумного» дисплея;
- побудовані за інтеграційним принципом.

Запитання для самоперевірки

1. Наведіть визначення терміна «авіоніка».
2. Охарактеризуйте історичний розвиток обладнання авіоніки.
3. Які основні переваги застосування цифрової техніки для побудови авіоніки літака цивільної авіації?
4. Які переваги блокової структури побудови систем авіоніки?
5. Які вимоги до побудови систем авіоніки подає стандарт ATR?
6. Які вимоги ставляться до внутрішньої будови LRU?
7. Яку інтеграцію передбачає концепція інтегрованої модульної авіоніки?
8. Які основні переваги застосування інтегрованої модульної авіоніки?
9. Які основні переваги застосування цифрових датчиків порівняно з аналоговими?

2. БОРТОВІ КАНАЛИ ІНФОРМАЦІЙНОГО ОБМІНУ

2.1. Загальна інформація про канали інформаційного обміну

Канали інформаційного обміну (Data Bus – DB) забезпечують взаємодію складових частин систем авіоніки, підсистем, блоків, модулів між собою та з іншим обладнанням на борту ПК.

Канал інформаційного обміну – це сукупність засобів, що забезпечують взаємодію складових елементів системи. У більш широкому значенні DB – це сукупність логічних та фізичних принципів взаємодії компонентів системи, інакше: сукупність правил, алгоритмів, часової синхронізації для обміну даними між цими компонентами, а також сукупність фізичних та функціональних характеристик засобів підключення, що реалізують таку взаємодію [12].

Існує велика кількість різних типів DB, що розрізняються власними характеристиками та принципами обміну.

Канали DB використовуються на різних структурних рівнях:

- усередині обчислювальних блоків для з'єднання функціональних пристроїв та модулів;
- усередині системи для забезпечення інформаційного обміну між окремими модулями (LRU, LRM);
- для приєднання до системи різних датчиків (аналогових та цифрових);
- для обміну інформації між різними системами.

На кожному з цих рівнів застосовуються різні DB, оптимізовані для виконання характерних для цього рівня функцій.

Для розроблення та побудови LRU або LRM виробник може застосовувати будь-який стандартний DB. Різні сучасні електронні компоненти підтримують різні стандартні DB, проте у загальному випадку вибір DB залежить від вибраного мікроконтролера.

На більш високому рівні для обміну інформації між різними системами та блоками застосовують спеціально розроблені стандартизовані DB. Вони повинні задовольняти такі вимоги [12]:

- підтримувати обмін інформації у режимі реального часу;
- гарантувати високу завадостійкість;
- бути стійкими до відмов (розрив, замикання, відмова приєднаного модуля не повинні призводити до повної відмови);

- затримка передавання інформації має бути детермінованою і досить малою;
- забезпечити можливість функціонування у разі різних впливів навколишнього середовища;
- контролювати стан DB;
- забезпечувати універсальність (зміна модулів не повинна призводити до суттєвих змін у інших блоках системи);
- задовольняти вимоги ІМА.

У зв'язку з цими вимогами для обміну інформації між бортовими системами літака застосовують спеціально розроблені канали інформаційного обміну.

Історичний розвиток архітектури побудови каналів інформаційного обміну між різними системами ілюструє рис. 2.1.

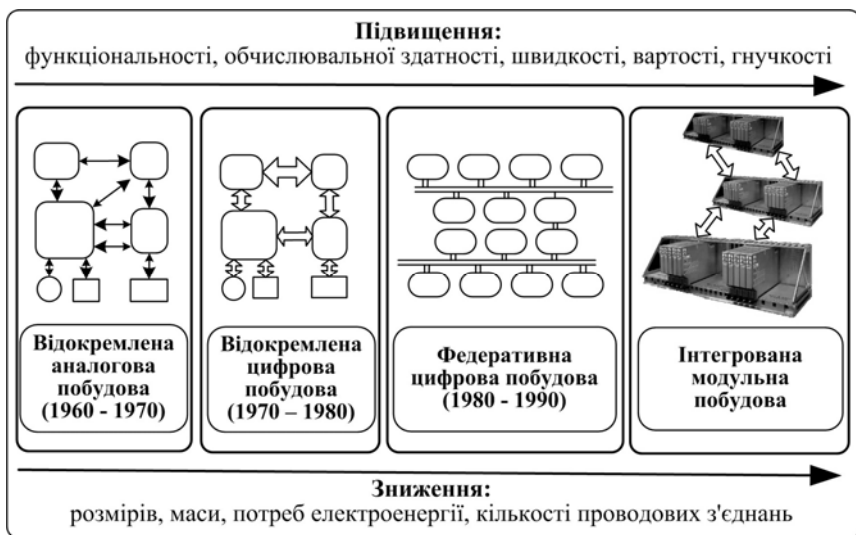


Рис. 2.1. Історичний розвиток каналів інформаційного обміну

Від початку зародження авіоніки кожен систему розміщували у спеціально відведеному для неї місці. Інформація від однієї системи до іншої передавалася за допомогою аналогових каналів передавання даних. Це потребувало дуже великої кількості проводових з'єднань між блоками. Крім того, аналогові DB мали дуже низьку завадостійкість. Для вирішення цих проблем у 1974 р. військові США розробили перший цифровий канал передавання

даних (Digital Data Bus – DDB) MIL-STD-1553 [86] та впровадили його для міжсистемного обміну даних. Дещо пізніше з'явився стандарт ARINC 429 для використання у цивільній авіації, який дотепер використовують виробники авіоніки [38]. Проте застосування цифрових каналів обміну даних між відокремленими системами не підвищувало функціональності та гнучкості систем.

Федеративна концепція побудови систем авіоніки дозволила об'єднувати модулі і блоки у певні «федерації» з однією шиною для передавання даних. За допомогою спеціальних модулів шини «федерацій» систем об'єднувались у глобальну мережу літака. Розвиток систем авіоніки потребував створення нових більш швидких стандартів DB. Військові модернізували MIL-STD-1553B і на його основі створили STANG 3910. У цивільній авіації був обраний принципово інший напрям та створений новий стандарт ARINC 629.

Збільшення кількості систем авіоніки та підвищення обчислювальної здатності комп'ютерної техніки потребували дуже тісної інтеграції різних систем і блоків авіоніки на різних рівнях функціонування. Це стало причиною розроблення та використання ІМА.

Вимоги до пропускної здатності DDB продовжують невпинно підвищуватися. Це зумовлено тим, що перед системами авіоніки постають дедалі нові завдання, що потребують передавання великих потоків інформації у реальному масштабі часу. Як результат почали з'являтися надшвидкісні DDB (STANAG 7076, Fiber channel, AFDX).

Основні типи цифрового передавання інформації:

- *Одне джерело – один приймач.* Це один з найпростіших DDB, що забезпечує передавання даних від однієї частини обладнання до іншої.
- *Одне джерело – багато приймачів.* Описує технологію передавання інформації від одного блока до певної кількості інших (ARINC 429).
- *Багато передавачів – багато приймачів.* У цих DDB декілька, а то й більше передавачів можуть передавати інформацію певній кількості приймачів (MIL-STD-1553B, ARINC 629).

На борту сучасного літака використовують велику кількість різних каналів інформаційного обміну: всередині складових блоків

авіоніки, прості інтерфейси для зв'язку з датчиками та складні у побудові DDB для зв'язку систем між собою.

Упровадження DDB потребувало розроблення стандартів для них. Створення єдиних стандартів дозволило різним виробникам будувати взаємозамінні блоки, які могли б обмінюватись інформацією між собою.

Основні стандарти на цифрові канали інформаційного обміну даними [77]:

1. Стандарти, розроблені асоціацією конструкторів рухомих машин (SAE):

- AIR 1189 – середньошвидкісний DDB з часовим розподілом (для мультиплексних систем);
- AIR 4013A – мультиплексний DDB (для MIL-STD-1760 серії);
- ARP 4258 – низькошвидкісний DDB з дискретним сигнальним інтерфейсом;
- AS 15531 – цифровий з часовим розподілом мультиплексний DDB (запит/відгук);
- AS 4074.1 – мультиплексний DDB з прямим доступом;
- AS 4075 – надшвидкий кільцевий DDB;
- AS 4710 – паралельний інтерфейсний DDB (Pi-Bus);
- AS 5370 – дуплексний багатоканальний оптоволоконний DDB;
- AS 5643 IEEE-1394b – цифровий DB для військових та аерокосмічних засобів.

2. Стандарти, розроблені ARINC:

- ARINC 429 – DDB для підтримування з'єднання типу «точка – точка», два проводи, двополярний;
- ARINC 573 – DDB для системи реєстрації польотної інформації;
- ARINC 629 – DDB для одночасного передавання даних від декількох передавачів;
- ARINC 659 – DDB для IMA;
- ARINC 664 – опис AFDX;
- ARINC 708 – DDB для передавання графічної інформації від бортової метеонавігаційної радіолокаційної станції до системи відображення;

- ARINC 818 – DDB для передавання нестисненої відео-, аудіо- і текстової інформації.

3. Стандарти, розроблені IEEE:

- IEEE-std-1149.5 – цифровий DB для тестувального обладнання;
- IEEE-std-1393 – оптоволоконний цифровий DB для космічних кораблів;
- IEEE 1355.2 – цифровий DB з низьковольтною передачею.

Одним з найперспективніших цифрових DB є звичайний стандарт на організацію комп'ютерних мереж Ethernet, адаптований до використання на борту ПК (Avionics Full Duplex Switched Ethernet – AFDX) [37], що забезпечує високу швидкість передавання даних. Надшвидкі стандарти ASCB та для літаків приватної авіації CSCB забезпечують надшвидке передавання даних у дуплексному режимі [76]. У деяких випадках доцільним є використання CSDB – низькошвидкісного, двонапрявленого DDB, побудованого на основі RS-422.

Порівняння основних стандартів на DDB за швидкістю передавання даних показано на рис. 2.2.

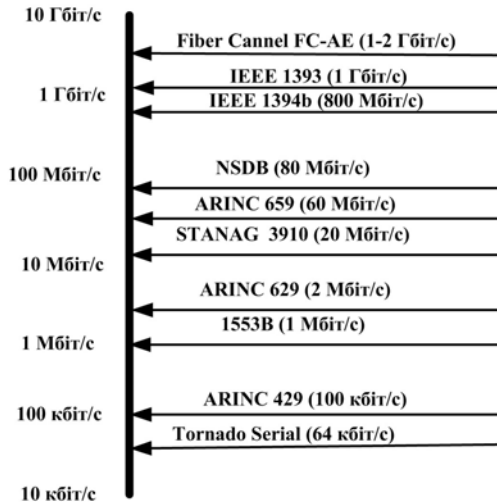


Рис. 2.2. Порівняльний аналіз каналів інформаційного обміну

2.2. Стандарт ARINC 429

Починаючи з 70-х років й понині ARINC 429 залишається найпоширенішим стандартом для побудови систем авіоніки.

Розроблений однією з найбільших корпорацій з розроблення стандартів для авіації у США Aeronautical Radio Inc [38; 71; 77].

Основний принцип передавання інформації полягає в тому, що блок-джерело інформації видає її усім, хто її потребує. Інформація видається послідовно передавачем. При цьому можливе з'єднання типу «зірка», коли приймачі сполучаються окремою лінією зв'язку з передавачем (рис. 2.3) або можливе застосування шинної топології організації зв'язку, коли один передавач видає інформацію, а до 20 з'єднаних паралельно приймачів отримують ту інформацію, що їм потрібна (рис. 2.4). Крім того, можлива мультиплексна організація зв'язку (рис. 2.5).

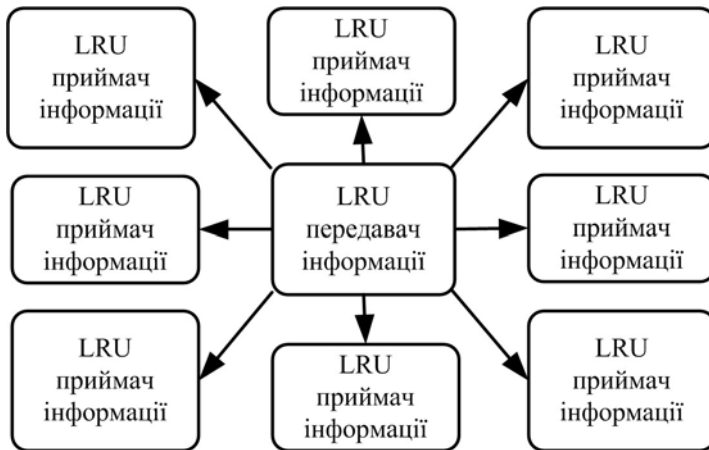


Рис. 2.3. З'єднання типу «зірка»

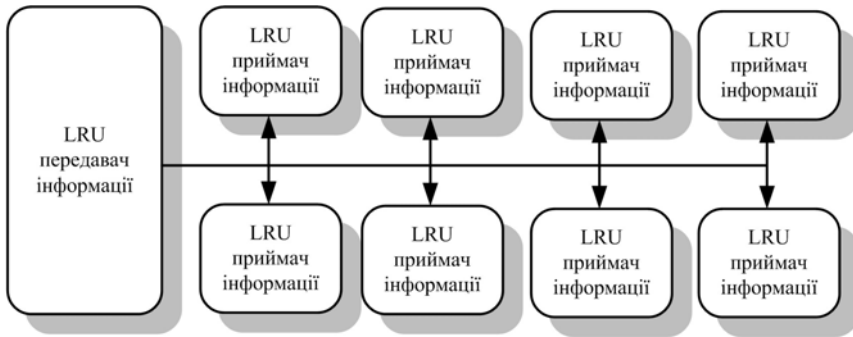


Рис. 2.4. З'єднання з одним джерелом інформації

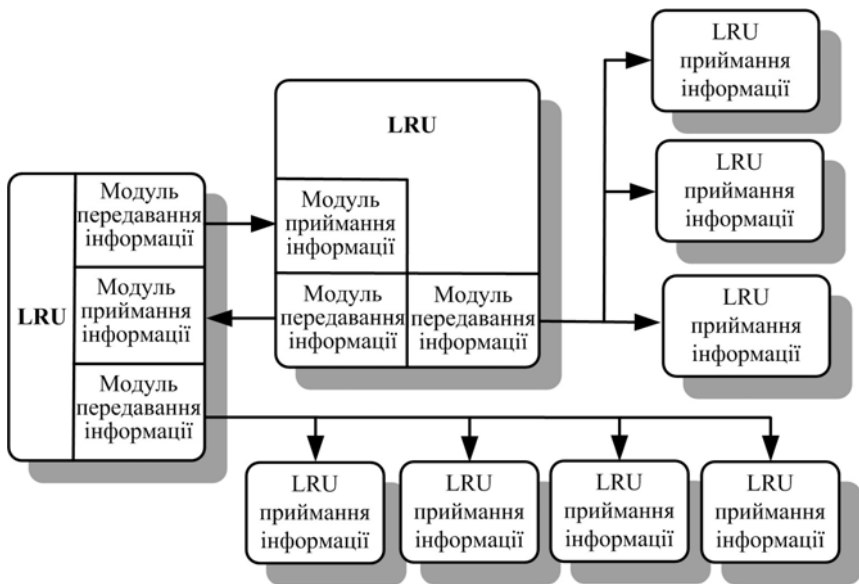


Рис. 2.5. Мультиплексна організація зв'язку

На фізичному рівні для організації каналу зв'язку використовується з'єднання двома сплєтеними та добре екранованими проводами. Довжина з'єднувальних проводів стандартом непередбачена, проте мережеве обладнання дозволяє забезпечити функціонування з довжиною кабелю до 90 м. Ураховуючи той факт, що переважна більшість проводових з'єднань на ПК не перевищує 55 м. ARINC 429 може бути використаний для організації каналу зв'язку між будь-якими LRU.

Передавання інформації у зворотному напрямку непередбачена. У разі потреби для цього використовують окрему лінію зв'язку (рис. 2.6). Відповідно до цього для організації дуплексного зв'язку використовуються дві лінії DDB.

Усі приймачі інформації з'єднуються в одну пару проводів і кожний вибирає з інформації те, що передається і те, чого потребує. Передавання несинхронне, тобто блок-джерело передає інформацію, коли вона готова до передачі. Приймач повинен бути готовий прийняти цю інформацію, чи принаймні розмістити її у внутрішній пам'яті для того, щоб не втратити її. Сигналів повідомлення про приймання інформації немає. Оскільки дані

передаються циклічно, тоді неправильно прийняте повідомлення можна отримати іншим разом.

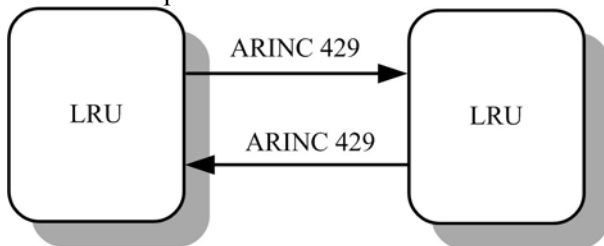


Рис. 2.6. Організація двостороннього обміну інформації

Для передавання цифрової інформації використовується дворівневий стан амплітуди відносно нульового значення. Низький рівень відповідає логічному нулю «0», а високий – логічній одиниці «1» (рис. 2.7). Нульовий стан відображає паузу між передаваними бітами.

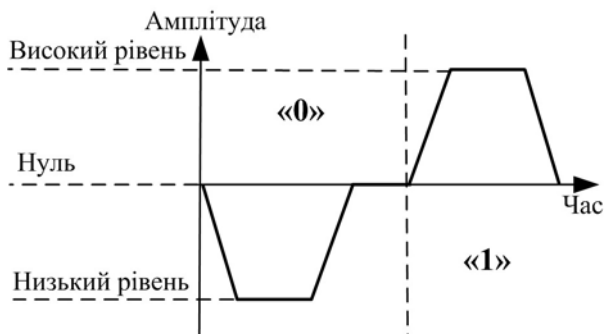


Рис. 2.7. Дворівневий стан амплітуди відносно нульового значення

Сигнал набуває трьох станів: високого, нульового та низького, що забезпечується різною величиною напруги між двома проводами кабелю DDB. Логічній одиниці відповідає передавання імпульсу напругою $+10 \pm 1\text{В}$, що слідує за «нульовим» періодом напругою $0 \pm 0,5\text{В}$. Логічному нулю відповідає передавання імпульсу напругою мінус $10 \pm 1\text{В}$. Рівень напруги, що приймається приймачем, має становити від $+6,5$ до $+13\text{В}$ для реєстрації логічної одиниці, від мінус $6,5$ до мінус 13В для реєстрації логічного нуля та від $+2,5$ до мінус $2,5\text{В}$ для реєстрації «нульового» рівня.

Тривалість кожного стану за часом є однаковою і відповідає швидкості передавання даних.

Інформація у каналі зв'язку передається за допомогою цифрового слова, що складається з 32 розрядів (рис. 2.8).

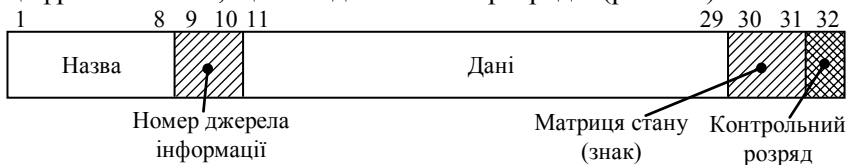


Рис. 2.8. Цифрове слово ARINC 429

Перші 8 розрядів слова – це назва інформації, що в ньому міститься. Відповідно до таких розмірів джерело може видавати до 255 різних видів інформації з різними назвами.

У розрядах 9 та 10 передається номер джерела інформації. Крім того, ці розряди можуть використовуватись для вказування номера приймача, якому адресована ця інформація.

Дані передаються у розрядах 11 – 29. Залежно від типу даних можливі декілька основних типів слів:

- дані у двійковому коді;
- дані у двійково-десятковому коді;
- слова дискретних сигналів;
- дані технічного обслуговування;
- цифросимвольна інформація.

У двійковому коді знак даних передається у 29-му розряді:

0 – плюс, північ, схід, управо, вверх, до;

1 – мінус, південь, захід, уліво, вниз, від.

Кутові координати передаються у межах від 0 до 179,999°.

Слова у двійково-десятковому коді містять п'ять цифр, кожна з яких кодується чотирма розрядами. Слова дискретних сигналів передаються відповідними станами по одному в кожному розряді. Цифросимвольна інформація кодується в алфавіті міжнародного стандарту ISO 5.

Два розряди матриці стану (30 і 31) містять різну інформацію залежно від типу передаваних даних. Так, наприклад, у них можна розмішувати інформацію про стан джерела даних, режим його функціонування або достовірності переданих даних.

Останній 32-й розряд є контрольним, його значення заповнюється передавачем таким чином, щоб загальна кількість одиниць у слові була непарна. Контроль парності приймачем дозволяє визначити цілісність слова і не використовувати його у випадку виявлення збою.

Решта розрядів у цифровому слові, що не використовуються, заповнюються нулями.

ARINC 429 забезпечує передавання інформації зі швидкостями 100 кбіт/с та 12–14,5 кбіт/с. Синхронізація передавання інформації забезпечується чотирма розрядами, що відділяють одне слово від іншого.

2.3. Стандарт MIL-STD-1553B

Це один з найперших (уперше був використаний у 1973 р. під час побудови винищувача F-15) стандартів на канали передавання інформації у цифровому вигляді, що й досі використовується під час побудови літаків військового призначення [71; 77; 86].

Швидкість обміну даними у MIL-STD-1553B становить до 1 Мбіт/с. Цей DDB забезпечує обмін даними між одним контролером шини DDB і до 31 LRU, використовуючи для цього з'єднання за допомогою пари екранованих мідних проводів (рис. 2.9), що утворюють єдину шину передавання даних.

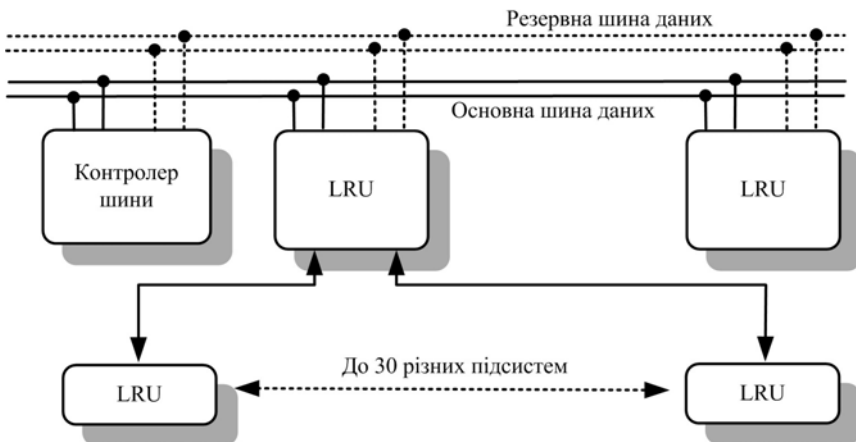


Рис. 2.9. Структура MIL-STD-1553B

Кожний з LRU приєднується до загальної шини передавання даних паралельно іншим. Для керування передаванням даних через загальну шину даних та зокрема для розподілу часу використання загальної шини для передавання інформації застосовують спеціальний пристрій – контролер.

Контролер DDB виконує функції комутувального пристрою, видаючи дозвіл на початок обміну даними між контролером DDB та будь-яким LRU чи між двома різними LRU з'єднаними каналами інформаційного обміну незалежно від напрямку передавання інформації. Крім того, можливе передавання даних у широкомовному режимі від контролера DDB або одного з LRU до всіх інших LRU, приєднаних до мережі.

Надійність каналу передавання даних досягається завдяки використанню резервних шин даних та резервного контролера DDB. Так, будуючи DDB, що відповідають за контроль та керування параметрами двигуна, можна чотири рази резервувати шини передавання даних і контролер. Кожний з LRU можна з'єднувати з іншим аналогічним DDB, тим самим забезпечуючи можливість розширення мережі через збільшення кількості приєднаних LRU (рис. 2.9).

За такої організації DDB LRU можна використовувати як комутувальний пристрій, що перемикає пакети цифрової інформації відповідно до визначеної адреси.

Для цифрового передавання даних у MIL-STD-1553B використовують кодування дворівневим кодом «манчестер II». Форми подання одиниці та нуля цим кодом показано на рис. 2.10. Таке кодування забезпечує максимальний захист від завад, що спричиняються іншим обладнанням ПК, і як результат підвищує імовірність правильного приймання інформації, а також забезпечує власну синхронізацію під час декодування. Логічній одиниці відповідає від'ємна зміна рівня сигналу з високого до низького, а логічному нулю – навпаки з низького до високого (рис. 2.10). Обов'язкова зміна рівня сигналу дозволяє виділити синхронізувальний сигнал для декодування. Амплітуда сигналу U_0 становить 9 – 13 В. Тривалість одного розряду інформаційного сигналу T_0 складає 1 мкс.

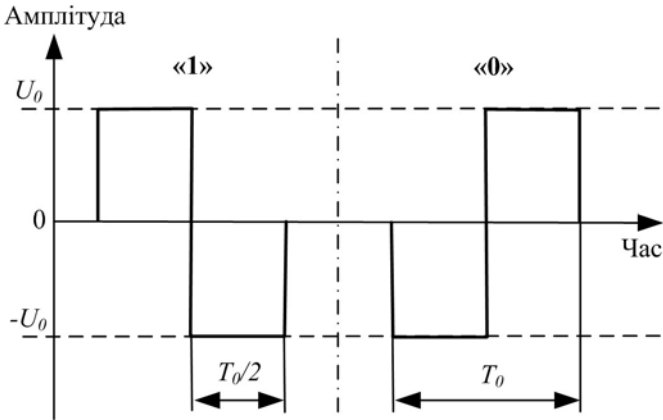


Рис. 2.10. Кодування кодом «манчестер II»

Код «манчестер» утворюється за допомогою поєднання синхросигналу та сигналу даних (рис. 2.11), що можливо за допомогою логічної операції оберненого виключного «АБО» (eXclusive iNverse OR – XNOR).

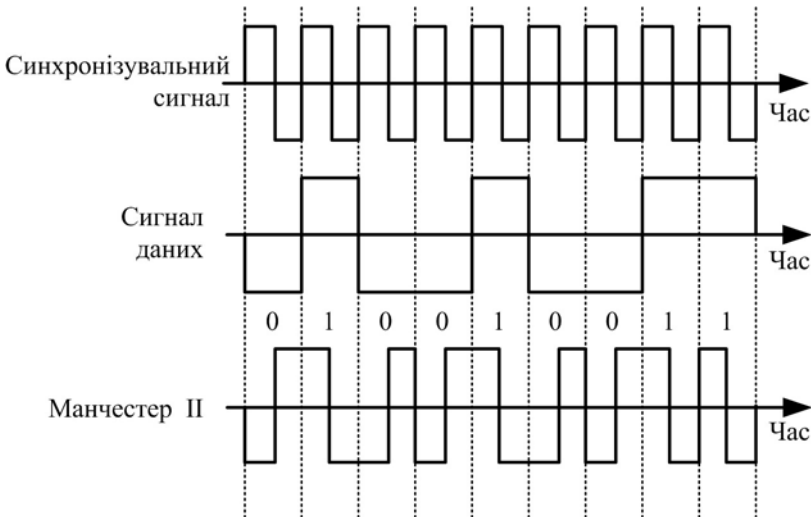


Рис. 2.11. Кодування інформації кодом «манчестер II»

Отриманий закодований сигнал передається через проводове з'єднання: через один провід – у звичайному вигляді, а через

другий – в оберненому (рис. 2.12). Оскільки два проводи прокладені разом, то відповідно завади діють на передавані сигнали однаково. У результаті дії цих завад у точці приймання обидва сигнали спотворюються однаково. Це дозволяє позбутися набутих сигналом завад за допомогою звичайного віднімання одного сигналу від іншого під час декодування (рис. 2.13).

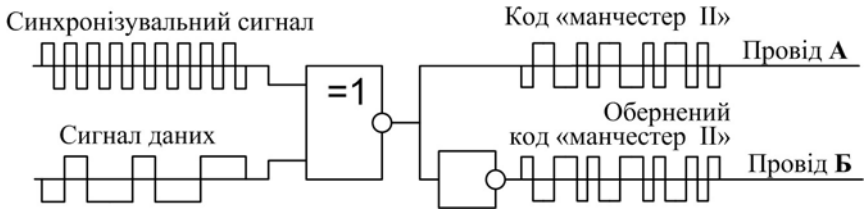


Рис. 2.12. Кодування за допомогою логічної операції XNOR

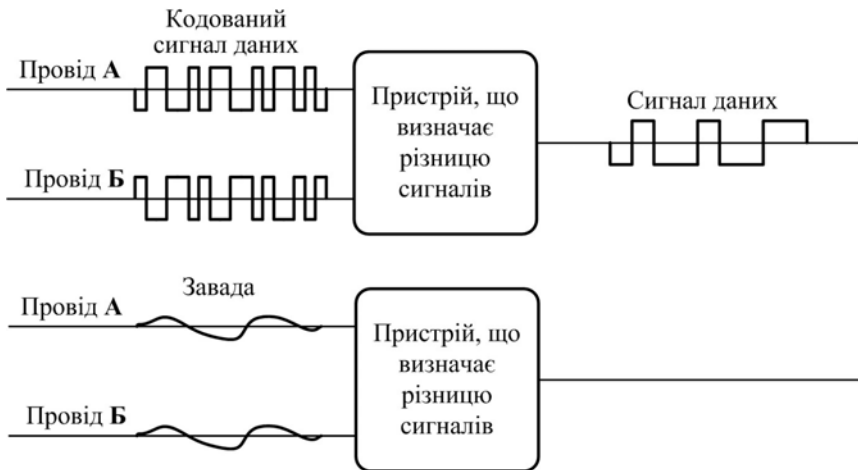


Рис. 2.13. Видалення завад у закодованому кодом «манчестер II» повідомленні

У MIL-STD-1553B інформація передається за допомогою 20-розрядних слів. Кожне цифрове слово складається із сигналу синхронізації, 16 інформаційних розрядів та розряду для контролю приймання інформації (перевіряється парність).

У MIL-STD-1553B використовуються три різні формати цифрових слів (рис. 2.14):

- командне цифрове слово;
- інформаційне цифрове слово;
- цифрове слово стану.

Сигнал синхронізації налаштовує приймач на приймання цифрового слова. Сигнал синхронізації займає три перші розряди у кожному форматі слова. Крім того, для різних форматів слів використовуються різні сигнали синхронізації (рис. 2.14).

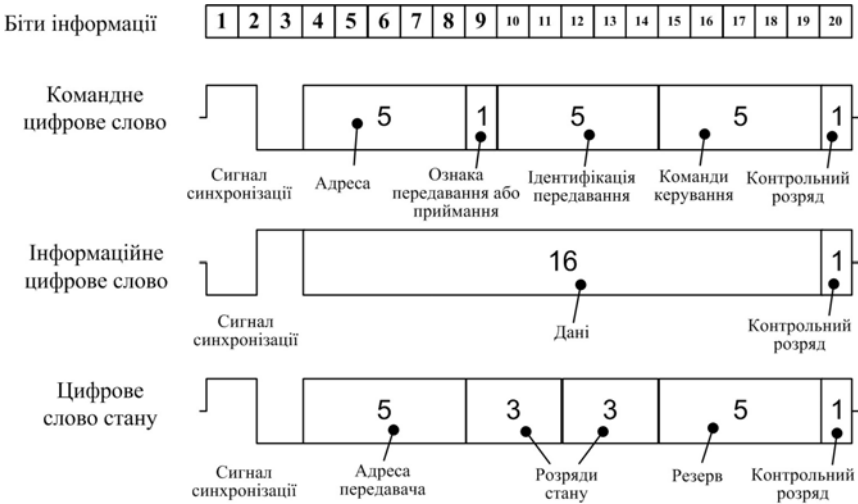


Рис. 2.14. Формати цифрового слова MIL-STD-1553B

Командне цифрове слово видається тільки контролером і містить усю необхідну інформацію для організації зв'язку між різними LRU. Розряди 4 – 8 містять адрес LRU, якому направлено цифрове слово. Адреса «11111» зарезервована і використовується для ідентифікації широкомовного режиму. У розряді 9 передається ознака приймання або передавання. Він указує LRU, якому адресовано цифрове слово, що від нього вимагається: передавання інформації – «1» або приймання – «0».

Розряди 10 – 14 використовуються для ідентифікації інформації, що передається у наступних 5 розрядах. Якщо передаються «00000» або «11111», це означає, що у наступних розрядах передаються команди керування. В інших випадках ці розряди вказують, що далі буде передаватися підадреса для підсистеми, що обслуговується LRU.

Розряди 15 – 19 містять команди керування, які потрібні LRU для виконання деяких функцій або кількість цифрових слів, які необхідно прийняти або передати LRU.

Інформаційне цифрове слово може передаватися контролером або LRU. Воно починається з розрядів 1–3 синхронізації, що має вигляд оберненого коду «манчестер». У розрядах 4 – 19 містяться передавані дані. Інформаційні дані, що складаються з більшої кількості бітів (понад 16), передаються послідовно за допомогою декількох або більше слів.

Цифрове слово стану передається лише LRU і використовується для відображення стану LRU та результату приймання або передавання інформації LRU. Розряди 4–8 містять адресу LRU, що передає це слово. Розряди 9–11 та 15–19 – це розряди стану LRU, а розряди 12–14 зарезервовані і не використовуються (завжди нуль).

Принцип організації передавання даних за стандартом MIL-STD-1553B показано на рис. 2.15.

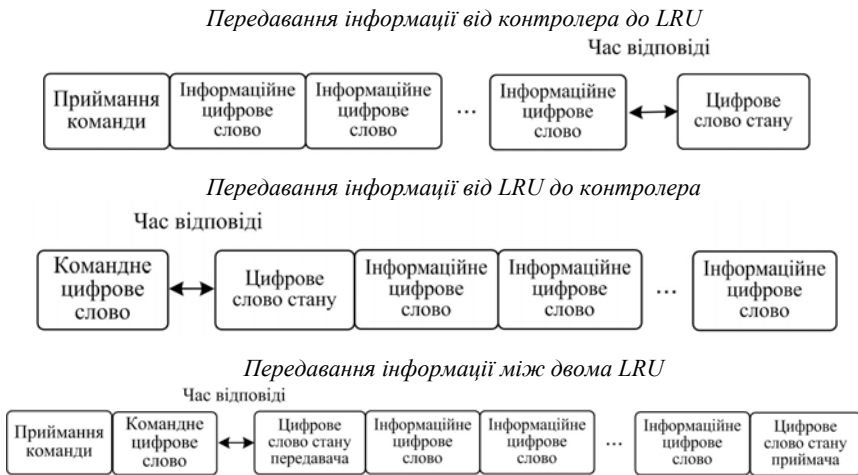


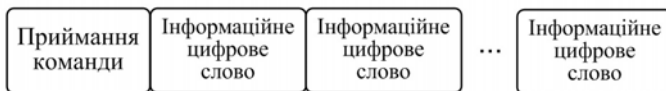
Рис. 2.15. Принцип передавання даних MIL-STD-1553B

Під час організації передавання даних між контролером і будь-яким LRU та у зворотному напрямку інформація розбивається на частини по 16 біт і передається 1 – 32 інформаційними цифровими словами залежно від розміру даних.

Дані від одного LRU до іншого передаються напряму, проте під наглядом контролера.

Дані у широкомовному режимі від контролера або від одного з LRU до всіх інших LRU передаються аналогічно, проте без використання цифрового слова стану (рис. 2.16).

Передавання інформації від контролера до всіх LRU



Передавання інформації від одного LRU до всіх інших LRU

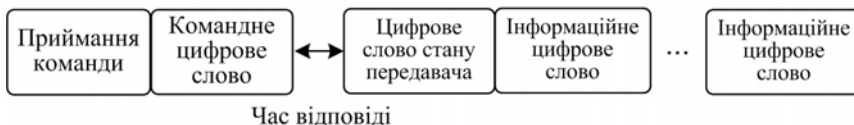


Рис. 2.16. Передавання даних у широкомовному режимі

Під час передавання даних від одного LRU до всіх інших видається тільки цифрове слово передавача. Цифрові слова приймачів у цьому випадку не видаються.

2.4. Стандарт ARINC 629

ARINC 629 являє собою стандарт на організацію DDB, орієнтованого на забезпечення зв'язку типу «одне джерело – багато приймачів» та «багато передавачів – багато приймачів». Він розроблений для застосування під час побудови літаків цивільної авіації. Уперше був використаний у 1989 р. під час побудови Boeing 777.

ARINC 629 – це швидкісний DDB на відміну від ARINC 429, який забезпечував швидкість передавання інформації 100 кбіт/с. Швидкість передавання даних ARINC 629 становить 2 Мбіт/с, що у 20 разів швидше від ARINC 429 та у два рази швидше ніж MIL-STD-1553B.

Принцип організації зв'язку ARINC 629 аналогічний до MIL-STD-1553B. Окремі модулі приєднуються до загальної шини передавання даних. Загалом ARINC 629 підтримує підключення до 128 окремих LRU до однієї шини даних [44; 71]. Крім того, для забезпечення надійності шини передавання даних резервуються двократно чи навіть трикратно для особливо важливих систем ПК (рис. 2.17).

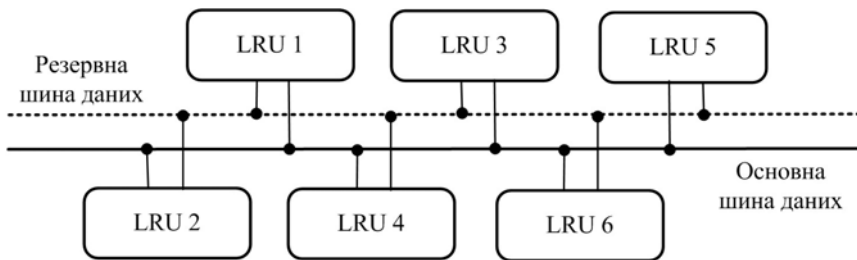


Рис. 2.17. Структура ARINC 629

До однієї шини даних можна підключати до 128 LRU, проте кожен з LRU може мати власну підмережу, що охоплює, наприклад, певну підсистему ПК (рис. 2.18).

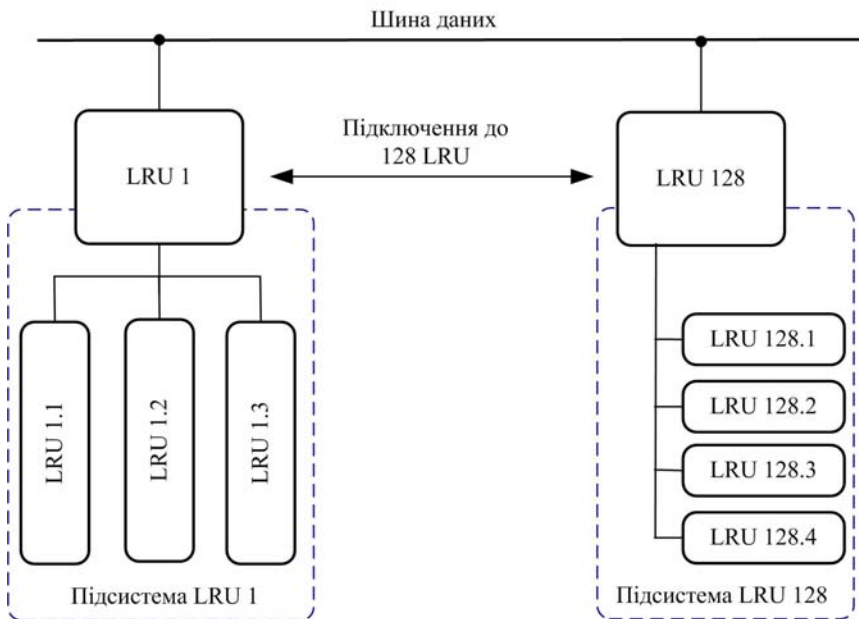


Рис. 2.18. Побудова зв'язків у ARINC 629

На відміну від MIL-STD-1553B ARINC 629 не має контролера шини як окремого блока. Функцію контролю виконує спеціальний блок зв'язку (виконаний у вигляді мікросхеми), що інтегрується в кожний LRU. Доступ до шини передавання даних забезпечується

відповідно до часової концепції. При цьому кожному LRU у мережі виділяється певний проміжок часу, протягом якого йому надається можливість передавати інформацію у шину даних. Відповідно до вказаної адреси наявну інформацію у шині даних приймає лише той LRU, якому вона адресована.

Цифрове повідомлення ARINC 629 (рис. 2.19) складається із цифрових рядків, загальна кількість яких може змінюватись до 31. Кожний цифровий рядок складається з назви та певної кількості цифрових слів (до 256 цифрових слів у одному цифровому рядку).



Рис. 2.19. Будова повідомлення за ARINC 629

Будова цифрового слова може бути різною залежно від передаваної інформації.

Дані за ARINC 629 можуть передаватися або за основним, або за комбінованим протоколом. Простий приклад передавання інформації за ARINC 629 у мережі з трьох LRU (LRU1, LRU2, LRU3) за основним протоколом показано на рис. 2.20.

Кожний з LRU має однаковий інтервал передавання інформації, визначений конфігурацією системи (0,5–64 мс), який починається завжди, коли LRU передає повідомлення (П). Повідомлення містить унікальну назву модуля (НМ), різну для кожного LRU. Назва модуля передається щоразу перед початком нового інтервалу передавання або після синхронізації. Сигнал синхронізації (С) однаковий для всіх LRU і видається по завершенні передавання повідомлення останнім LRU.

У межах кожного циклу передавання інформації черговість видачі інформації у шину даних встановлюється заздалегідь.

Загальну черговість усіх LRU записано у внутрішній пам'яті кожного з блоків керування LRU. Після передавання повідомлення (П) першим LRU, наступний за чергою LRU видає свою НМ, за якою передається його повідомлення П і так далі.

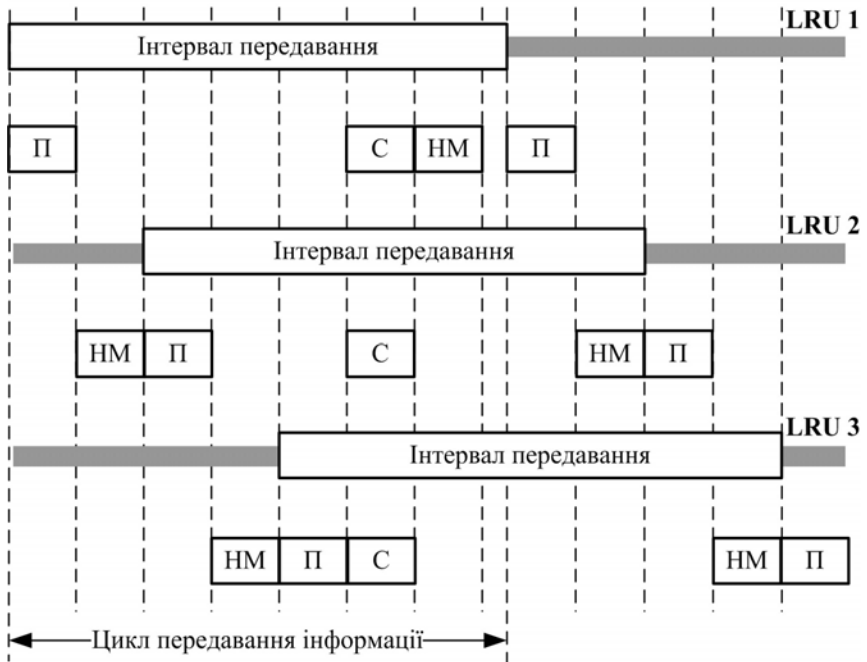


Рис. 2.20. Передавання повідомлень за ARINC 629

Підвищена швидкість передавання даних та більш технологічна гнучкість ARINC 629 надають йому більше переваг порівняно з ARINC 429 у побудові бортових DDB для ПК цивільної авіації.

Запитання для самоперевірки

1. Які вимоги ставляться до каналів інформаційного обміну ПК?
2. Назвіть основні типи цифрового передавання інформації між блоками авіоніки.
3. Яка будова цифрового слова за ARINC 429?
4. Яку функцію виконує контролер шини у MIL-STD-1553B ?
5. Яку кількість LRU можна з'єднати між собою за допомогою MIL-STD-1553B ?
6. Яке кодування використовується для передавання даних у MIL-STD-1553B ?
7. Які формати цифрових слів використовує MIL-STD-1553B ?
8. Яка структура цифрового повідомлення за ARINC 629?
9. Поясніть функцію контролера шини за ARINC 629.

3. ЗАГАЛЬНІ ВИМОГИ ДО СКЛАДУ СИСТЕМ АВІОНІКИ

Гарантування безпеки авіаційних перевезень можливе лише за умови гарантування надійності експлуатованої авіаційної техніки. Виконання польоту ґрунтується на використанні великої кількості різних систем, наявних на борту ПК, і їх справність є необхідною вимогою.

Регулюванням забезпечення виконання польотів на міжнародному рівні займаються такі організації, як ICAO, Eurocontrol, EASA, FAA, ECAC та ін. Вони затверджують відповідні нормативні документи, дотримання вимог яких є необхідною умовою для забезпечення безпеки виконання польотів. Крім того, кожна з країн на національному рівні затверджує свої регульовальні документи у сфері забезпечення польотів. Зазвичай регульовальні документи на національному рівні мають відповідати певним міжнародним вимогам.

Вимоги цих нормативних документів безпосередньо стосуються складу авіоніки, функціональних можливостей та її розміщення на борту ПК [57; 78].

Основними національними документами, що регламентують функціонування та наявність певних систем авіоніки на борту ПК, є Авіаційні правила України та Норми льотної придатності.

Деякі вимоги до обладнання авіоніки випливають з інших нормативних документів, що стандартизують технічні аспекти функціонування модулів (габаритні розміри, електричні з'єднання, стандарти на DDB та багато інших). Однією з основних організацій розробників подібних стандартів є ARINC.

Розроблення систем авіоніки теж нерозривно пов'язано з дотриманням великої кількості вимог, що накладаються певними специфікаціями та регульовальними документами. Дотримання вимог цих документів є необхідною вимогою у процесі проектування та розроблення нових систем авіоніки.

Основними розробниками нормативної документації з розроблення та проектування систем авіоніки є:

- Асоціація повітряного транспорту (Air Transport Association – ATA)[35];
- Федеральна авіаційна адміністрація (США) (Federal Aviation Authority – FAA) [60];

- Європейська організація авіаційної безпеки (European Aviation Safety Agency – EASA) [58];
- Радіотехнічна комісія з питань авіації (Radio Technical Commission for Aeronautics – RTCA) [97];
- Асоціація конструкторів рухомих машин (Society of Automotive Engineers – SAE) [100].

3.1. Вимоги до авіоники відповідно до міжнародних вимог Європейської організації авіаційної безпеки EASA

Одним з важливих підходів до забезпечення безпеки польотів є дотримання міжнародних норм сертифікації та експлуатації авіаційної техніки. Регулюванням авіаційної інфраструктури на міжнародному рівні у європейському регіоні, починаючи з 1970 р., займалася Об'єднана авіаційна адміністрація (Joint Aviation Authorities – JAA) [79]. Діяльність JAA полягала у розробленні гармонізованих технічних вимог (загальних авіаційних вимог, Joint Aviation Requirements 9 (JAR)) та Регламенту загальних технічних стандартів (Joint Technical Standard Order – JTSO). Вплив JAA на міжнародному рівні поширювався на обслуговування, експлуатацію та ліцензування авіаційної техніки. Проте JAA не вистачало повноважень, які могли бути реалізовані тільки за наявності єдиного органу із загальними стандартами у галузі безпеки польотів, позбавленого впливу національних факторів. Крім того, необхідно було створити єдину процедуру видачі сертифікатів та дозволів, зона дії яких поширювалась б на всю територію Європи та видавалися єдиним органом. Відповідно до цього у жовтні 2003 р. була створена міжнародна організація EASA.

Європейська організація авіаційної безпеки (European Aviation Safety Agency – EASA) відповідає за створення усіх правил у сфері безпеки польотів та забезпечує виконання перевірок щодо відповідності діяльності, пов'язаної з цими правилами. Крім того, EASA відповідає за координацію досліджень у сфері безпеки польотів та за контроль виконання міжнародних авіаційних норм національними адміністраціями [58].

EASA розробила ряд сертифікаційних нормативних вимог (Certification Specifications – CS), яким має відповідати обладнання ПК.

Вимоги CS безпосередньо стосуються складу та функціонування обладнання авіоніки на борту ПК. Зокрема CS-25 містить сертифікаційні вимоги до ПК великих розмірів [49]. Підпункт F цього документа безпосередньо стандартизує обладнання авіоніки й охоплює основні вимоги до складу, розміщення, монтажу, будови та експлуатації.

3.2. Вимоги до авіоніки відповідно до документа FAR-25

Авіаційна адміністрація FAA розробила та затвердила міжнародні норми льотної придатності літаків цивільної авіації у Регулювальних авіаційних правилах (Federal Aviation Regulations – FAR), частині 25 [61].

Відповідно до положення 1301 все бортове обладнання має бути встановлено у місцях, відведених для нього і виконувати всі покладені на нього функції.

Положення 1303 вказує на наявність та розміщення пілотажно-навігаційних приладів.

Обладнання, яке потрібно встановлювати таким чином, щоб їх міг бачити зі свого місця кожний пілот:

- індикатор температури зовнішнього повітря;
- годинник, що показує години, хвилини та секунди із секундною стрілкою або з цифровою індикацією;
- індикатор курсу (нестабілізований магнітний компас).

Інформація, яку потрібно надавати кожному пілоту:

- індикатор повітряної швидкості. Якщо обмеження повітряної швидкості змінюються з висотою, то показчик повинен мати індикацію граничнодопустимої повітряної швидкості, що показує зміну швидкості залежно від висоти;
- висотомір;
- варіометр (індикатор вертикальної швидкості);
- індикатор повороту гіроскопічного типу, скомбінований з індикатором повороту та крену;
- індикатор крену і тангажу;
- індикатор курсу (магнітний або немагнітний).

Обов'язковим є встановлення сигналізатора перевищень граничнодопустимої швидкості з ефективною звуковою сигналізацією. Кожному з пілотів має бути встановлений індикатор числа Маха.

Положення 1305 описує прилади контролю силової установки та їх розміщення в кабіні.

Положення 1307 вимагає встановлення двох або більше незалежних джерел енергії, системи захисту електронного обладнання, двох систем двостороннього зв'язку з пультом керування у кожного пілота (відмова однієї із систем не повинна вплинути на роботу іншої) та двох незалежних систем радіонавігації.

Положення 1329 присвячено системі автоматичного пілотування. Вона повинна бути затвердженого типу та сконструйована таким чином, щоб автопілот міг бути швидко та надійно вимкнений пілотом таким чином, щоб він не впливав на керування літаком.

Положення 1431 стосується усього радіотехнічного та електронного устаткування. Органи керування й розміщення систем потрібно встановлювати таким чином, щоб робота будь-якого пристрою або системи не впливали на роботу інших систем авіоніки.

3.3. Вимоги до авіоніки відповідно до ARINC

Наявність великої кількості різних фірм виробників систем авіоніки спонукало розроблювати відповідні нормативні та рекомендаційні документи, що стандартизують авіоніку літака. Міжнародна радіоавіаційна корпорація «Aeronautical Radio Incorporated» (ARINC) розробила серію стандартизованих документів, які мають рекомендаційний характер і охоплюють майже все бортове обладнання. Головною метою цих документів була стандартизація габаритних розмірів та приєднувальних рознімів, вхідних та вихідних електричних сигналів і розведення проводів по відповідних контактах блокових з'єднань [39]. Така стандартизація дозволила застосовувати або замінювати в разі відмови певні системи будь-якого виробника у будь-якому аеропорту. Перелік таких документів постійно поповнюється, а самі документи постійно вдосконалюються.

Є три класи стандартів ARINC:

- 1) характеристики ARINC – визначають форму, вигляд, функції та інтерфейси систем авіоніки;

- 2) специфікації ARINC – визначають фізичну побудову або розміщення систем авіоніки;
- 3) звіти ARINC – забезпечують загальну інформацію, необхідну виробникам авіоніки, що стосується практики використання обладнання авіоніки.

Загалом усі стандарти ARINC розбиті на певні серії. Класифікацію серій відповідно до поколінь авіоніки, наведено в табл. 3.1.

Таблиця 3.1

Класифікація серій стандартів відповідно до поколінь авіоніки

Клас стандартів	Авіоніка з використанням надшвидкісних мереж передавання даних	Цифрова авіоніка	Аналогова авіоніка
Характеристик и ARINC	ARINC серії 900	ARINC серії 700	ARINC серії 500
Специфікації ARINC	ARINC серії 800	ARINC серії 600 ARINC серії 400	ARINC серії 400
Звіти ARINC	ARINC серії 800	ARINC серії 600 ARINC серії 400	ARINC серії 400

Перелік систем відповідно до ARINC серії 700, що характеризує цифрову авіоніку, наведено в табл. 3.2.

З ARINC серії 700 нерозривно пов'язані стандарти на:

- бази даних навігаційної системи ARINC-424;
- цифровий канал передавання інформації ARINC-429 та ARINC-629;
- з'єднання блоків авіоніки ARINC-600;
- з'єднання пультів та індикаторів ARINC-601;
- обладнання кабіни ARINC-628;
- електронні бібліотеки ARINC-649;
- посібник з конструювання інтегрованої модульної авіоніки ARINC-651.

ARINC серії 700

Назва системи авіоніки	Назва англійською мовою	Стандарт ARINC
Обчислювальна система керування польотом	Flight Control Computer (FCC)	ARINC-701
Обчислювальна система літаководіння	Flight Management System (FMS)	ARINC-702
Обчислювальна система керування тягою	Thrust Management Computer (TMC)	ARINC-703
Безплатформна інерціальна система	Inertial Reference System (IRS)	ARINC-704
Безплатформенна курсовертикаль	Attitude/Heading Reference System (AHRS)	ARINC-705
Система повітряних сигналів	Air data system	ARINC-706
Радіовисотомір	Radio ALtimeter (RAL)	ARINC-707
Бортовий метеорадіолокатор	Weather Radar (WR)	ARINC-708
Бортове обладнання вимірювання дальності	Distance Measurement Equipment (DME)	ARINC-709
Інструментальна система посадки	Instruments Landing System (ILS)	ARINC-710
Бортовий приймач VOR	VHF Omni directional Random (VOR)	ARINC-711
Автоматичний радіокомпас	Automatic Directorial Finger (ADF)	ARINC-712
Система селективного виклику	SELCAL	ARINC-714
Підсилювач зв'язку з пасажирями	Communication Amplifier	ARINC-715
Приймач-передавач височастотного радіозв'язку	VHF transceivers communication	ARINC-716

Продовження табл. 3.2

Назва системи авіоніки	Назва англійською мовою	Стандарт ARINC
Бортова система збирання даних	Flight Data Acquisition System (FDAS)	ARINC-717
Літаковий відповідач	Transponder ATS type 3 mode S	ARINC-718
Короткохвильовий радіопередатчик	HF communications transceiver	ARINC-719
Система цифрового вибору частоти та режимів роботи	Control panel radio systems	ARINC-720
Пасажи́рське обладнання	Multiplexing relaxation passenger system	ARINC-721
Система проєкційного бачення	Projecting vision system	ARINC-722
Система попередження наближення землі	Ground Proximately Warning System (GPWS)	ARINC-723
Система зв'язної адресації та передавання повідомлень ARINC	ARINC Communication Addressing and Reporting System (ACARS)	ARINC-724
Система електронної індикації	Electronic Flight Instruments System (EFIS)	ARINC-725
Система попередження небезпечних режимів	Flight Warning System (FWS)	ARINC-726
Мікрохвильова система посадки	Microwave Landing System (MLS)	ARINC-727
Бортова система охолодження	Onboard refrigeration system	ARINC-728
Система перетворення аналогових і дискретних даних	System Data Analog Concentrator (SDAC)	ARINC-729
Бортова система попередження зближень літаків	Traffic Collision Avoidance System (TCAS)	ARINC-730 ARINC-735
Електронний хронометр	Chronometer	ARINC-731
Магнітофон, відтворення запису (пасажи́рське обладнання)	Tape-recorder relaxation passenger system	ARINC-732

Закінчення табл. 3.2

Назва системи авіоніки	Назва англійською мовою	Стандарт ARINC
Мультиплексування даних силової установки	Multiplexing data of engines installation	ARINC-733
Система виявлення та локалізації відмов	Detecting and isolating faults system	ARINC-734
Система керування радіотехнічними засобами	Radio Management System (RMS)	ARINC-736
Система маси та балансування	Weight and Balance System (WBS)	ARINC-737
Сполучена система повітряних сигналів та інерціальна система	Air Data and Inertial Reference System (ADIRS)	ARINC-738
Багатофункціональний блок контролю та відображення FMS	Multifunctional Control Display Unit (MCDU)	ARINC-739
Стандартний друкувальний пристрій	Standard printer	ARINC-740 ARINC-744
Система супутникового авіаційного зв'язку	Aviation Satellite Communication System (ASCS)	ARINC-741
Система виявлення зсуву вітру	Windshear system	ARINC-742
Система глобальної навігації	Global position system	ARINC-743
Автоматичне залежне спостереження	Automatically dependent observation	ARINC-745
Салонна система зв'язку	Saloon communication system	ARINC-746

Заяпитання для самоперевірки

1. Які міжнародні організації є розробниками нормативної документації із систем авіоніки?
2. Які основні вимоги до обладнання авіоніки ставить EASA?
3. Які основні вимоги до обладнання авіоніки викладені в документі FAR-25?
4. Назвіть класи стандартів ARINC.
5. Які стандарти ARINC стосуються IMA?

4. СИСТЕМА ЕЛЕКТРОЖИВЛЕННЯ ЛІТАКА

4.1. Основні відомості про системи електроживлення

Електрична система ПК є неодмінною складовою будь-якого модуля авіоніки сучасного ПК. Найбільш жорсткі вимоги ставляться до стабільності та надійності систем електроживлення ПК. Від функціонування систем електроживлення залежить функціонування майже кожної системи ПК.

Електрообладнання ПК можна поділити на три основні групи:

- 1) джерела та перетворювачі електричної енергії разом з їх контрольним обладнанням;
- 2) системи передавання та розподілу електричної енергії;
- 3) споживачі електричної енергії.

Для потреб систем авіоніки сучасного літака системи електроживлення забезпечують мережу змінного струму (Alternating Current – AC) 115/36 В частотою 400 Гц та постійного струму (Direct Current – DC) – 27/28/270 В [76].

Основні переваги використання мережі постійного струму на борту ПК:

- генератори DC підживлюють акумуляторні батареї у польоті;
- під час зміни частоти обертання центральної частини двигуна дуже легко регулювати постійність напруги;
- простота побудови систем з паралельним використанням генераторів.

Основним недоліком у застосуванні мережі DC є те що електричну енергію DC важко перетворювати в інші види.

Основні переваги змінного струму:

- легкість побудови систем трансформації напруги;
- генератори та двигуни AC дешевші та легші;
- простота трансформації напруги у будь-яку іншу.

Основні недоліки використання мережі змінного струму:

- потреба у спеціальному обладнанні, що забезпечує стабільність обертів вала двигуна для отримання стабільної частоти;

- неможливість використання акумуляторних батарей як резервного джерела живлення;
- потреба в окремому генераторі для забезпечення електроживлення в умовах непрацюючого двигуна.

Системи електроживлення ПК можна поділити на три основні типи побудови:

1. Генератор постійного струму як основне джерело електроенергії. Для отримання змінного струму використовують перетворювачі DC/AC.
2. Генератор змінного струму як основне джерело електроенергії. Генератор з'єднується з приводом двигуна ПК. Для вироблення постійної напруги використовують випрямлячі AC/DC.
3. Змішана система електроживлення. Використовуються генератори змінного та постійного струмів.

4.2. Будова мережі електроживлення сучасного літака

Переваги побудови системи електроживлення ПК на основі генераторів змінного струму зробили її найбільш застосовною для побудови електричних систем ПК [1; 3; 8].

Принцип побудови мережі змінного струму на борту ПК показано на рис. 4.1. Загалом вона складається з таких елементів:

- генератора;
- первинної підсистеми захисту та комутації;
- підсистеми перетворення напруги та блока батарей;
- вторинної підсистеми захисту та комутації.

Підсистеми електроживлення змінною напругою 115 В є первинною, оскільки її генератори перетворюють механічну енергію обертання ротора двигуна в електричну. Підсистеми електроживлення меншої напруги є вторинними, тому що їх основним джерелом є трансформатори та випрямляльне обладнання, які перетворюють електроенергію змінної більшої напруги в меншу.

Система електроживлення складається з певної кількості незалежних мереж залежно від кількості двигунів та відповідно

генераторів (наприклад, лівої та правої у випадку ПК з двома двигунами). До складу кожної мережі входить генератор струму, з'єднаний механічною передачею з двигуном разом з обладнанням захисту та контролю.

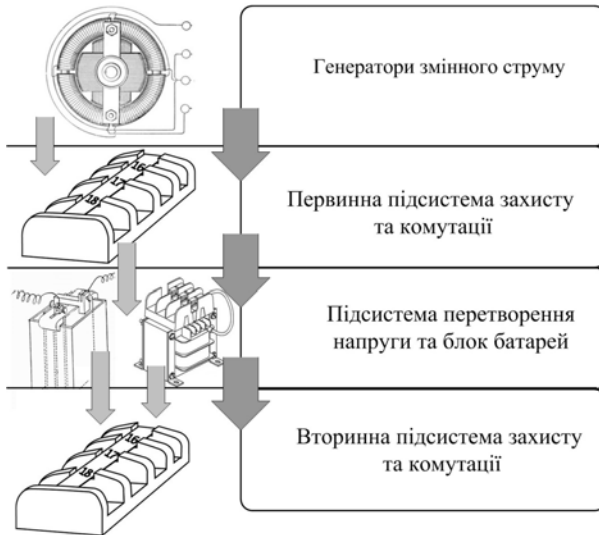


Рис. 4.1. Принцип побудови мережі змінного струму

У випадку відмови одного з джерел живлення його мережа автоматично перемикається на інше джерело струму.

У мережі передбачено один або декілька резервних генераторів та живлення від наземної аеродромної електричної мережі.

Джерелом сталого струму є спеціальне випрямляльне обладнання, у якому напруга трифазного струму знижується до необхідного значення і через згладжувальні фільтри подається у мережу DC.

Акумуляторні батареї призначені для:

- живлення обмеженої кількості систем авіоніки ПК під час перевірки обладнання на землі у випадках, якщо немає аеродромного електроживлення і вимкнутий двигун;
- запуску двигуна;

- заправлення палива;
- живлення певних обмежених систем авіоніки під час польоту.

Запитання для самоперевірки

1. Які основні переваги та недоліки використання мережі постійного струму на борту ПК?
2. Які основні переваги та недоліки використання мережі змінного струму на борту ПК?
3. Який тип системи електроживлення ПК є найбільш поширеним і чому?
4. Що входить у будову мережі змінного ступу ПК?
5. Яка величина напруги мережі постійного та змінного струмів?
6. Які резервні джерела живлення використовуються на борту ПК?

5. СВІЛОТЕХНІЧНЕ ОБЛАДНАННЯ ЛІТАКА

Світлотехнічне обладнання складається з великої кількості різних ліхтарів та сигнальних маячків. До його складу входять:

- зовнішнє освітлювальне обладнання;
- зовнішнє світлосигнальне обладнання;
- внутрішнє освітлювальне обладнання;
- аварійне світлотехнічне обладнання.

5.1. Зовнішнє освітлювальне та світлосигнальне обладнання

Зовнішнє освітлювальне обладнання призначено для освітлення простору навколо літака, коли він перебуває на землі. Наприклад, у процесі руління та зльоту, коли пілоту необхідно чітко уявляти, де він перебуває і що повинен робити відповідно до конкретної ситуації. Крім того, спеціальне освітлювальне обладнання використовується для освітлення деяких частин ПК, таких як, наприклад, повітрозабірник двигуна, кіль з емблемою, номер літака, підсвічування дверей.

Відповідно до цього на ПК зазвичай розміщується таке світлотехнічне обладнання:

- посадкові фари;
- фари для руління (зазвичай установлюють на передньому стояку шасі);
- фари бокового освітлення;
- фари освітлення повітрозабірника;
- освітлення емблеми, що вказує належність літака певній країні;
- освітлення стабілізатора;
- освітлення дверей.

Залежно від типу ПК та виробника розміщення зовнішнього освітлювального обладнання розрізняється.

Зовнішнє світлосигнальне обладнання використовують для позначення літака у повітрі чи на землі.

До складу світлосигнального обладнання зазвичай входять три аеронавігаційні вогні та два пробліскові маяки.

Аеронавігаційні вогні червоного та зеленого кольорів установлюють відповідно у передній частині кінців лівого та правого крил. Аеронавігаційний вогонь білого кольору розмішують

у хвостовій частині ПК. Аеронавігаційні вогні після їх увімкнення постійно світяться.

Проблискові маяки розміщують зверху літака на кілі та знизу посередині літака. Вони працюють у двох режимах – нормальному й ослабленому. У нормальному режимі вони світяться білим кольором, а в ослабленому – червоним.

Приклад розміщення зовнішнього освітлювального та світлосигнального обладнання на Ан-148 показано на рис. 5.1.

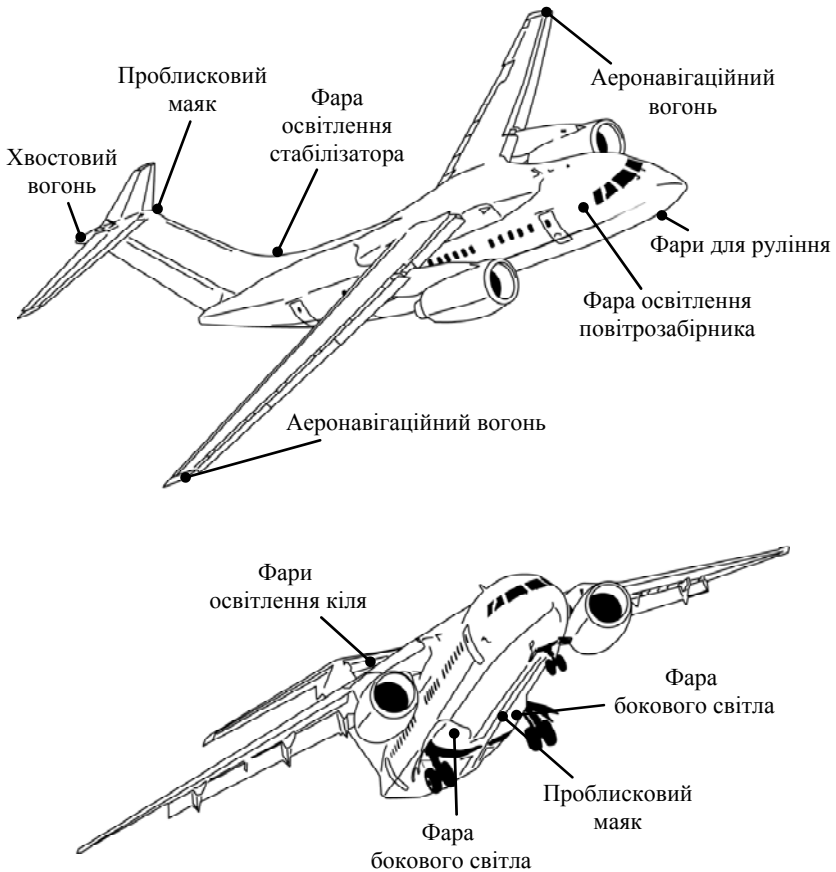


Рис. 5.1. Розміщення зовнішнього освітлювального та світлосигнального обладнання на Ан-148

Під час побудови сучасного зовнішнього освітлювального та світлосигнального обладнання здебільшого використовують світлодіоди (Light-emitting diode – LED), що дозволяє знизити електроживлення і забезпечити високу надійність роботи світлових систем [41; 53; 81]. Приклад аеронавігаційного вогню, побудованого з використанням LED, показано у додатку, рис. Д4.

Будова та функціонування зовнішнього освітлювального та світлосигнального обладнання мають відповідати вимогам, викладеним у таких документах [61]:

- TSO C30c;
- TSO C96a;
- SAE AS 8037;
- SAE AS8017;
- RTCA DO-160B.

5.2. Внутрішнє аварійне та освітлювальне обладнання

Внутрішнє освітлювальне обладнання застосовують для освітлювання:

- кабіни екіпажу;
- пасажирських салонів;
- технічних відсіків.

Освітлювальне обладнання кабіни екіпажу забезпечує загальне освітлення кабіни, підсвічування органів керування літаком та резервне освітлення.

Аварійне світлотехнічне обладнання використовується для вказування аварійних шляхів евакуації з ПК.

Керування усім світлотехнічним обладнанням на ПК здійснюється спеціальними пультами у кабіні пілота та пасажирському відсіку. Внутрішнє аварійне та освітлювальне обладнання контролюється системою електронної індикації у кабіні пілота.

Запитання для самоперевірки

1. Що входить до складу світлотехнічного обладнання ПК?
2. Яке зовнішнє світлотехнічне обладнання ПК є обов'язковим?
3. Яку функцію виконує світлосигнальне обладнання ПК?

4. Які основні переваги використання світлодіодних освітлювальних приладів у авіації?
5. Які елементи внутрішнього освітлювального обладнання є обов'язковими і чому?
6. Назвіть основні нормативні документи, що регламентують світлотехнічне обладнання ПК.

6. СИСТЕМИ ПЕРВИННОЇ ІНФОРМАЦІЇ

Системи первинної інформації вимірюють різні сигнали та параметри, що характеризують політ та стан ПК. Кожна з таких систем спеціалізується на вимірюванні сигналів певної фізичної величини. Вимірювання зазвичай виконується опосередковано.

Деяка фізична величина впливає на певний датчик. Датчик перетворює величину цієї дії у пропорційний до неї певний електричний сигнал, який надалі перетворюється у цифровий. Виміряне значення фізичної величини передається у вигляді цифрового слова до модулів авіоніки (рис. 6.1).

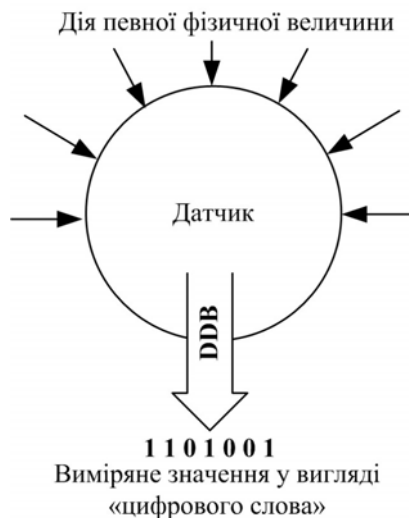


Рис. 6.1. Вимірювання фізичної величини

До систем первинної інформації належать:

- система повітряних сигналів;

- інерціальні навігаційні системи;
- прилади вимірювання параметрів магнітного поля землі;
- інші датчики перетворення інформації.

6.1. Система повітряних сигналів

Система повітряних сигналів оцінює параметри польоту ПК за допомогою вимірювання параметрів навколишнього середовища – повітря. Основними параметрами середовища є:

- статичний та динамічний тиск;
- швидкість зміни тиску;
- температура навколишнього середовища;
- напрям руху повітря.

На підставі вимірювань цих значень оцінюються такі основні параметри :

- абсолютна висота польоту;
- приладова швидкість;
- вертикальна швидкість;
- число Маха;
- температура повітря;
- істинна швидкість;
- кути атаки та ковзання.

Раніше для виконання польоту достатньо було мати значення абсолютної висоти польоту та приладової швидкості, проте сучасні інформаційні системи на борту ПК потребують більшої кількості параметрів, таких, як наприклад, статичної та динамічної температур повітря, граничнодопустимих значень параметрів та інших, необхідних для більш точної роботи різних автоматичних систем керування.

Одним з важливих параметрів середовища є тиск повітря ззовні ПК. Розрізняють динамічний, статичний та повний тиск повітря.

Динамічний тиск – це тиск, зумовлений рухом літака у повітрі. Використовують для вимірювання швидкості руху ПК за приладом.

Статичний тиск – тиск повітря, що оточує літак на певній висоті. Використовують для вимірювання абсолютної висоти та швидкості польоту.

Повний тиск складається із статичного та динамічного тиску.

Вимірювання параметрів тиску є досить важливими, оскільки на основі їх обчислюються висота польоту та швидкості ПК (рис. 6.2). Відповідно до цього використовують спеціальну систему отворів на корпусі ПК для забору повітря та групу датчиків, які з'єднуються між собою системою повітропроводів.

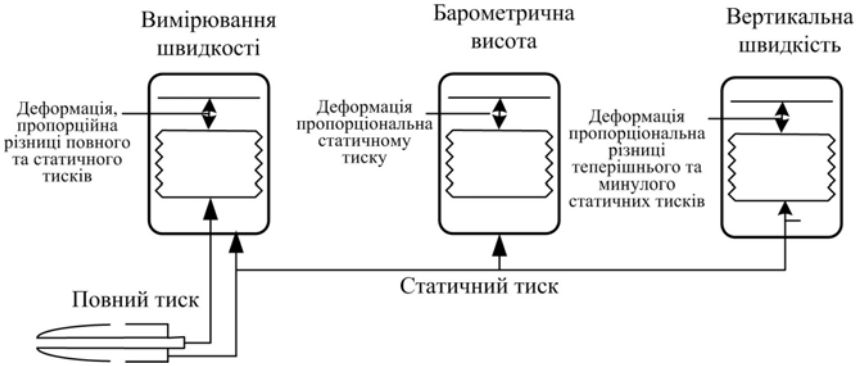


Рис. 6.2. Використання тиску для вимірювання різних параметрів

Повний тиск створюється за допомогою трубок Піто (рис. 6.3), розміщених ззовні ПК та винесені від корпусу на певну відстань для зменшення впливу аеродинамічних похибок на вимірювання навігаційних параметрів, пов'язаних з тиском повітря. Оскільки приймачі повітря дуже чутливі до наявності льоду, у їхній конструкції передбачено нагрівальний елемент.

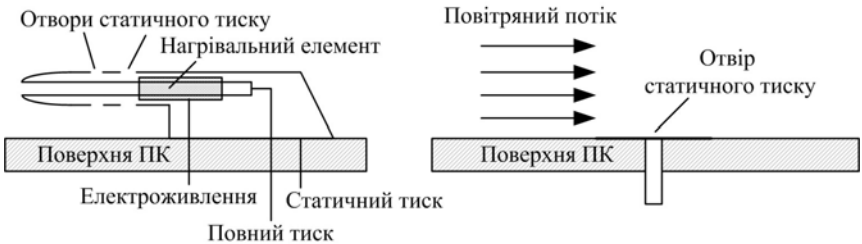


Рис. 6.3. Приймачі повітря

Раніше застосовувались тільки комбіновані приймачі тиску, проте тепер для досягнення більшої точності у вимірюваннях застосовують додаткові приймачі статичного тиску у вигляді малих отворів на фюзеляжі літака. Для більшої точності приймачі тиску розмішують по обидва боки літака у різних місцях (додаток, рис. Д5).

Після забору повітря рухається спеціальними повітроводами до приладів вимірювання швидкісних параметрів, абсолютної висоти та відповідних датчиків.

Для побудови датчиків вимірювання тиску газів використовують різні методи:

- манометричний;
- п'єзоелектричний;
- п'єзорезистивний;
- тензометричний;
- ємнісний;
- індуктивний;
- резонансний;
- іонізаційний.

Одним з перевірених часом методів для вимірювання тиску є манометричний, що ґрунтується на вимірюванні зміни розміру анероїдної коробки, яка пропорційна до зміни тиску (рис. 6.4).

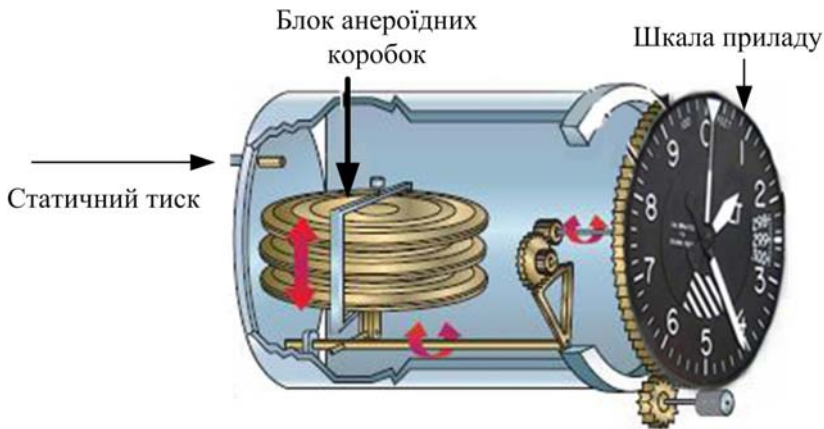


Рис. 6.4. Манометричний принцип вимірювання висоти

Такий принцип побудови притаманний більшості механічних барометричних висотомірів, використовуваних як резервні прилади (ВД-10, ВД-17, ВД-20). Вимірювальному обладнанню такого класу властиві суттєві похибки вимірювання висоти, що становлять від ± 3 до $\pm 1\%$ виміряного значення.

Натепер найбільшого поширення набув п'єзорезистивний метод, принцип дії якого ґрунтується на використанні напівпровідникових п'єзорезисторів, що перетворюють викривлення матеріалу у зміну опору [20; 95]. Принципи побудови датчиків абсолютного та диференціального тисків показано на рис. 6.5.

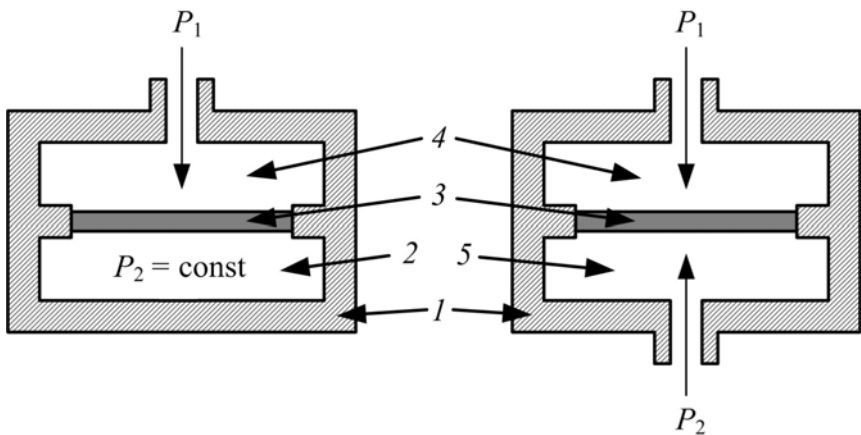


Рис. 6.5. Принципи побудови датчиків абсолютного та диференціального тиску

Датчики абсолютного тиску складаються з корпусу 1, герметичної вакуумної камери 2 та діафрагми 3. Дія тиску повітря P_1 у камері 4 спричинює деформацію діафрагми 3 як чутливого елемента. Відповідно положення діафрагми 3 залежить від значення тиску повітря у камері 4.

Датчик диференціального тиску будують за аналогічною схемою за винятком того, що до герметичної камери 5 надходить повітря тиску P_2 , відношення до якого необхідно виміряти.

Для побудови діафрагми зазвичай використовують силіконову структуру, оскільки за своїми фізичними властивостями вона

вигинається, ідеально сприймаючи прикладений до неї тиск. Крім того, кристали силікону є дуже еластичними та надстійкими до розтягнення, що забезпечує тривалий термін експлуатації. Вигин діафрагми зазвичай вимірюють за допомогою чотирьох ідентичних п'езорезисторів, міцно закріплених на поверхні тонкої круглої силіконової діафрагми (рис. 6.6) [95]. Дія прикладеного тиску чи сили зумовлює вигин тонкої діафрагми, а разом з нею і п'езорезисторів. Опір резисторів буде змінюватись відповідно до зміни напруженості матеріалу, з якого вони вироблені, а відповідно і тиску повітря, прикладеного до діафрагми. Таким чином, зміна тиску перетворюється у зміну опору.

Резистори можуть бути з'єднані за мостовою або напівмостовою схемою. Мостову схему з'єднання резисторів показано на рис. 6.7.

Кожен з чотирьох п'езорезисторів має однакове номінальне значення. На рис. 6.7 символ R являє собою опір резистора, що відповідає невинутій діафрагмі без дії тиску повітря ($P_1 = 0$); ΔR – зміна опору резистора, що є результатом дії прикладеного тиску.

Резистори розміщуються на силіконовій діафрагмі таким чином, щоб зміна опору кожного з них була приблизно однаковою. Крім того, два резистори збільшують номінал під час вигину, а інші два зменшують залежно від їх орієнтації на діафрагмі.

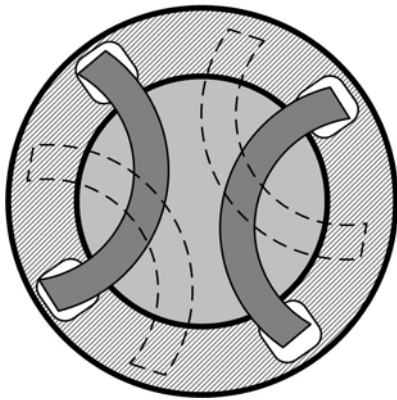


Рис. 6.6. Розміщення п'езорезисторів на діафрагмі

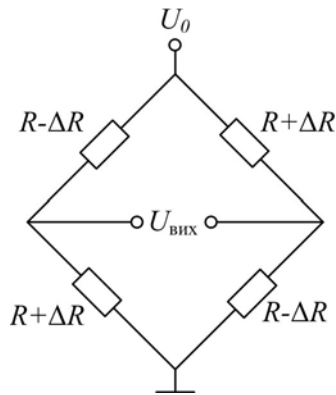


Рис. 6.7. Мостова схема з'єднання п'езорезисторів

У результаті напруга на виході мостової схеми з'єднання резисторів ($U_{\text{вих}}$) буде пропорційна прикладеній напрузі живлення та прикладеному тиску повітря, що провокує зміну опору ΔR :

$$U_{\text{вих}} = \frac{\Delta R U_0}{R}.$$

Точність вимірювання тиску повітря за п'єзорезистивним методом становить 1–0,25 %.

П'єзорезистивний та п'єзоелектричний методи вимірювання тиску є основними методами, використовуваними для побудови MEMS датчиків.

Абсолютна висота польоту. Барометричний висотомір вимірює абсолютну та відносну висоти польоту на основі інформації про статичний тиск повітря. Принцип його дії ґрунтується на функціональній залежності тиску повітря від висоти («барометричній залежності») [24]:

$$p(h) = p_0 \exp\left(-g_0 h \frac{\rho_0}{p_0}\right),$$

де $p(h)$ – це тиск повітря на висоті h над рівнем моря; g_0 – середнє значення гравітаційного прискорення (приблизно 9.81 м/с^2); p_0 і ρ_0 – тиск повітря і його густина на рівні моря.

Від'ємний знак в експоненті відображає той факт, що атмосферний тиск зі збільшенням висоти зменшується у результаті зменшення висоти стовпа повітря. Висоту польоту можна визначити за формулами:

$$h = \frac{T_0}{\tau_b} \left[1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{\tau_b R_{\text{пит}}}{g_0}} \right] \text{ для } h \leq 11000 \text{ м};$$

$$h = h_{11} + \frac{R_{\text{пит}} T_{11}}{g_0} \ln \frac{p_{11}}{p} \text{ для } 11000 \text{ м} \leq h \leq 20000 \text{ м},$$

де $T_0 = 288,15 \text{ К}$; $\tau_b = 0,0065 \text{ К/м}$ – температурний градієнт висоти, що враховує середню зміну температури з підняттям на висоту до 11000 м за стандартною атмосферою; $p_0 = 101300 \text{ Па}$ – тиск повітря на рівні моря; $R_{\text{пит}} = 287,05287 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$ – питома газова стала для повітря; g_0 – середнє значення гравітаційного прискорення; $p_{11} = 22632 \text{ Па}$ – тиск на висоті; $h_{11} = 11000 \text{ м}$ – висота; $T_{11} = 216,65 \text{ К}$ – температура на висоті.

Швидкість. Для пілотування ПК важливими є індикаторна та істинна повітряна швидкості.

Індикаторна (приладова) швидкість – це швидкість руху ПК відносно повітряного потоку біля поверхні Землі за динамічного тиску, як і на висоті польоту.

Істинна повітряна швидкість – це швидкість руху ПК відносно повітряного потоку.

Прилад, що вимірює індикаторну швидкість, використовують як пілотажний індикатор. Принцип його дії ґрунтується на вимірюванні динамічного тиску зустрічного потоку повітря за допомогою манометричного пристрою, деформація якого передається спеціальним чином на стрілку.

Індикаторна швидкість визначається залежністю, що не враховує стиснення повітря (для швидкостей менших за 400 км/год):

$$V = \sqrt{\frac{2\Delta p g}{\gamma}},$$

де Δp – динамічний тиск; g – прискорення вільного падіння; γ – щільність повітря.

Із залежності видно, що індикаторна швидкість залежить від густини повітря, яка змінюється зі зміною висоти. Зазвичай такі прилади градууються на певне значення γ ($\gamma = 1,225 \text{ кг/м}^3$), тому показання приладу будуть відповідати істинній повітряній швидкості під час польоту біля поверхні землі.

Аеродинаміка та величина піднімальної сили горизонтальних поверхонь ПК безпосередньо залежать від індикаторної швидкості:

$$Y = c_y S \frac{\gamma V^2}{2g},$$

де c_y – коефіцієнт піднімальної сили; S – площа несучих поверхонь.

Значення цієї величини є досить важливим для підтримання необхідних аеронавігаційних характеристик польоту.

Істинну повітряну швидкість вимірюють аналогічним чином на підставі вимірювання динамічного тиску повітря. Крім того, вимірюється та враховується значення статичного тиску.

Вимірювання істинної повітряної швидкості ґрунтується на функціональній залежності динамічного та статичного тиску повітря від швидкості:

$$V = \sqrt{\frac{2ka^2}{(k-1)\gamma} \left[\left(\frac{\Delta p}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]},$$

де k – коефіцієнт адіабатичного стискання повітря; γ – густина повітря; a – швидкість звука; Δp – динамічний тиск; p – статичний тиск.

Слід зауважити, що для розрахунку істинної повітряної швидкості необхідно мати значення швидкості звука у конкретному повітряному просторі, яке залежить від температури.

Число Маха. Це величина, що являє собою співвідношення швидкості руху до швидкості світла. Залежно від числа Маха ПК має різні динамічні характеристики, тому значення цієї величини є важливим для пілотування:

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2k}{(k-1)\gamma} \left[\left(\frac{\Delta p}{p} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}.$$

На швидкостях, більших за швидкість звука, частина енергії швидкісного напору повітря витрачається на утворення ударних хвиль, тоді швидкість визначається за іншою формулою:

$$V = \frac{M}{\sqrt{1 + \xi \frac{M^2}{5}}} \sqrt{kgRT_T},$$

де ξ – коефіцієнт загальмованого повітря; T_T – абсолютна температура загальмованого повітря.

Крім того, для безпечного пілотування важливими є :

- мінімальна швидкість звалювання ПК;
- швидкість повороту ПК;
- максимальна швидкість випуску закрилків;
- максимальна швидкість польоту;
- максимально допустиме значення числа Маха.

Похибки. Кожному з цих приладів притаманні інструментальні, аеродинамічні та методичні похибки.

Інструментальні похибки виникають через недосконалість виготовлення механізму вимірювального приладу, зношеність окремих вузлів та зміну пружних властивостей чутливого елемента. Зазвичай ці похибки визначають у лабораторних умовах. За результатами лабораторної перевірки складають таблиці, у яких вказують значення інструментальних поправок. Важливою складовою інструментальних похибок є залежність вимірювального механізму від стану навколишнього середовища, зокрема температури. Так, наприклад, пружність анероїдної коробки залежить від її температури. Вплив температури навколишнього середовища враховується температурними інструментальними похибками.

Аеродинамічні похибки спричиняються неточними вимірюванням атмосферного тиску на висоті польоту через викривлення повітряного потоку в місці його приймання, особливо у випадку польоту на великих швидкостях.

Методичні похибки виникають у результаті розбіжності фактичного стану атмосфери з даними, закладеними в основу розрахунку шкали приладу.

Кут атаки. Це кут між напрямком швидкості набіжного потоку повітря на літак та продольним напрямком крила (рис. 6.8).

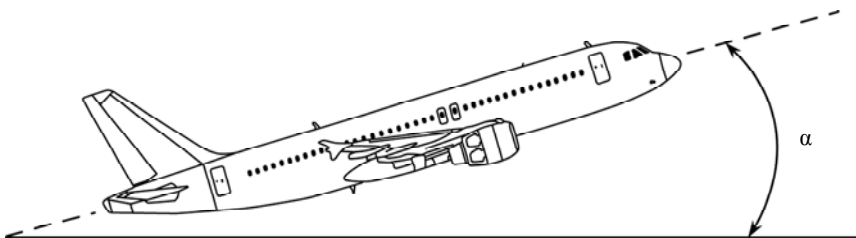


Рис. 6.8. Кут атаки

Значення кута атаки залежить від величини піднімальної сили. Збільшення кута призводить не лише до збільшення піднімальної сили, але й до підвищення опору повітря, тому цей параметр безпосередньо впливає на безпеку польоту.

Кут ковзання. Кут ковзання – це кут між площиною симетрії ПК та напрямком потоку повітря (рис. 6.9). Зовнішній вигляд

датчика для вимірювання кутів атаки та ковзання показано у додатку, рис. Д6.

Температура повітря. Для вимірювання температури повітря навколо ПК застосовують спеціальний датчик у вигляді винесеної на певну відстань від корпусу ПК металеві трубки (додаток, рис. Д7). Температурний датчик захоплює частину повітряного потоку і спрямовує його на чутливий до зміни температури елемент. Для запобігання похибкам, спричиненим обледенінням корпусу ПК, у будові датчика передбачено систему підігріву корпусу.

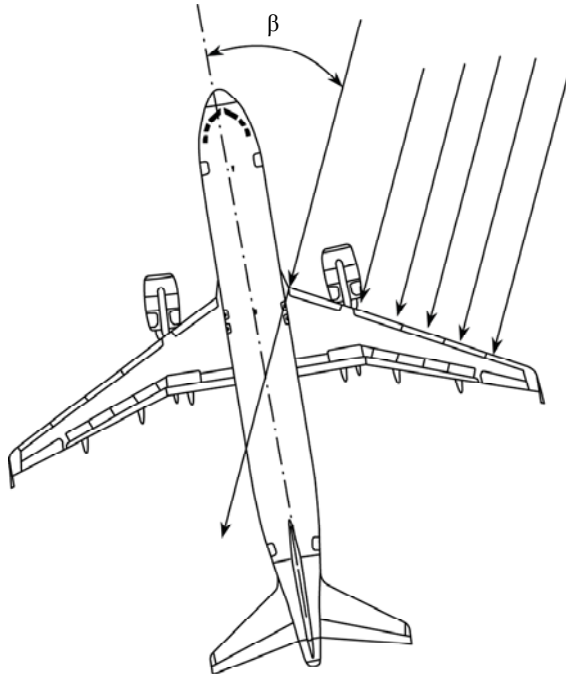


Рис. 6.9. Кут ковзання

Оснoву системи повітряних сигналів становить обчислювальний блок. На його вхід подаються сигнали від датчиків повного і статичного тиску, температури та кута атаки. Датчики тиску розміщені в середині корпусу літака, а тиск підводиться за допомогою спеціальної системи повітроводів до резервних приладів вимірювання висотно-швидкісних параметрів (рис. 6.10).

Обчислювальний блок виконує розрахунки висотно-швидкісних параметрів з урахуванням усіх можливих похибок, оцінює максимально допустимі значення цих параметрів і видає сигналізацію про наближення наявних значень до максимально допустимих.

За допомогою одного з цифрових каналів інформаційного обміну обчислювач подає ці параметри в систему електронної індикації для відображення даних пілотам, а також, в інші системи ПК, які мають потребу в них

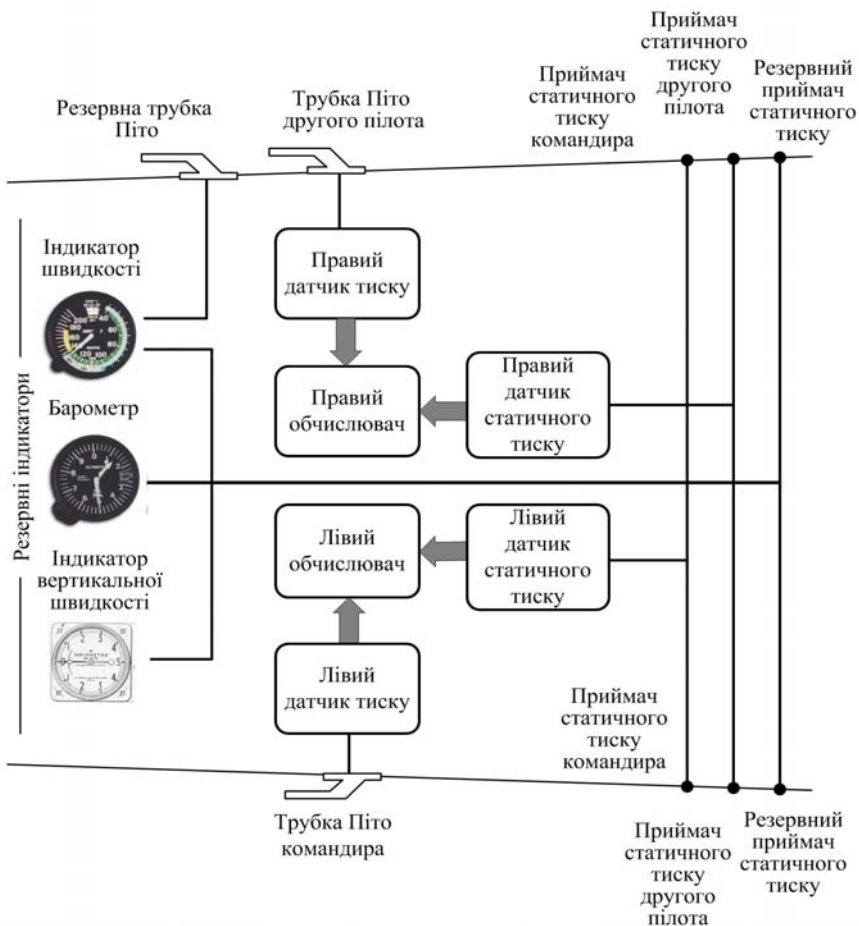


Рис. 6.10. Структура системи повітряних сигналів

6.2. Інерціальні навігаційні системи

Гіроскопічні датчики. Гіроскоп – пристрій, призначений для вимірювання кутових швидкостей або кутів орієнтації тіла відносно системи координат цього тіла (рис. 6.11).

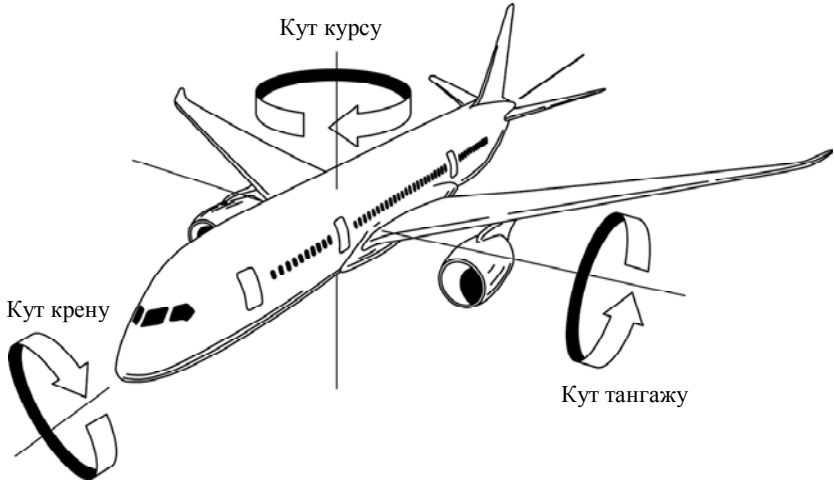


Рис. 6.11. Кути крену, тангажа та курсу

Гіроскопічні датчики за принципом дії можна класифікувати у такий спосіб:

- механічні гіроскопи:
 - роторні,
 - коріюлісові або вібраційні;
- оптичні гіроскопи:
 - лазерні,
 - оптоволоконні.

Механічні гіроскопи мають рухомі частини у конструкції датчиків, за відхиленням яких вимірюються параметри.

Механічний роторний гіроскоп являє собою симетричну відносно осі обертання масу, яка обертається навколо своєї осі з певною швидкістю. Розміщення ротора у кардановому підвісі забезпечує вільне обертання у трьох площинах (рис. 6.12).

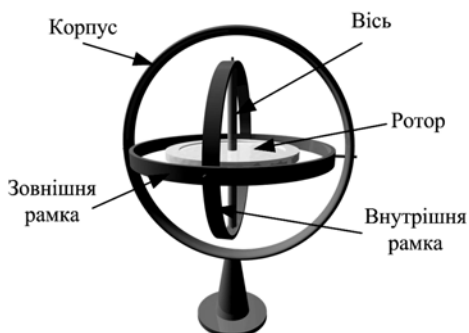


Рис. 6.12. Будова механічного роторного гіроскопа

Ефект роторного гіроскопа полягає в тому, що вісь ротора механічного гіроскопа намагається зберігати своє початкове положення у просторі. За виставленою віссю гіроскопа перед польотом визначають кути крену, тангажа та курсу. Під час маневрування ПК вісь роторного гіроскопа залишається у своєму первинному положенні та відіграє роль системи відліку (рис. 6.13).

Принцип дії коріолісових або вібраційних гіроскопів ґрунтується на вимірюванні коріолісового прискорення, яке виникає внаслідок обертання тіла.

Коріолісове прискорення виникає під час обертання швидкорухомого тіла навколо осі, перпендикулярної до площини руху (рис. 6.14). Під дією сили Коріоліса траєкторія руху тіла викривлюється. Прискорення вимірюють за фіксацією величини відхилення рухомого тіла від початкового положення. Найпоширеніший принцип вимірювання – ємнісний, за яким величина відхилення залежить від відстані між обгортками конденсатора.

Розвиток сучасних технологій побудови радіоелектронних компонентів дозволяє значно мінімізувати розміри деталей. Це зумовило створення мікроелектро-механічних систем (Micro Electro Mechanical System – MEMS). Основна перевага MEMS пристроїв – це габаритні розміри та маса пристроїв.

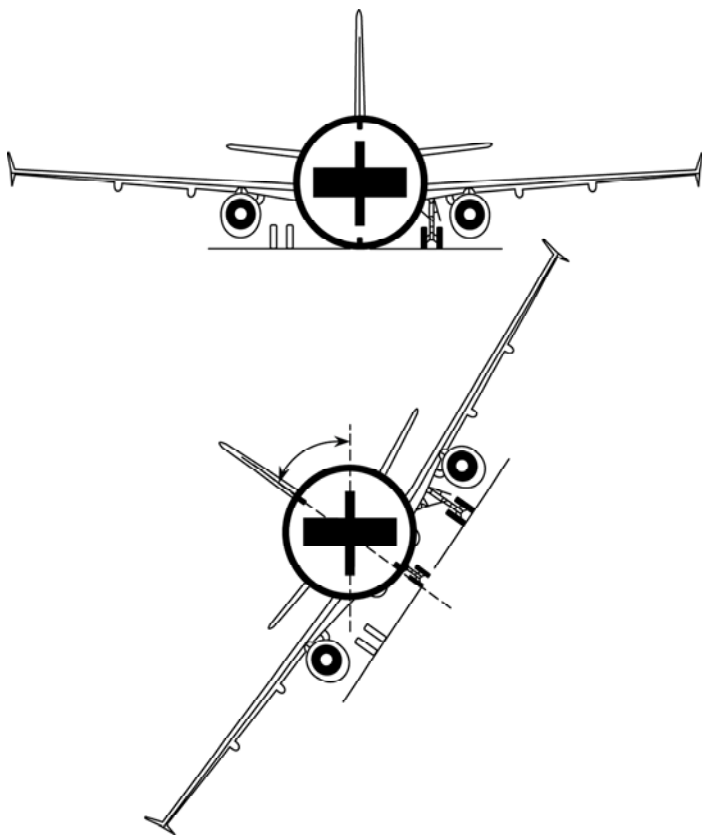


Рис. 6.13. Застосування роторного гіроскопа для вимірювання кутів

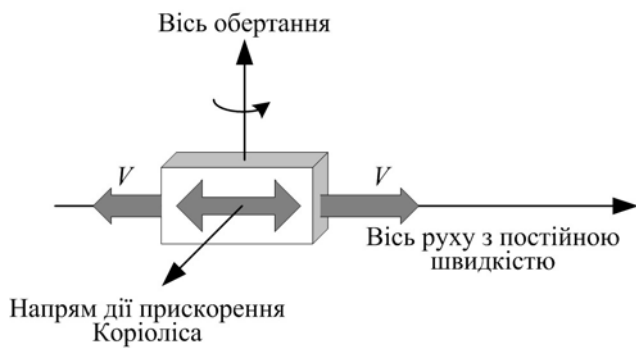


Рис. 6.14. Прискорення Коріоліса

Гіроскопи MEMS – це мікроелектро-механічні гіроскопи, що уособлюють у собі мікроелектронні та мікромеханічні компоненти для вимірювання кутів нахилу та відповідних кутових швидкостей [13, 23].

Основні типи MEMS гіроскопів:

- камертонні гіроскопи;
- гіроскопи, побудовані за принципом рухомого колеса;
- гіроскопи типу Wine Glass Resonator;
- п'єзоелектронні гіроскопи;
- квантові гіроскопи.

Оптичні гіроскопи ґрунтуються на ефекті Саньяка в оптиці. Розглянемо ефект Саньяка на прикладі системи дзеркал, розмішених по колу (рис. 6.15). Промінь світла від джерела (лазера) падає на дзеркало і перевідбивається у системі дзеркал у двох протилежних напрямках і реєструється фоточутливим елементом. У стаціонарному нерухомому випадку обидва промені проходять однакову відстань.

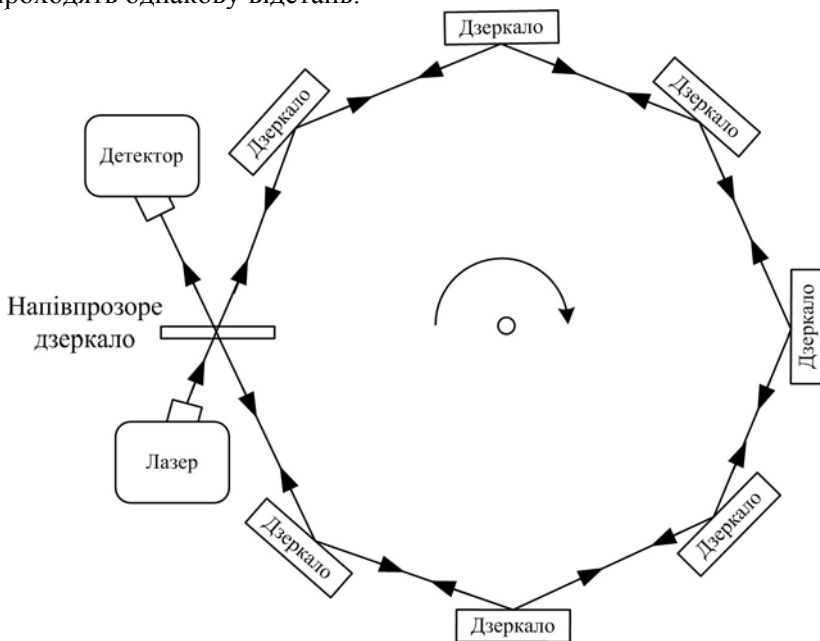


Рис. 6.15. Коловий інтерферометр

Під час обертання колового інтерферометра навколо осі, перпендикулярної до площини руху променів, променю, що прямує у напрямку обертання, потрібно більше часу для проходження кільцевої системи дзеркал, ніж променю, спрямованому проти напрямку обертання. Це пояснюється неоднаковістю довжин оптичного шляху, який проходять обидва промені. Залежно від часу проходження визначаються кут повороту та кутова швидкість.

Залежно від середовища поширення променів у оптичних гіроскопах вирізняють лазерний (промінь поширюється у газі, додаток, рис. Д8) [6] та оптоволоконний (промінь поширюється у оптоволокну, додаток, рис. Д9) гіроскопи.

Датчики прискорень. Акселерометри – це пристрої для вимірювання проекцій прискорень об'єктів, до яких вони прикріплені. За виміряним значенням прискорення обчислюють швидкості та положення рухомого об'єкта у просторі.

Відповідно до другого закону Ньютона ($F=mA$) датчик для вимірювання прискорення (A) будується на основі визначення сили (F), що діє на певну масу (m). Нульове прискорення виникає, коли сила F не діє на масу. Прискорення прямо пропорційне у випадку сталої маси величині сили. Методів побудови акселерометрів багато, проте загальним для них є наявність у їх будові інерційної маси.

Розглянемо принцип дії акселерометра за допомогою спрощеної моделі пружинного акселерометра з інерційним чутливим елементом (рис. 6.16). Корпус акселерометра сполучений з корпусом ПК. Чутливим елементом є інерційна маса, що зафіксована між пружинами. Під дією сили інерції рухома маса відхиляється від початкового положення. Відхилення фіксується за величиною зміни ємності між двома пластинами конденсатора.

Інерціальні навігаційні системи. Інерціальні навігаційні системи (ІНС) використовують гіроскопи та акселерометри для оцінювання положення, швидкості, прискорень, кутів та кутових швидкостей.

Типова ІНС складається з таких елементів:

- модуля інерціальних датчиків;
- обладнання підтримки електроніки;
- обчислювального блока.

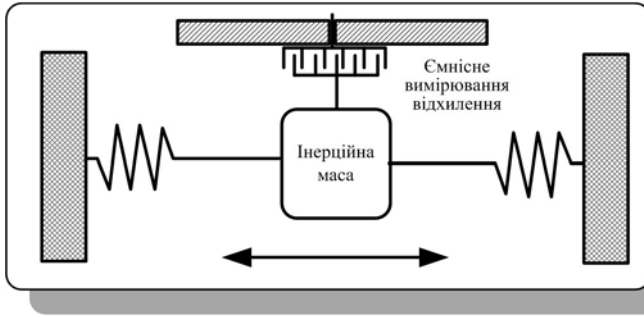


Рис. 6.16. Принцип вимірювання прискорення

Загалом є багато різновидів побудови ІНС, проте всі системи можна поділити на дві групи – платформні ІНС та безплатформні ІНС.

Платформні ІНС використовують спеціальну платформу, підвішену у кардановому підвісі, що забезпечує вільне обертання у трьох просторах (рис. 6.17). На платформі розміщується група з трьох акселерометрів для вимірювання складових прискорення по осях X , Y , Z та група з трьох гіроскопів для вимірювання кутових швидкостей. У з'єднаннях карданового підвісу розміщуються електромотори, що обертають платформу.

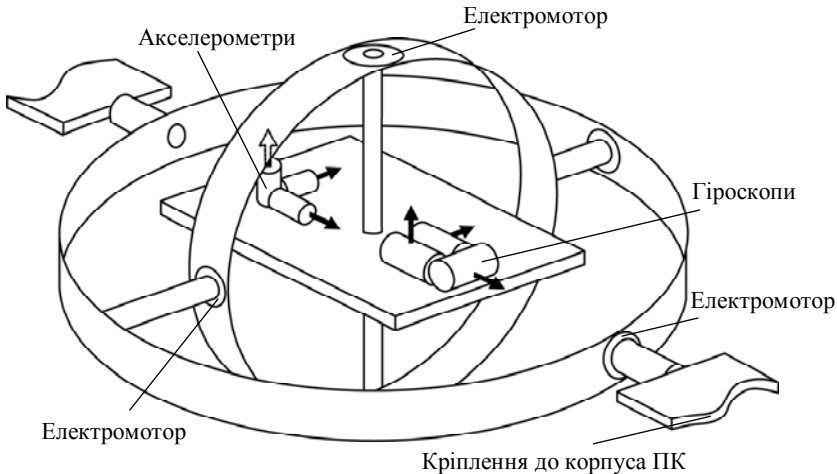


Рис. 6.17. Стабілізована платформа у кардановому підвісі

Гіроскопи слідкують за поворотами платформи і задіюють електромотори, утримуючи платформу у фіксованій орієнтації відносно вибраної системи координат. Стабілізовані та виставлені у певній системі координат акселерометри вимірюють відповідні прискорення. Приклад платформної ІНС показано у додатку, рис. Д10.

Інтегруючи виміряні прискорення ($a_x(t)$, $a_y(t)$, $a_z(t)$) у певний момент часу (t) за відомими початковими значеннями параметрів ($V_x(t_0)$, $V_y(t_0)$, $V_z(t_0)$), оцінюють швидкості:

$$V_x(t) = V_x(t_0) + \int_{t_0}^t a_x(t) dt ;$$

$$V_y(t) = V_y(t_0) + \int_{t_0}^t a_y(t) dt ;$$

$$V_z(t) = V_z(t_0) + \int_{t_0}^t a_z(t) dt .$$

За отриманими складовими швидкості оцінюють координати положення, ураховуючи відомі положення у попередній момент часу ($X(t_0)$, $Y(t_0)$, $Z(t_0)$):

$$X(t) = X(t_0) + \int_{t_0}^t V_x(t) dt ;$$

$$Y(t) = Y(t_0) + \int_{t_0}^t V_y(t) dt ;$$

$$Z(t) = Z(t_0) + \int_{t_0}^t V_z(t) dt .$$

Велику кількість ПК натеper обладнано безплатформними ІНС. У таких системах акселерометри та гіроскопи жорстко закріплені між собою і безпосередньо кріпляться до корпусу ПК (додаток, рис. Д11).

У безплатформних ІНС прискорення вимірюються у системі відліку ПК. Виміряні гіроскопами значення кутів використовують для перетворення результатів вимірювання прискорень (a_x, a_y) у навігаційну систему координат (a_{xn}, a_{yn}) :

$$\begin{bmatrix} a_{xn} \\ a_{yn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \end{bmatrix}.$$

Однією з найважливіших переваг застосування ІНС є її автономність та незалежність від зовнішніх факторів. Проте ІНС властиве нагромадження похибки.

6.3. Прилади для вимірювання параметрів магнітного поля Землі

Прилади вимірювання параметрів магнітного поля застосовують для орієнтації та визначення напрямку руху. Історично це перші навігаційні прилади для орієнтування. Принцип їх дії ґрунтується на використанні магнітного поля Землі.

Північний магнітний полюс, у даний момент, розміщений у точці з координатами 70° північної широти та 95° західної довготи, а південний магнітний полюс – у точці з координатами 72.5° південної широти та 154° східної довготи (рис. 6.18). Крім того, магнітна вісь Землі не є стабільною, а рухається, відповідно і магнітні полюси теж рухаються.

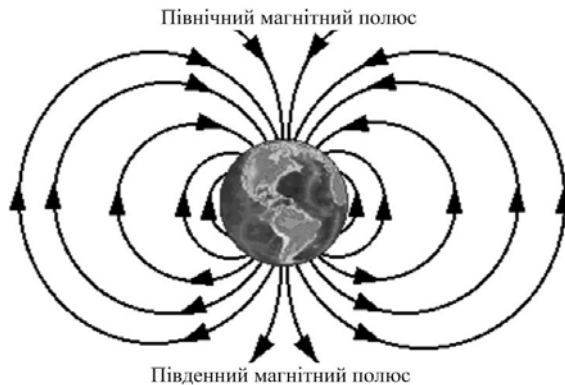


Рис. 6.18. Магнітне поле Землі

Магнітне поле Землі характеризується його напруженістю T . Вектор T напруженості є результатом складання векторів напруженості окремих полів:

$$T = T_o + T_M + T_a + \delta T_B,$$

які обумовлені:

T_o – магнітним полем однорідного намагнічування тіла Землі;

T_M – магнітним полем неоднорідних внутрішніх шарів Землі;

T_a – магнітним полем від намагнічування порід земної кори, названим аномальним полем;

ΔT_a – зовнішнім відносно Землі джерелом поля, названого полем геомагнітних варіацій.

Суму векторів $T_H = T_o + T_M$ називають вектором напруженості нормального геомагнітного поля.

Вектор T розкладається на складові: горизонтальну H , вертикальну Z та поздовжню Y (рис. 6.19). Кут θ між вектором T і горизонтальною площиною називають *кутом нахилу*. На магнітному екваторі кут нахилу дорівнює нулю. Під час руху від магнітного екватора до магнітних полюсів кут нахилу зростає і наближається до 90° у районі магнітних полюсів.

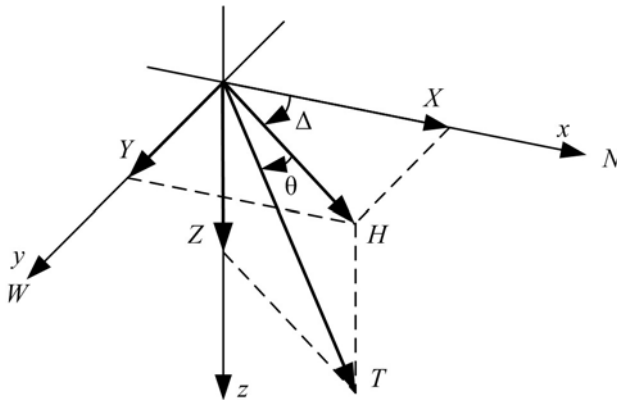


Рис. 6.19. Елементи вектора напруженості магнітного поля Землі

Якщо взяти намагнічену стрілку і встановити її на точкову опору посередині, то вона буде встановлюватися у напрямку

горизонтальної складової H по лінії північ–південь, при цьому в північній півкулі вертикальна складова Z нахилиться північний кінець стрілки кінцем донизу. Відповідно у південній півкулі вертикальна складова Z буде нахилити південний кінець донизу.

Горизонтальна складова вектора напруженості H не збігається з напрямком географічного меридіана. Напрямок складової H називають *магнітним меридіаном* місця. Кут Δ між магнітним та географічним меридіанами називають *кутом схилення*. Схилення вважають додатним, якщо магнітна стрілка відхиляється північним кінцем до сходу від географічного меридіана, та від'ємним, якщо стрілка відхилена до заходу.

Величини схилень наносяться на спеціальні карти магнітних схилень і враховуються при користуванні магнітними компасами. Оскільки магнітні схилення різні за величиною та знаком у різних точках земної поверхні, то для їх врахування під час визначення курсу необхідно знати місцезнаходження літального апарата.

Курсом літального апарата називають кут між площиною географічного меридіана та проекцією осі ПК на горизонтальну площину. Курс відраховується за годинниковою стрілкою від напрямку на північ. Курс вимірюється у градусах і може набувати значень від 0 до 360°.

Прилади, призначені для вимірювання курсу літального апарата, називають *компасами*.

Розрізняють істинний, магнітний та компасний курси.

Істинним курсом називають кут, відрахований від географічного меридіана.

Магнітним курсом називають кут, відрахований від магнітного меридіана. Якщо вимірювати курс компасом, наприклад магнітним, показання будуть відрізнятися від істинного та магнітного курсів через дію похибки, властивої приладу. Тому його називають *компасним курсом*.

Принцип дії магнітного компаса ґрунтується на властивості магнітної стрілки встановлюватися у напрямку магнітних силових ліній поля Землі (додаток, рис. Д12) [22].

Принципово іншим методом вимірювання магнітного курсу є застосування індукційного методу. За цим методом напруженість

магнітного поля Землі діє на електромагнітне поле, що створюється у системі електричних котушок. У результаті змінюються параметри індуктивності, які фіксуються спеціальним обладнанням і набувають значень, пропорційних магнітному курсу.

Натепер є велика кількість датчиків, що вимірюють усі складові вектора напруженості магнітного поля і мають дуже малі розміри. Приклади датчиків Rockwell Collins та Honeywell, що дозволяють вимірювати всі компоненти вектора напруженості магнітного поля, показано у додатку, рис. Д13 та Д14.

Датчик HMR2300 побудовано за магніторезистивним методом вимірювання складових магнітного поля [74], в основу якого покладено властивість зміни напрямку намагнічування у внутрішній структурі сплаву NiFe під дією магнітного поля (рис. 6.20). Унаслідок цього залежно від кута α між напрямком струму та вектором намагніченості змінюється опір R сплаву NiFe:

$$R = R_0 + \Delta R \cos(2\alpha).$$

Зміна опору фіксується за допомогою мостової схеми з'єднання резисторів.

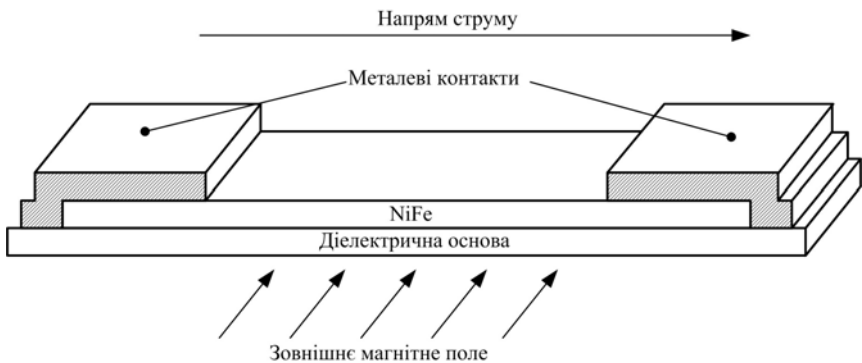


Рис. 6.20. Принцип побудови датчика магнітного поля за магніторезистивним методом

Для визначення напрямку дії силових ліній магнітного поля можна застосовувати датчики, що ґрунтуються на ефекті Хола [72].

Датчики магнітного поля разом з гіроскопічними приладами утворюють курсовертикаль (Magnetic Heading Reference System –

MIRS або Attitude Heading Reference System – AHRS). AHRS – це система, що видає користувачу величини кутів між географічною системою координат та зв'язаною з літаком системою координат. Датчики магнітного поля вказують магнітний курс ПК, а група з трьох гіроскопічних датчиків, розміщених на відповідних осях координат, – кутові координати ПК. Зазвичай такі системи укомплектовують також датчиками прискорень. Основна функція AHRS – забезпечення вимірювання кутів курсу, крену і тангажа ПК для відображення їх на дисплеях EFIS, використання у системі контролю польотом, FMS та інших системах ПК. Основними виробниками AHRS є Rockwell Collins (AHS 1000, AHS 3000) [98] та Honeywell. Слід зауважити, що магнітний курс ПК можна обчислити за допомогою певних математичних перетворень, виходячи з відомих кутів відхилення від географічної системи координат. Відповідно до цього деякі AHRS надають порівняно точне значення магнітного курсу ПК, проте у своїй будові не містять магнітометрів (Rockwell Collins: AHS 4000 та Honeywell: AH-2100). Так, AH-2100 (додаток, рис. Д15) вимірює кутові координати з точністю $0,15^\circ$, курс – з точністю 1° , а відхилення курсу становить лише $0,1^\circ$ за одну годину.

6.4. Датчики перетворення інформації

На борту ПК використовується велика кількість різних датчиків, що вимірюють параметри різних загальнолітакових систем, таких, як паливної, гідравлічної, електроживлення та ін. Датчики перетворюють дію різних фізичних величин у пропорційні зміни електричного сигналу, або видають уже виміряне значення у цифровій формі різним системам ПК.

Датчики, використовувані в побудові систем, можна класифікувати за двома ознаками:

1) за параметром вимірюваного зовнішнього середовища. Вирізняють датчики тиску, сили, положення (за координатою або кутом), переміщення (за координатою або кутом), швидкості (лінійної або кутової), прискорення (лінійного або кутового), вібрації, близькості, температури, газового складу середовища, обертів, деформації, вологості та ін.;

2) за фізичним принципом, за яким діє датчик. Вирізняють датчики ємнісні, п'єзоелектричні, диференціально-трансформаторні, термопарні, тензорезистивні, потенціометричні, струмовихрові, термісторні, на ефекті Хола, п'єзорезистивні, оптоволоконні, магніторезистивні, на поверхових акустичних хвилях, індукційні та ін.

Під час розроблення датчиків авіоніки до їх технічних параметрів ставлять такі вимоги:

- висока динамічна точність;
- висока статична точність роботи датчика;
- висока надійність в умовах, зумовлених тактико-технічними вимогами;
- допустимі габарити та маса датчика;
- досить високий коефіцієнт перетворення, що забезпечує реагування датчика на відносно невеликі відмінності між необхідним і дійсним значеннями контрольованої величини;
- досить висока потужність вихідного сигналу;
- підвищена завадостійкість.

Запитання для самоперевірки

1. Які із систем авіоніки належать до первинних?
2. Які основні параметри вимірює система повітряних сигналів?
3. Який метод вимірювання тиску повітря є найпоширенішим в авіації?
4. Назвіть основні типи гіроскопічних датчиків, які застосовують в обладнанні авіоніки.
5. У чому полягає ефект Саньяка?
6. Яким чином сила Коріоліса використовується для вимірювання кутової швидкості у вібраційних гіроскопах?
7. Яку роль виконує інерційна маса у будові датчиків прискорень?
8. Наведіть складові елементи типової інерціальної навігаційної системи.
9. Який метод використовується у будові датчика магнітного поля?
10. Які основні вимоги ставляться до датчиків авіоніки?

7. СИСТЕМИ РАДІОНАВІГАЦІЇ ТА СПОСТЕРЕЖЕННЯ

Радіонавігаційні системи призначені для визначення положення ПК та забезпечення точного дотримання заданої траєкторії польоту з використанням для цього радіотехнічних засобів.

Радіонавігаційні системи можна класифікувати за ступенем автономності на автономні та неавтономні. Для функціонування автономних систем достатньо бортового обладнання. Більшість автономних радіонавігаційних систем побудовані на основі радіолокаційного принципу. Під час виконання функцій неавтономні радіонавігаційні системи взаємодіють з іншим радіотехнічним обладнанням, розміщеним зовні ПК.

До неавтономних радіонавігаційних систем належать:

- автоматичний радіокомпас;
- обладнання VOR;
- далекомір DME;
- системи посадки ILS та MLS;
- супутникова навігаційна система;
- системи попередження зіткнень ПК;

До неавтономних систем належать усі радіомаячні системи. Радіомаяки таких систем можуть розміщуватись на земній поверхні або на борту космічних апаратів.

Наземні радіомаяки призначені для водіння ПК за маршрутом польоту, для виведення на аеродром та посадки ПК. Радіомаяки розміщують на поверхні землі у поворотних пунктах маршрутів та в зоні аеродрому. Сигнали, що випромінюються або ретранслюються радіомаяком, пеленгуються обладнанням, розміщеним на борту ПК. Вимірюючи параметри сигналу, приймач визначає напрямок на радіомаяк, відстань до нього або величину відхилення від заданого напрямку. Радіомаяки зазвичай використовують для забезпечення польоту ПК на радіомаяк або від радіомаяка. Крім того, за двома рознесеними радіомаяками можна визначити положення ПК.

Розташовані в різних точках радіомаяки працюють на різних частотах, що дозволяє налаштувати радіонавігаційну систему на конкретний радіомаяк. Крім того, радіомаяки, як правило, передають азбукою Морзе сигнали власного розпізнавання.

Місцезаходження кожного радіомаяка з описом параметрів, його функціонування відмічено на аеронавігаційних картах. Прокладаючи маршрут, пілот так буде траєкторію польоту, щоб вона проходила над радіомаяками. Отримана лінія заданого шляху являє собою ламану лінію, у точках зламу якої розміщуються радіомаяки. Політ розбивається на відрізки, а пілотування зводиться до витримування напрямку на черговий радіомаяк. Для цього на початку кожного відрізка екіпаж налаштовує певне обладнання, що приймає сигнали від радіомаяків на обраний радіомаяк за допомогою пульта керування. На сучасних ПК, обладнаних FMS, пілот перед зльотом програмує траєкторію майбутнього польоту. Під час польоту FMS автоматично вибирає наступний радіомаяк і налаштовує бортове обладнання на нього. У результаті пілота завжди вказується напрямок на майбутній радіомаяк відповідно до плану польоту.

До автономних радіонавігаційних систем належать:

- радіовисотомір;
- доплерівській вимірювач швидкості та кута зсуву;
- метеонавігаційна радіолокаційна станція.

7.1. Автоматичний радіокомпас

Автоматичний радіокомпас (Automatic Directional Finder – ADF) призначений для навігації за привідними та ширококомовними радіостанціям. Приймач ADF приймає амплітудно-модульовані сигнали від наземних радіопередавальних станцій та визначає напрямок на джерело радіосигналу (рис. 7.1). Зазвичай обладнання ADF розраховане на пеленгування радіосигналів у діапазоні 190 – 1750 кГц. Приймач ADF визначає курсовий кут радіостанції – кут між поздовжньою віссю ПК та напрямком на радіомаяк.

Бортове обладнання ADF складається з пульта керування, приймача та антенної системи (додаток, рис. Д16). Антена ADF складається з напрямленої (наприклад, рамкової) та всенапрявленої антен, які розташовані разом. Через порівняння сигналів від двох антен напрямлена антена спрямовується на наземну радіостанцію і визначає курсовий кут радіостанції. Через пульт керування пілот виставляє частоту радіомаяка, на яку буде

визначений напрямок [16]. У сучасних бортових обчислювальних системах ADF настроюється автоматично з FMS відповідно до заданого плану польоту.

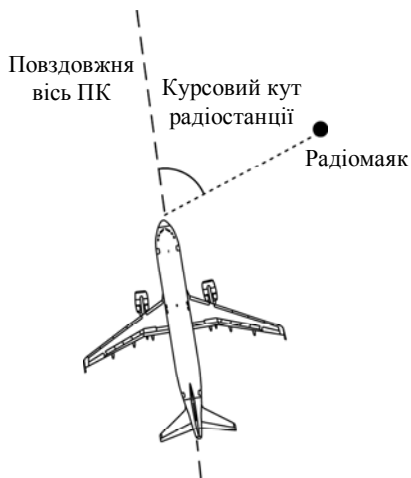


Рис. 7.1. Курсовий кут радіостанції

У випадку пеленгування двох радіомаяків ADF можна використовувати для визначення місцеположення ПК. Крім виконання навігаційних функцій, ADF може використовуватись для розпізнавання аеропортів та проміжних точок маршруту через прослуховування позивних сигналів.

Дальність дії ADF залежить від висоти польоту та потужності радіостанції; за потужності 500 Вт дальність становить 200 – 300 км.

7.2. Бортове обладнання VOR

Обладнання VOR (Very high frequency Omnidirectional Range beacon – всенапрямлений надвисокочастотний радіомаяк) визначає азимут ПК відносно точки розташування цього радіомаяка. Радіомаяки VOR працюють в діапазоні частот 108–117,975 МГц. У цьому діапазоні виділено 200 каналів (через 50 кГц), 160 з яких відведено VOR, а 40 каналів у діапазоні частот 108–112 МГц (з непарними десятими частками мегагерца) – курсовим радіомаякам посадкової системи ILS.

За допомогою антенної системи радіомаяк формує дві діаграми напрямленості: напрямлену і ненапрявлену. Через ненапрявлену антену випромінюється опорний сигнал, модульований частотою 30 Гц [26]. Напрявлена діаграма обертається з частотою 30 обертів за секунду (рис. 7.2).

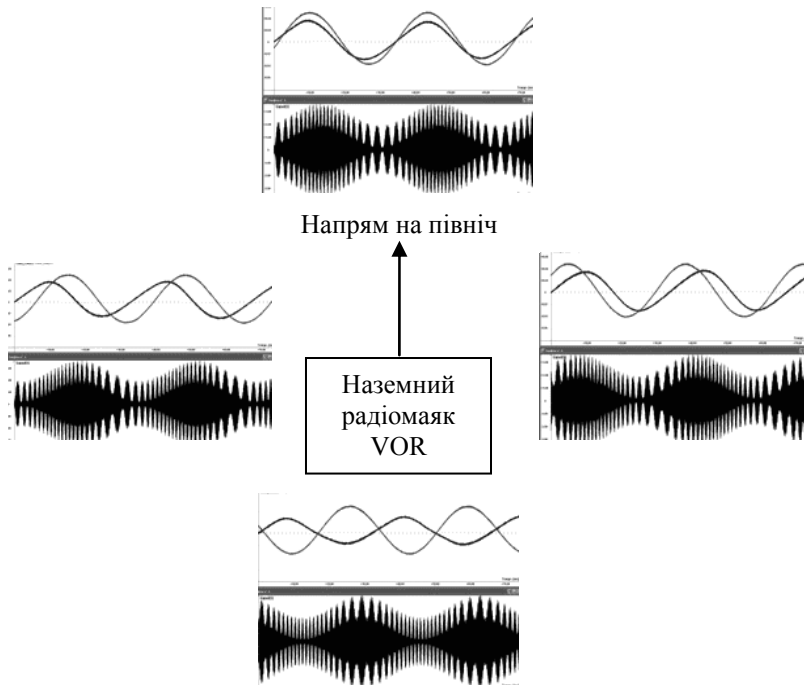


Рис. 7.2. Принцип дії VOR

На ПК приймаються сигнали, причому сигнал від напрямленої антени виявляється амплітудно-модульованим (максимум сигналу – у разі спрямування антени на ПК). Фаза опорного сигналу поєднується з фазою обвідної амплітудно-модульованого сигналу у випадку, коли азимут дорівнює нулю. Це дозволяє виміряти поточний азимут. Дальність дії радіомаяка залежно від потужності випромінювання становить 50–370 км. Зовнішній вигляд наземного обладнання VOR показано у додатку, рис. Д17.

Для впізнання радіомаяків VOR випромінюваний сигнал модулюється кодом Морзе або мовним позивним. Позивні транслюються приймачем VOR в обладнання внутрішнього зв'язку і пілот може контролювати їх через прослуховування.

Приймач VOR приймає також сигнали маркерних радіомаяків. Ці радіомаяки встановлюють поблизу злітно-посадкової смуги (ЗПС) на відстані від 75 м до 4 км від зрізу ЗПС (рис. 7.3). Залежно від цієї відстані маркерні маяки поділяють на ближні, середні та дальні. Маркерні радіомаяки випромінюють сигнал на частоті 75 МГц кодом Морзе. Сигнал випромінюється напрямлено вгору так, що він приймається на ПК тільки в момент прольоту над маяком. Сигнали модулюються низькочастотними коливаннями 400, 1300 або 4000 Гц відповідно біля ближнього, середнього та віддаленого радіомаяків.

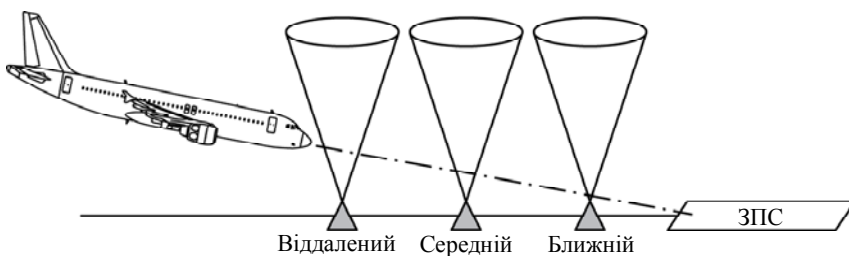


Рис. 7.3. Маркерні радіомаяки

Приймач VOR приймає сигнал маяка і посилає повідомлення про це в систему індикації і, крім того, видає характерний звуковий сигнал. Цей сигнал разом з повідомленням однозначно вказують пілоту, на якій відстані від ЗПС він перебуває.

7.3. Далекомір DME

Далекомір DME (Distance Measure Equipment – обладнання вимірювання дальності) призначений для точного визначення похилої дальності від ПК до наземної станції (рис. 7.4). Вимірювання дальності ґрунтується на вимірюванні часу проходження радіосигналу від ПК до наземного частини обладнання і у зворотному напрямку.

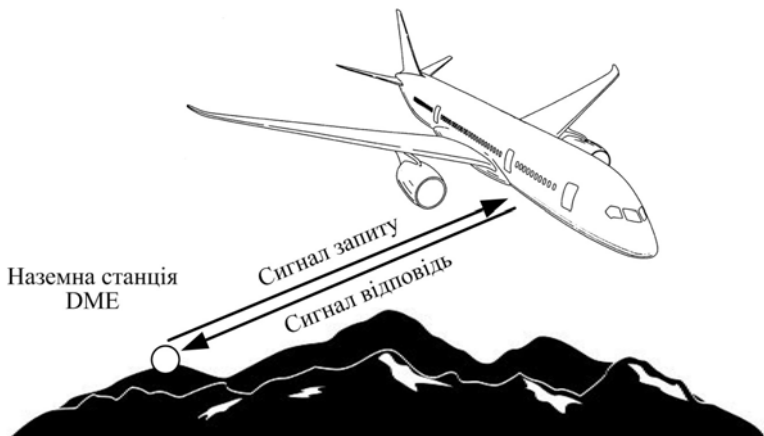


Рис. 7.4. Далекомір DME

Система DME складається з бортового та наземного обладнання. Бортове обладнання DME випромінює сигнали запиту на певній частоті. Приймач наземної станції приймає запитувальні сигнали і через деякий час затримки ініціює сигнал відповіді, який випромінюється через антенну систему передавача на іншій частоті. Сигнал-відповідь приймається бортовим обладнанням DME з фіксацією моменту приймання (рис. 7.5).

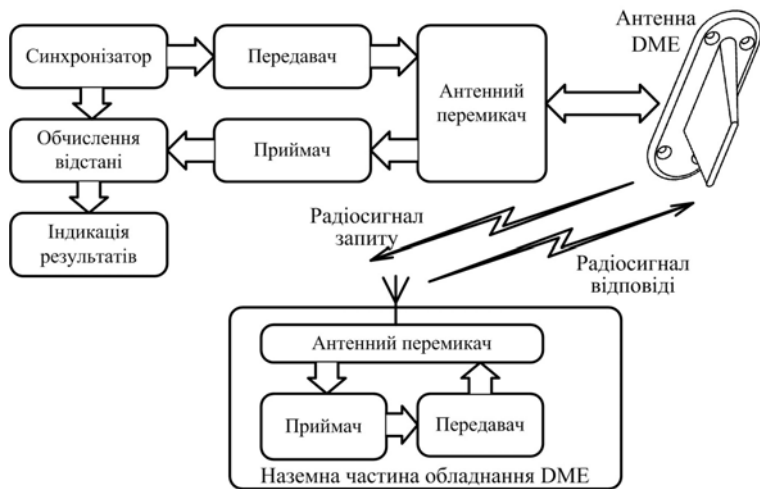


Рис. 7.5. Принцип дії DME

Обчислювач DME оцінює час, за який радіосигнал повернувся назад з урахуванням часу затримки у наземній частині обладнання. За часом проходження сигналу оцінюється відстань від ПК до наземного обладнання системи:

$$D = \frac{(t - \tau)c}{2},$$

де t – час проходження радіосигналу від бортового до наземного обладнання DME; τ – час затримки, необхідний для відповіді наземної частини обладнання DME; c – швидкість світла.

Далекомір DME працює у діапазоні частот 960 – 1215 МГц. Дальність дії залежить від потужності відповідача. Типова дальність на трасах становить 365 км, у районах аеропортів – 95 км.

Бортове обладнання DME складається з обчислювального блока, пульта керування та антени (додаток, рис. Д18). Стандартно на борту ПК встановлюються два комплекти обладнання; цим досягається резервування і забезпечується надійність роботи.

Два незалежні комплекти обладнання DME дозволяють вимірювати відстані до двох різних радіомаяків. За відомими відстанями та з урахуванням відомих координат наземних радіомаяків можна оцінити положення ПК.

Діапазон частот DME: 1025–1150 МГц для запитів (розбитий на 126 каналів), 962–1213 МГц для сигналів відповіді (252 канали). Частотний інтервал між каналами запиту і відповіді постійний і становить 63 МГц.

Наземне обладнання DME зазвичай розміщують разом з радіомаяками VOR [26]. Таке розміщення дозволяє оцінити на борту ПК їх місцеположення відносно радіомаяка. Крім того, налаштування на роботу з наземною станцією DME відбувається одночасно з налаштуванням обладнання VOR.

Відстань, яку вимірює обладнання DME, називається похилою відстанню, оскільки вимірюється пряма відстань між відповідними антенами ПК та наземною станцією. Похила відстань відрізняється від геометричної, оскільки ПК перебуває на певній висоті відносно наземної станції (рис. 7.6). Оскільки для навігаційних потреб похила відстань не використовується, а необхідною є відстань між ПК та маяком уздовж земної поверхні, то виділяють похибку похилої відстанні DME. Проте похила відстань не є похибкою

обладнання за своєю природою. Відстань вздовж земної поверхні може бути обчислена за формулою:

$$d = \sqrt{D^2 - h^2} \text{ або } d = h \operatorname{ctg} \left(\arcsin \left(\frac{h}{D} \right) \right),$$

де D – похила відстань; h – абсолютна висота польоту.

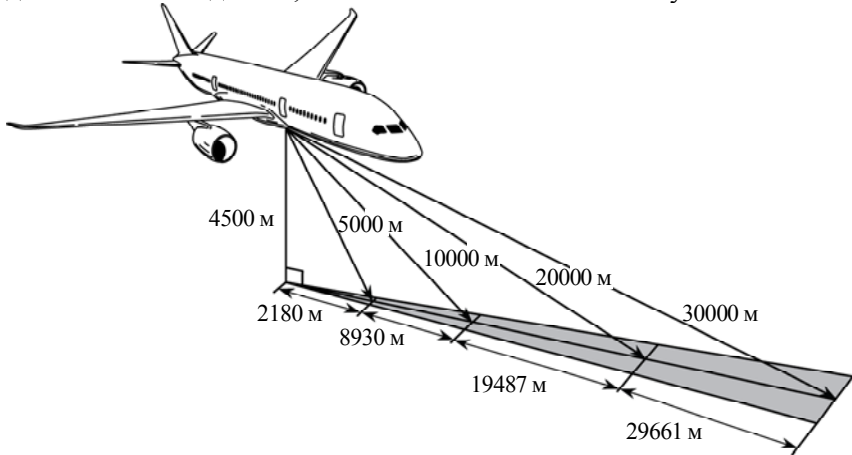


Рис. 7.6. Похила дальність від DME

Чим ближче ПК перебуває до наземної станції і чим вище над нею, тим більша різниця між похилою відстанню та відстанню вздовж земної поверхні.

7.4. Система посадки

Система посадки ILS (Instrument Landing System – інструментальна система посадки) працює за посадковими радіомаяками метрового діапазону і визначає за ним відхилення ПК від курсу та глісади під час заходу на посадку. Наземне обладнання складається з двох радіомаяків – курсового та глісадного, які встановлюються на аеродромі.

Курсовий радіомаяк задає площину посадкового курсу рівносигнальним методом, формуючи в горизонтальній площині дві пересічні діаграми напрямленості (рис. 7.7) [15]. Його розміщують таким чином, щоб задавати площину, яка проходила б

по осі ЗПС. Частоту роботи курсового радіомаяка вибирають з діапазону 108,10–111,95 МГц. Випромінювання праворуч від курсу посадки модулюється за амплітудою частотою 150 Гц, зліва – частотою 90 Гц. Бортовий приймач вимірює різницю глибин модуляції (РГМ). У площині курсу ЗПС РГМ дорівнює нулю і збільшується пропорційно відхиленню від курсу посадки. Інформація про величину відхилення надходить у систему індикації; за зображенням на екрані пілот може оцінити, наскільки точно він заходить на посадку і в який бік від ідеального напрямку відхилився – вправо або вліво. Зона дії курсового радіомаяка становить близько 50 км.

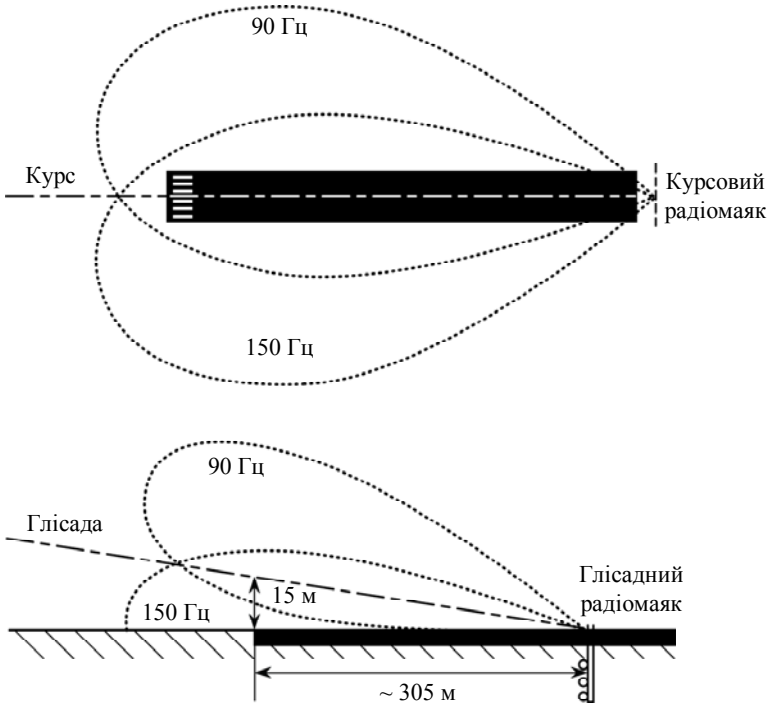


Рис. 7.7. Принцип дії системи посадки

Глісадний радіомаяк задає лінію глісади, яка дозволяє пілоту витримувати потрібний кут зниження. Глісада задається аналогічним методом, для чого діаграма напрямленості глісадного

радіомаяка має дві перетинні пелюстки (рис. 7.7). Нижня пелюстка модулюється частотою 150 Гц, верхня – 90 Гц. Якщо ПК знижується точно за глісадою, вимірювана бортовим приймачем РГМ дорівнює нулю, у разі відхилення від ідеального напрямку РГМ збільшується пропорційно цьому відхиленню, а за знаком РГМ можна визначити, в який бік відхилився ПК (угору чи вниз). Дальність дії глісадного радіомаяка – 18 км. Частота роботи глісадного радіомаяка становить 328,6–335,4 МГц, яку вибирають залежно від частоти встановленого на аеродромі курсового радіомаяка.

Принцип відображення інформації про величину відхилення ПК від необхідної траєкторії зниження показано на рис. 7.8.

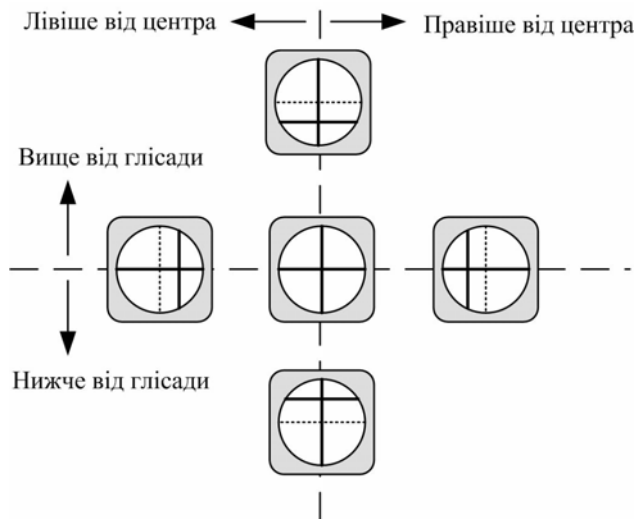


Рис. 7.8. Відображення величини відхилення

Система посадки ILS також забезпечує прослуховування членами екіпажу позивних сигналів наземних радіомаяків.

Бортове обладнання ILS складається з декількох приймачів, глісадної та курсової антен. Кожна з антен з'єднана з приймачами окремими входами. Інформація про величину відхилення від лінії глісади відображається на спеціальному індикаторі (рис. 7.9) або за допомогою системи електронної індикації.



Рис. 7.9. Індикатор системи посадки

Недоліком роботи ILS у метровому діапазоні хвиль є сильний вплив відбитих сигналів і як наслідок – викривлення траєкторії під час наведення ПК на ЗПС. Для послаблення цього фактора застосовують мікрохвильові системи посадки, що працюють у сантиметровому діапазоні хвиль. Порівняно із системами посадки ILS вони мають такі переваги:

- менше залежать від рельєфу та завад,
- ширші кутові розміри зони дії,
- вища точність визначення положення.

Мікрохвильова система посадки (Microwave Landing System – MLS) [12] виконує ту ж функцію, що й система посадки ILS: приймає сигнали двох розташованих на аеродромі радіомаяків MLS, один з яких задає траєкторію наближення до ЗПС за кутом місця, а другий – за азимутом. Діаграма напрямленості азимутального радіомаяка має ножеподібну форму (рис. 7.10) і за час вимірювання здійснює два рухи вліво-вправо в межах сектора від мінус 62° до $+62^\circ$.

Через антену випромінюються незатухаючі коливання. Завдяки швидкому руху на борту ПК приймаються два імпульсні сигнали. Загальна тривалість між ними пропорційна азимуту ПК. Аналогічні рухи вгору-вниз від необхідного напрямку здійснює діаграма напрямленості глісального радіомаяка. Зона дії MLS за азимутом становить $\pm 40^\circ$, за кутом місця – $0,9^\circ$ – 20° , дальність дії – 37 км.

Діапазон частот, виділений для кутомірних вимірювань, становить 5031,0–5090,7 МГц, для далекомірних вимірювань – 1000 МГц.

На сучасних ПК установлюються багатофункціональні приймачі, здатні приймати сигнали декількох типів радіомаяків, наприклад, ILS, MLS та VOR.

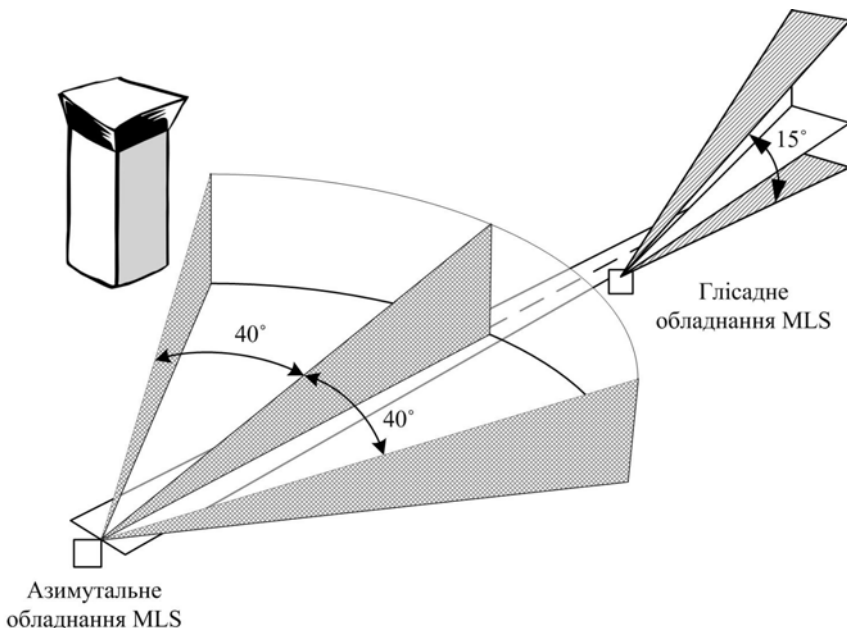


Рис. 7.10. Принцип дії MLS

7.5. Радіовисотомір

Висота польоту ПК є одним з найважливіших параметрів повітряного руху, дотримання запланованої траєкторії руху у вертикальній площині безпосередньо впливає на безпеку авіап перевезень. Особливо важливими є відомості про точне значення абсолютної висоти на етапі зльоту та посадки ПК.

Радіовисотомір (Radio Altimeter – RAL) призначений для вимірювання значення вертикальної відстані від ПК до земної поверхні (рис. 7.11). Виміряне значення абсолютної висоти польоту відображається пілоту через відповідний індикатор або через систему електронної індикації.

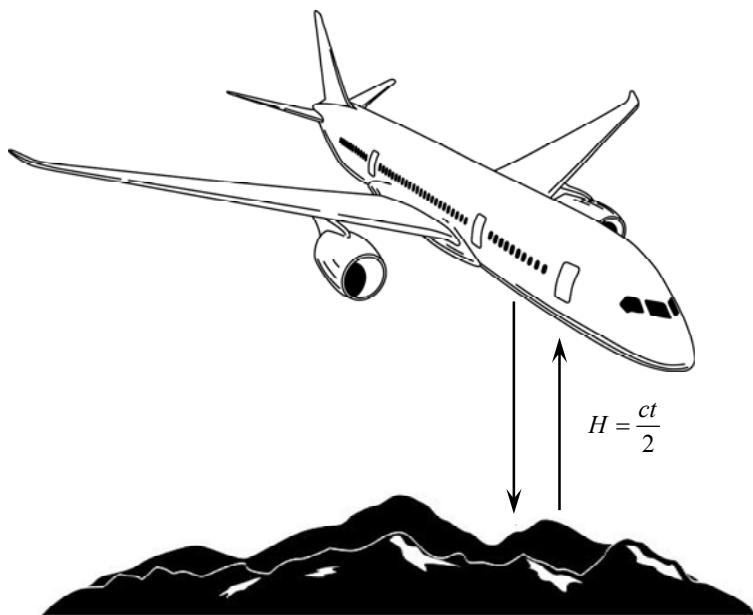


Рис. 7.11. Вимірювання абсолютної висоти польоту

Принцип вимірювання абсолютної висоти польоту полягає у випромінюванні зондувального сигналу з борту ПК та прийманні відбитого від земної поверхні сигналу. За виміряним часом проходження радіосигналу обчислюють значення абсолютної висоти польоту:

$$H = \frac{ct}{2} ,$$

де c – швидкість поширення радіохвиль; t – час проходження зондувального радіосигналу від ПК до земної поверхні.

Для вимірювання абсолютної висоти застосовують два методи побудови радіовисотомірів: імпульсний або частотний.

Відповідно до імпульсного методу з борту ПК випромінюється радіосигнал (частотою 845 МГц) у вигляді радіоімпульсів. Абсолютну висоту вимірюють за часом проходження сигналу від ПК до поверхні землі. Радіовисотоміри, побудовані згідно з імпульсним методом, вимірюють висоту в діапазоні 500–25000 м. У стандартний набір авіоніки ПК вони не входять.

Проте більшого поширення набули частотні радіовисотоміри, які вимірюють час проходження радіосигналу. Із ПК випромінюється сигнал, частота якого лінійно змінюється в діапазоні 4200 – 4400 МГц. Через деякий час, після перевідбивання від земної поверхні, радіосигнал приймається приймачем RAL. Після оброблення прийнятого сигналу вимірюється його частота, значення якої порівнюється з частотою сигналу, що випромінюється передавачем у певний момент часу (рис. 7.12).

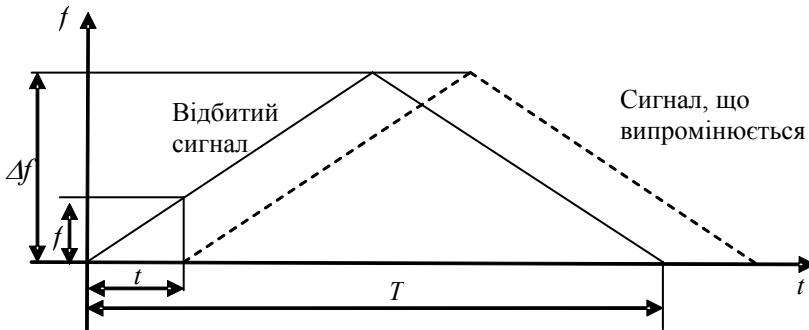


Рис. 7.12. Вимірювання різниці частот

Отримана різниця частот пропорційна часу проходження сигналу та абсолютній висоті польоту ПК:

$$H = \frac{fcT}{4\Delta f},$$

де f – різниця частот прийнятого та випромінюваного сигналів; T – період частотної модуляції; Δf – девіація частоти.

Частотний метод вимірювання істинної висоти польоту ефективний лише на малих висотах – до 1500 м.

До складу RAL входять передавальна і приймальна антени та модуль приймання і передавання. Антени розташовують знизу ПК. На борту ПК розміщуються зазвичай два незалежні комплекти RAL (додаток, рис. Д19). Приклад радіовисотоміра RA-4000 наведено у додатку, рис. Д20.

7.6. Доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу

Доплерівський вимірювач швидкості та кута зносу (ДВШКЗ) вимірює параметри вектора швидкості ПК: шляхову швидкість,

тобто швидкість відносно земної поверхні, та кут зносу – кут між напрямком поздовжньої осі ПК і дійсним напрямком руху.

У доплерівському вимірювачі швидкості та кута зносу застосовується похиле опромінення земної поверхні; він визначає параметри вектора швидкості за спектром частот сигналу, відбитого землею. Внаслідок ефекту Доплера виникає зсув частот між випромінюваним та відбитим сигналом. Для підвищення точності ДВШКЗ випромінює не один, а три або чотири промені в різних напрямках. Похибка вимірювання зазвичай не перевищує 0,5 % за швидкістю та 0,2° за кутом зносу. Частота випромінюваних сигналів становить 13325 ± 75 МГц.

До складу системи входять антена, приймач та обчислювач, що вимірює зсув частот і обчислює за ним шляхову швидкість та кут зносу.

Оскільки за допомогою GNSS можна виміряти шляхову швидкість, тому ДВШКЗ не застосовуються в обладнанні авіоніки сучасного ПК.

7.7. Метеонавігаційна радіолокаційна станція

Метеонавігаційна радіолокаційна станція (Weather Radar – WR) призначена для зондування повітряного простору попереду ПК та огляду підстильної земної поверхні (рис. 7.13) [14].

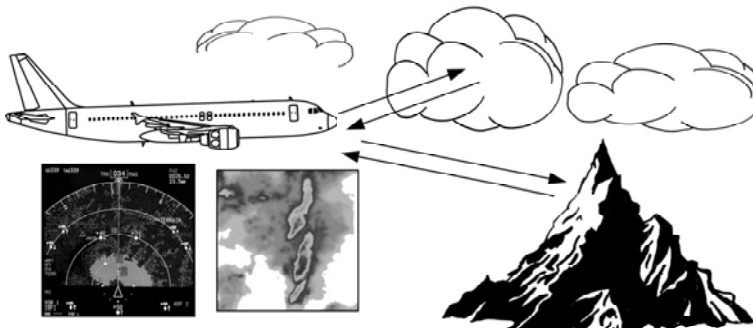


Рис. 7.13. Метеонавігаційна радіолокаційна станція

Сучасна WR дозволяє виявляти хмарні структури на відстані до 200 км та зони грозової діяльності і попереджувати входження ПК у них. Для вирішення навігаційних завдань WR може працювати у

режимі огляду рельєфу поверхні землі. Сучасна WR здатна також виявляти зсув вітру, який становить реальну небезпеку для ПК і може призвести до катастрофи.

В основу функціонування WR покладено принцип дії первинної радіолокаційної станції.

Принцип дії WR ілюструє рис. 7.14. Передавач WR формує радіозондувальний сигнал на частоті 9345 ± 15 МГц, який через антенний перемикач подається на антенну систему. Антенна система призначена для випромінювання та приймання зондувальних радіолокаційних сигналів. Антена WR встановлюється на носовій частині ПК під обтічником, виконаним з радіопрозорого матеріалу.



Рис. 7.14. Принцип дії WR

Антенна система формує дуже вузьку діаграму напрямленості у горизонтальній площині та широку у вертикальній. Діаграма напрямленості антени рухається таким чином, щоб радіолокаційний промінь пройшов усю зону зондування.

У застарілих типах WR як антенна система використовувались антени параболічного типу, що механічно обертались навколо своєї осі у межах певного сектора.

У сучасних WR використовуються антенні решітки. Щілинні антенні решітки дозволяють створити діаграму напрямленості потрібної форми (додаток, рис. Д21).

Антенна система WR випромінює радіолокаційні сигнали, що поширюються у просторі. Зондувальні радіосигнали перевипромінюються від повітряних об'єктів, крапель вологи у повітрі або земної поверхні і повертаються у зворотному напрямку в антенну систему WR.

Антенна решітка сканує вліво-вправо від напрямку польоту в діапазоні $\pm 90^\circ$, швидкість сканування становить не менше 15 разів за хвилину. У діапазоні сканування метеолокатор випускає безліч окремих радіопромінів (до 1024), кожен промінь розбивається під час приймання на безліч розміщених одна за одною точок (типове значення – 256 точок, максимальне – 512) і для кожної точки вимірюється рівень відбитого сигналу, який свідчить про наявність та щільність хмар і турбулентність.

Через антенний перемикач прийнятий антеною сигнал подається у приймач, який оброблює сигнал-відповідь. Обчислювач оцінює за часом проходження зондувального радіосигналу до повітряного об'єкта і назад відстань. Крім того, під час перевипромінювання зондувального сигналу від об'єктів змінюються певні параметри цього сигналу. Обчислювач за різними алгоритмами фіксує зміни параметрів зондувального сигналу та за їх величинами оцінює фізичні властивості об'єктів, від яких він був перевипромінений.

Якщо на борту ПК наявна система електронної індикації, для виведення метеоінформації використовуються її індикатори. Для цього обчислювальний блок містить стандартний цифровий вихід для передавання зображення у цифровому вигляді (наприклад за ARINC 708). Якщо немає системи електронної індикації, до складу метеорадіолокатора включається власний індикатор (додаток, рис. Д22).

Обчислювач обробляє отриману інформацію і видає результати вимірювань у систему індикації. Видавана інформація масштабується залежно від устанавленого на пульті керування діапазону дальності. На екрані індикатора рівні відбитого сигналу зображуються точками різного кольору. У міру збільшення рівня відбитого сигналу кольори розміщуються так: чорний, зелений,

жовтий, червоний. У випадку вимірювання турбулентності передбачено коричневий колір, для сильної турбулентності – пурпурний. У результаті точки створюють на екрані нарис метеоутворення у напрямку польоту. Приклад зображення на індикаторі хмарності прямо по курсу польоту показано у додатку, рис. Д22. Темніші (червоні) зони відповідають більш небезпечним метеоутворенням.

В умовах маневрування WR стабілізує промінь антени у горизонтальному положенні. Для цього використовується інформація про кути крену і тангажа від INS.

Для зменшення часу огляду пілот може з пульта керування зменшити зону огляду до $\pm 45^\circ$. Можна задавати також кут нахилу антени в межах $\pm 15^\circ$ від горизонтальної осі ПК. Це дозволяє запобігти завадам та підвищити чіткість зображення, розглядати вертикальну структуру хмарності, а при нахилі антени вниз до землі – використовувати WR для огляду рельєфу земної поверхні відповідно до потреб навігації.

На великій висоті польоту понад 12000 м WR дозволяє виявити грозові зони та обриси міста на відстані до 550 км.

7.8. Система попередження зіткнень літаків у повітрі

Системи попередження небезпечних зближень літаків у повітрі (Traffic Collision Avoidance System – TCAS) призначені для допомоги пілоту ПК у запобіганні зіткненням у повітряному просторі [9; 14].

Виділяють чотири типи систем TCAS [56]:

TCAS I. Повідомляє пілота ПК про повітряний рух навколо (TA). Система TCAS I являє собою систему дистанційного спостереження, що періодично випромінює сигнали запиту, які приймаються іншими ПК. Літакові відповідачі режиму «S» оброблюють прийнятий сигнал та надсилають сигнал-відповідь, що містить інформацію про ПК. Ця інформація приймається на борту ПК, оброблюється і відображається на дисплеї пілота. Крім того, оцінюються параметри траєкторії руху та можливість зіткнення, що також відображається відповідними кодованими символами.

Сучасні системи TCAS I орієнтовані на використання концепції ADS-B для інформування пілота про ПК, які перебувають поблизу і можуть становити загрозу зіткнення. Відповідно до цього бортове

обладнання приймає сигнали від літакових відповідачів режиму «1090 ES» та вказує пілоту місцеположення ПК, який надіслав його.

TCAS I широко застосовується у системах авіоніки легкої авіації. Зокрема є обов'язковою для засобів легкої авіації США (з кількістю пасажирів від 11 до 30). Загалом на засобах легкої авіації застосовують інтегровані системи і зазвичай функцію TCAS I виконує бортовий обчислювальний комплекс. Застосування комбінованої системи, що виконує усі пілотажно-навігаційні функції, дозволяє зменшити вартість, габаритні розміри та масу обладнання.

TCAS II. Забезпечує огляд навколишнього повітряного простору на випадок виявлення інших ПК з відображенням їх на дисплеї (TA). Крім того, TCAS II оцінює потенційну можливість зіткнення у повітрі з іншими ПК і у випадку наявності такої загрози формує повідомлення (RA) для обох пілотів, що дозволяє розвести ПК у вертикальній площині й уникнути зіткнення.

TCAS III. Проект TCAS III на додаток до консультативної інформації про повітряний рух (TA) має надавати рекомендації щодо уникнення загрози зіткнення (RA) у вертикальній та горизонтальній площинах.

Уникнення загрози зіткнення у горизонтальній площині тісно пов'язано з точністю визначення місцеперебування конфліктуючих ПК. Застосовувані принципи дистанційного спостереження у побудові систем TCAS не забезпечують потрібної точності визначення відносних кутових координат. Тому уникнення конфлікту виконанням маневру в горизонтальній площині є дуже ризикованим.

Оскільки виявилось технічно складно створити та впровадити цей тип TCAS, проект було відхилено.

TCAS IV. Проект системи TCAS IV передбачає використання GNSS з функціональними доповненнями EGNOS (WAAS) та інерціальної системи навігації для отримання точної інформації про місцеположення ПК [54]. На основі точних координат місцеположення стане можливим генерування траєкторії маневру для уникнення конфліктної ситуації у горизонтальній та вертикальній площинах (рис. 7.15).

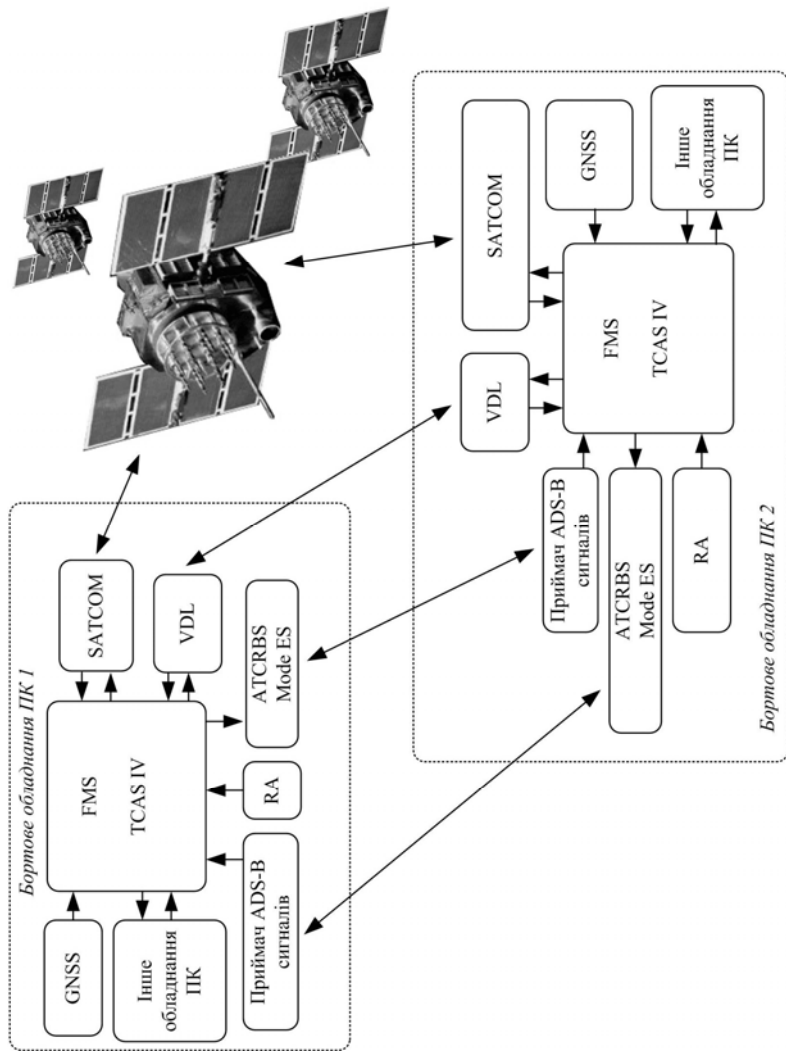


Рис. 7.15. Принцип дії TCAS IV

Проект TCAS IV ґрунтується на використанні концепції ADS-B та цифрових мереж передавання даних для обміну інформації між конфлікуючими ПК.

Одним з можливих варіантів реалізації концепції TCAS IV є створення функції попередження зіткнень ПК у складі обчислювальної системи літаководіння (FMS).

Під час польоту ATCRBS ПК, що працює у режимі «1090 ES», випромінює інформацію про своє місцеположення. Бортове обладнання ADS-B приймає ці сигнали і після їх декодування надає інформацію про місцеположення ПК, що перебувають поблизу, до FMS. Надалі FMS відображає мітки прилеглих ПК на дисплеї системи електронної індикації. Крім того, функція попередження зближень полягає у безперервному відстежуванні траєкторії руху ПК та перевірці їх щодо можливості перетину з власною запланованою траєкторією руху. У випадку виявлення такого факту FMS автоматично зв'язується з FMS іншого конфліктного ПК через цифрові лінії передавання даних, такі як VDL, SATCOM чи інші, для порівняння запланованих траєкторій руху. У випадку виявлення перетину запланованих 4D траєкторій руху ПК алгоритми попередження зіткнень коригуються з урахуванням індивідуальних особливостей ПК. Нові траєкторії руху надаються пілотам для ознайомлення та затвердження. Таким чином, досягається раннє попередження та розв'язання можливого конфлікту між ПК.

У зв'язку з неготовністю аеронавігаційного забезпечення польотів до вимог TCAS IV ця концепція залишається у проектній формі. Крім того, необхідним є впровадження доступних цифрових каналів обміну даними, глобальне розгортання концепції ADS-B та зменшення похибок системи глобальної супутникової навігації, що потребує значних затрат часу, пов'язаних з розміщенням наземної інфраструктури станцій диференціальних поправок.

Натепер TCAS II є обов'язковою системою для літаків цивільної авіації:

- у Європі (TCAS II v.7.1) з 01.01.2005 для ПК з кількістю пасажирів більшою за 11 або з максимальною злітною масою понад 5700 кг;

- у США (TCAS II v.6.04) з 1994р. із загальною кількістю пасажирів більшою ніж 30.

ICAO рекомендує застосовувати систему TCAS II з 01.01.2003 для польотів у глобальному масштабі.

Принцип дії TCAS II. У центрі системи міститься обчислювальний блок (рис. 7.16). Він формує сигнали запиту на частоті 1030 МГц, подібні до сигналів запиту вторинних радіолокаційних станцій (РЛС) та випромінює їх через дві антени, розміщені зверху й знизу ПК. Ці сигнали приймаються на іншому ПК, що перебуває у зоні дії TCAS, за допомогою антен літакового відповідача. Літаковий відповідач формує сигнал відповіді та випромінює його на частоті 1090 МГц. Антени TCAS приймають сигнал-відповідь і визначають напрямок його надходження. Обчислювач TCAS визначає час, за який сигнал повернувся, та оцінює відстань до ПК. Точність визначення відстані становить $4,2 \cdot 10^{-6}$ м.

Обчислювач TCAS спостерігає за переміщеннями сусідніх ПК і прогнозує їх траєкторії руху. На наступному етапі перевіряється можливість зіткнення власного ПК із спрогнозованими траєкторіями. Дані про висоту польоту TCAS отримує від барометричного висотоміра системи повітряних сигналів, а про висоту інших ПК – з відповідей літакових відповідачів.

Система TCAS формує навколо ПК деяку уявну просторову зону повітряного простору, яка називається зоною зіткнення. Розміри цієї зони змінюються залежно від висоти польоту. Розрахунки TCAS за допомогою алгоритмів забезпечують захист цієї зони від потрапляння в неї іншого ПК.

TCAS постійно веде спостереження за повітряним простором навколо ПК через випромінювання сигналів запиту літакових відповідачів та приймання сигналів відповіді від інших ПК. За отриманою інформацією про повітряний рух TCAS складає прогноз траєкторії польоту кожного виявленого літака. Час оновлення інформації TCAS становить 1 с.

TCAS формує дві уявні зони повітряного простору навколо ПК (рис. 7.17):

- аварійну зону (Warning Area);
- зону попередження (Caution Area).

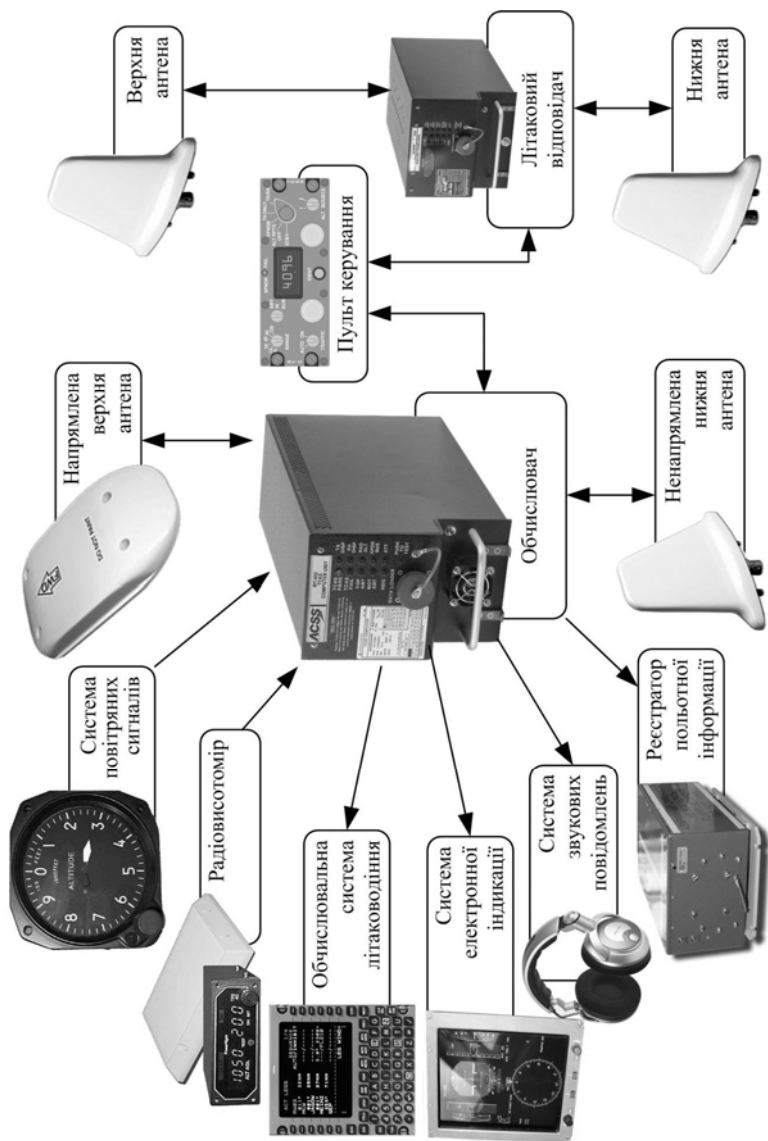


Рис. 7.16. Будова TCAS

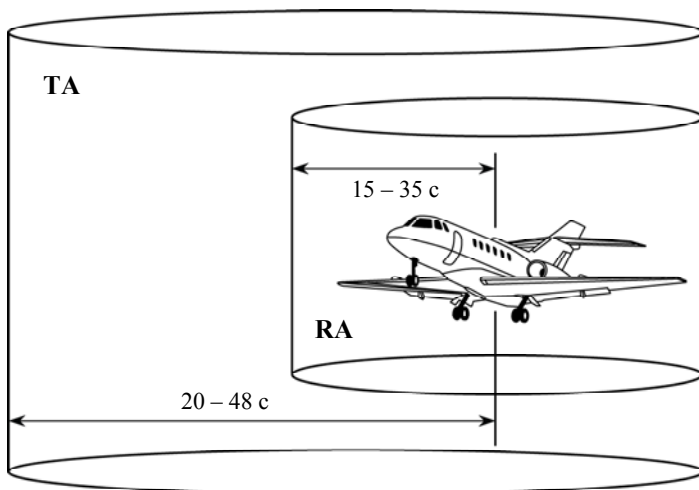


Рис. 7.17. Зони попередження та підвищеної уваги [9]

В основу алгоритмів роботи TCAS покладено часовий критерій, відповідно до якого у випадку виявлення майбутньої конфліктної ситуації, залежно від часу до її настання, видаються відповідні попередження про повітряну ситуацію (ТА) або рекомендації щодо усунення конфліктної ситуації (РА). При цьому враховується час, необхідний пілоту для виконання маневру з усунення конфліктної ситуації, що склалася.

Довжина зони попередження становить 20–48 с польоту від оціненого системою TCAS часу вторгнення конфліктуючого літака в зону зіткнення.

Довжина аварійної зони становить 15–35 с польоту від часу вторгнення в зону зіткнення.

Часові та висотні розміри цих зон різні, що залежить від висоти польоту (табл.7.1) [31].

Якщо ПК увійшов у зону попередження, то TCAS сприймає його як конфліктний літак і видає попередження про повітряну ситуацію (Traffic Advisory – ТА). Це повідомлення складається з голосового та візуального попереджень, які допомагають пілоту виконувати візуальний пошук та ідентифікувати літак.

Таблиця 7.1

Розміри захисних зон для TCAS II версії 7

Висота польоту	Висотний рівень	Часова довжина зони, с			Висота зони, м		
		зіткнення	аварійної	попередження	зіткнення	аварійної	попередження
42000 MSL	6	25	35	48	700	800	1200
20000 MSL	5	25	35	48	600	700	850
10000 MSL	4	22	30	45	400	600	850
5000 MSL	3	20	25	40	350	600	850
2350 AGL	2	18	20	30	300	600	850
1000 AGL	1	15	15	25	300	600	850
6000 AGL		–	–	20	300	600	850

Якщо конфліктний літак перетинає аварійну зону, TCAS видає рекомендацію (Resolution Advisory – RA) щодо вирішення конфліктної ситуації, що складається. Рекомендації RA можуть бути коригувальними, попереджувальними або послаблювальними.

Коригувальні RA вказують на виконання певного маневру у вертикальній площині для вирішення конфліктної ситуації. Повідомлення вказують пілоту на неприпустимі значення вертикальної швидкості.

Попереджувальні та послаблювальні RA намагаються привернути увагу пілота до слідкування за вертикальною швидкістю. Пілот повинен витримувати значення вертикальної швидкості у зеленій зоні і якнайменше відхилитися від запланованої траєкторії руху.

Інформація про місцезположення інших ПК, що перебувають у зоні дії TCAS, може відобразитися на:

- комбінованому індикаторі вертикальної швидкості та дисплеї TCAS (VSI/TDI) (додаток, рис. Д23);
- удосконаленому дисплеї метеорадіолокаційної станції (додаток, рис. Д24);
- дисплеї електронної системи індикації (додаток, рис. Д25).

Якщо траєкторії руху ПК не перетинаються, такі ПК позначаються голубим ромбом; ПК, вертикальна відстань між якими становить понад 1200 футів, позначаються порожнім ромбом; ПК, вертикальна відстань між якими становить менше за 1200 футів, а відстань менша за 6 м. миль, – суцільним голубим ромбом.

Якщо обчислювач TCAS виявив загрозу зіткнення ПК, оцінюють точку найближчого зближення і розраховують час польоту до неї. Якщо час до можливого зіткнення становить до 20–48 с, цей літак позначається колом бурштинового кольору. У цьому випадку пілот повинен візуально знайти ПК і спробувати власноруч уникнути зіткнення.

У випадку, якщо ПК продовжують зближатися, тоді за 15–35 с до можливого зіткнення обчислювач TCAS генерує пілоту рекомендацію щодо розведення ПК у вертикальній площині. Для узгодження рекомендацій системи TCAS різних літаків обмінюються інформацією за допомогою режиму «S» літакових відповідачів. Повітряний корабель, що спровокував появу RA на дисплеї, позначається червоним квадратом. Необхідна для розв'язання конфліктної ситуації вертикальна швидкість зображується на шкалі варіометра зеленою зоною, а недопустима – червоною.

Рекомендації формуються таким чином, щоб забезпечити безпечне розведення ПК у вертикальній площині, при цьому відстань між ПК повинна бути не меншою за 300–700 футів (рис. 7.18).

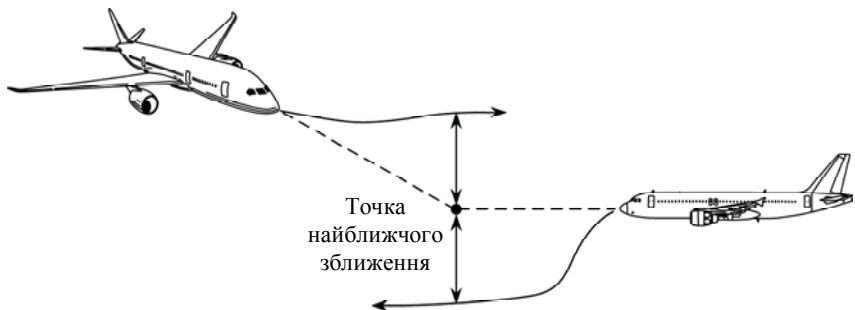


Рис. 7.18. Розведення ПК у вертикальній площині

Крім візуальної сигналізації на дисплеї, TCAS видає відповідні голосові повідомлення (винятково англійською мовою):

1. Повідомлення про повітряний рух – «Traffic – Traffic».
2. Попереджувальне RA – «Monitor vertical speed».
3. Коригувальні RA:
 - «Climb – Climb»;
 - «Descend – Descend»;
 - «Climb, crossing climb – Climb, crossing climb»;
 - «Descend, crossing descend – Descend, crossing descend».
4. Коригувальні RA з підсиленням або послабленням:
 - «Increase climb – Increase climb»;
 - «Increase descent – Increase descent».
5. RA, що змінюють напрямок маневру:
 - «Climb, climb now! – Climb, climb now!»;
 - «Descent, descent now! – Descent, descent now!».
6. Послаблювальні й обмежувальні RA:
 - «Adjust vertical speed, adjust»;
 - «Maintain vertical speed, maintain»;
 - «Maintain vertical speed, crossing maintain».

Алгоритм роботи TCAS II оцінює необхідну вертикальну швидкість для виконання відповідного маневру у вертикальній площині. Ця безпечна швидкість дозволяє розвести ПК з достатнім, з міркувань безпеки, висотним інтервалом. Кожній безпечній швидкості відповідає певне мовне повідомлення, що повідомляє пілоту про необхідність діяти задля її дотримання. Найменші допустимі вертикальні швидкості та відповідні мовні повідомлення для TCAS II версії 7 наведено в табл. 7.2 [31].

Після вдалого вирішення конфліктної ситуації видається мовне повідомлення «Clear of conflict».

Рекомендації RA є необхідними для виконання пілотами. Крім того, у випадку видачі рекомендації RA пілот ПК повинен негайно доповісти диспетчеру АТС про цей факт фразою:

«TCAS RA» (вимовляється як «Тикас Ер-ей»).

Після видачі мовного повідомлення «Clear of conflict» пілот повинен повернути ПК до запланованої траєкторії руху та доповісти диспетчеру АТС фразою: «Clear of conflict (номер заданого ешелону польоту) Resumed» чи «Clear of conflict, returning to (номер заданого ешелону польоту)».

Таблиця 7.2

Мовні повідомлення TCAS II версії 7

Тип RA	У випадку маневру вгору		У випадку маневру вниз	
	Необхідна величина вертикальної швидкості (футів/хв)	Мовне повідомлення	Необхідна величина вертикальної швидкості (футів/хв)	Мовне повідомлення
Попереджувальні RA	–	Monitor vertical speed	–	Monitor vertical speed
Коригувальні RA	+1500	Climb – Climb	-1500	Descend – Descend
	+1500	Climb, crossing climb – Climb, crossing climb	-1500	Descend, crossing descend – Descend, crossing descend
Коригувальні RA з підсиленням або послабленням	+2500	Increase climb – Increase climb	-2500	Increase descent – Increase descent
RA, що змінюють напрям маневру	+1500	Climb, climb now! – Climb, climb now!	-1500	Descend, descent now! – Descend, descent now!
Послаблені RA	0 -500 -000 -000	Adjust vertical speed, adjust	0 +500 +1000 +2000	Adjust vertical speed, adjust
	Від +1500 до + 4400	Maintain vertical speed, maintain	Від -1500 до - 4400	Maintain vertical speed, maintain
Обмежувальні RA	Від +1500 до + 4400	Maintain vertical speed, crossing maintain	Від -1500 до - 4400	Maintain vertical speed, crossing maintain

Після видачі першої рекомендації RA пілот повинен перейти до виконання необхідного маневру не більше ніж за 5 с з моменту видачі мовного повідомлення. Безпечний час реакції пілота для наступних RA вдвічі менший і становить 2.5 с.

Інформація про повітряний рух навколо ПК надається пілоту тільки для усвідомлення суті конфлікту і її не слід використовувати для навігації та маневрування [18]. Визначити взаємне положення з конфліктним літаком може виявитись складним завданням у зв'язку з відносною системою відображення TCAS. Це досить незвична для сприйняття система відображення. Так, наприклад, два літаки, траєкторії руху яких перетинаються під кутом 90° на дисплеї TCAS будуть відображатись таким чином, що може скластися враження, що вони перетинаються під кутом 45° (рис. 7.19) [55]. Саме таке відображення і є головною причиною неправильного розуміння повітряної ситуації навколо літака.

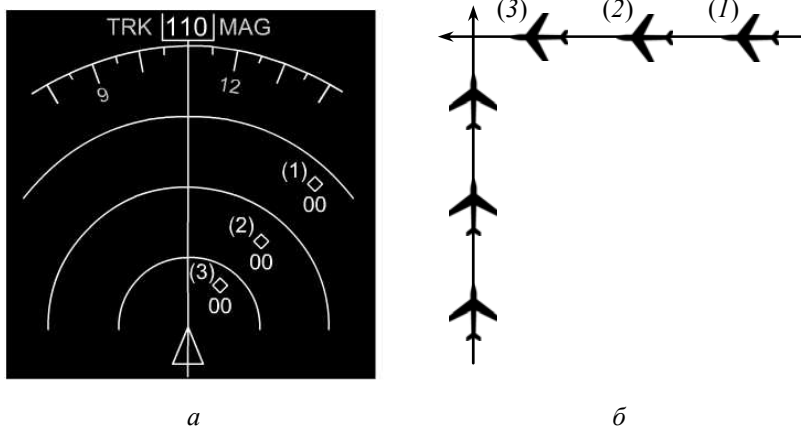


Рис. 7.19. Відносний характер відображення руху на дисплеї TCAS:
а – відображення на дисплеї TCAS; *б* – реальна повітряна ситуація;
 (1), (2), (3) – положення ПК у різних момент часу

Ситуацію відображення сусідніх літаків значно ускладнює відсутність попередніх відміток ПК або траєкторії руху літаків поблизу в поєднанні з відсутністю вектора їх швидкості. Це призводить до того, що у конкретний момент часу неможливо

уявити, де літак перебував раніше і де буде перебувати у наступний момент часу. Цей недолік яскраво ілюструє випадок горизонтального польоту зі швидкістю набагато більшою від швидкості ПК, який летить у тому ж напрямі і на тому ж ешелоні (рис. 7.20). У цій ситуації на дисплеї повітряної обстановки відмітка повільнішого ПК буде відображена як конфлікуючий літак, що наближається по протилежно напрямленій траєкторії. Крім того, конфліктна ситуація ускладнюється тим, що на індикаторі TCAS іншого ПК взагалі не буде показано можливого конфлікту, оскільки об'єкт позаду не відображається.

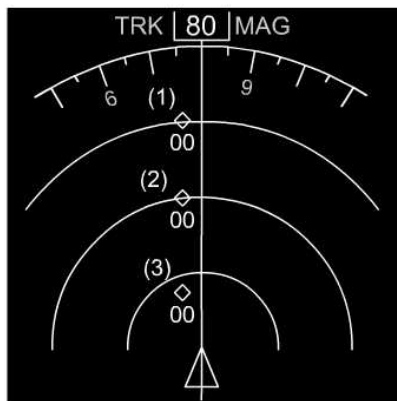
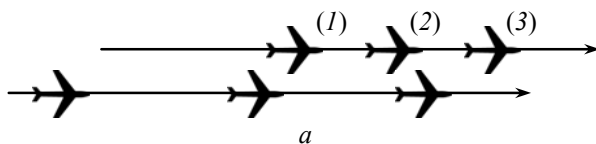
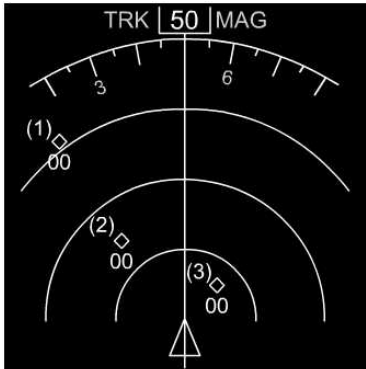
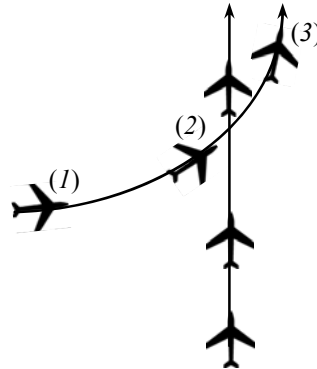


Рис. 7.20. Ситуація догону ПК, відображена на дисплеї повітряної обстановки: *а* – реальна; *б* – відображена на дисплеї TCAS

Під час виконання польотів трапляється безліч ситуацій за яких відображення на дисплеї буде незрозуміле пілотам унаслідок відносного відображення та маневрування (рис. 7.21). Зі спостереження на дисплеї ситуації показаної на рис. 7.21, важко уявити рух зустрічного ПК.



a



б

Рис. 7.21. Ситуація догону ПК у ході виконання маневру ПК:

a – відображена на дисплеї TCAS; *б* – реальна

Кутіві координати місцеположення літаків визначаються TCAS з порівняно високою похибкою, яка зазвичай не перевищує 5° , проте у певних випадках вона може становити понад 30° [55]. Оскільки інформація на дисплеї оновлюється щосекунди, то ці похибки можуть призвести до «стрибків» міток ПК (рис. 7.22).



Рис. 7.22. Похибки визначення місцеположення

Відносне відображення на дисплеї TCAS повітряного руху навколо ПК та відсутність вектора швидкості зустрічного ПК не дають змоги пілоту чітко передбачити розвиток повітряної

ситуації, базуючись винятково на дисплеї TCAS. Тому маневри, спрямовані на вихід з конфліктної ситуації, розпочаті пілотом тільки на основі даних, отриманих від індикатора повітряної обстановки, є небезпечними. Такі ризиковані дії можуть призвести до значного ускладнення конфліктної ситуації і, як наслідок, до збільшення економічних витрат на уникнення конфлікту між ПК.

Досить часто трапляються випадки, коли один з пілотів ПК, базуючись на відображенні повітряної обстановки на дисплеї TCAS, намагається уникнути можливого конфлікту за допомогою маневрування у горизонтальній площині. Це можна пояснити тим, що екіпаж намагається не допустити «спрацювання» TCAS. Оскільки алгоритми розв'язання конфліктних ситуацій передбачають маневрування тільки у вертикальній площині, а маневр у горизонтальній площині є економічнішим, тому прагнення зекономити цілком природне, але не завжди доцільне, тому що вимагає повного і точного знання повітряної обстановки навколо літака.

Пілоти не повинні намагатися самостійно вирішувати конфліктну ситуацію на підставі лише інформації з дисплею TCAS, а мають покладатися на алгоритми розв'язання конфліктних ситуацій, закладені у TCAS, та своєчасно реагувати на зауваження системи і правильно виконувати надані рекомендації.

Для вирішення конфліктної ситуації TCAS використовує інформацію від радіовисотоміра (рис. 7.23). У випадку, якщо ПК перебуває на висоті не меншій за

- 1450 футів рекомендація «Increase descent – Increase descent» не видається;
- 1100 футів рекомендація «Descend – Descend» не видається;
- 1000 футів жодна з рекомендацій RA не видається.

Основні виробники систем TCAS є:

- Rockwell-Collins (TCAS-94, TCAS-4000, TSS-4100, ACAS-900);
- ACSS (T³CAS, TCAS 2000, T²CAS, TCAS 3000, MASS);
- Honeywell (CAS-66A, CAS-67A, CAS-100, TPA 81A, TPA 100).

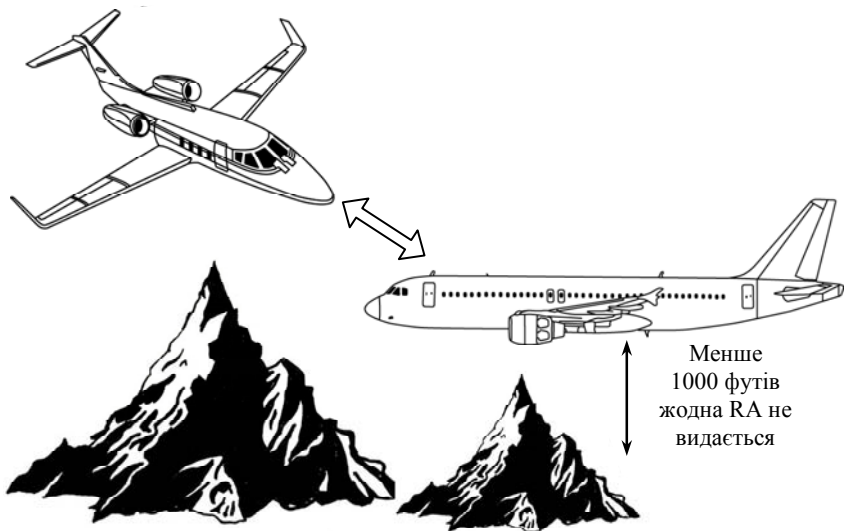


Рис. 7.23. Урахування істинної висоти системою TCAS

Зовнішній вигляд та склад типової системи TCAS показано у додатку, рис. Д26.

7.9. Система раннього попередження наближення землі

Перші системи попередження наближення землі (Ground Proximity Warning System – GPWS) з'явилися на початку 80-х років. Основними функціями GPWS було попередження пілота про можливість зіткнення ПК із землею поверхнею внаслідок швидкого зниження.

Розвиток інформаційних технологій сприяв значному удосконаленню основних функцій GPWS [25]. Розвиток супутникових навігаційних систем надав можливість визначати координати місцеперебування, а також використовувати надточні електронні мапи земної поверхні. Все це спричинило появу нового класу систем раннього попередження наближення землі (Enhanced Ground Proximity Warning System – EGPWS).

Натепер FAA ввела позначення для цього типу систем (Terrain Awareness and Warning System – TAWS) і стандартизувала три основні класи TAWS [61].

Клас В. Обладнання TAWS має сигналізувати у таких випадках:

- зменшення відстані до земної поверхні;
- явно вираженого майбутнього зіткнення;
- швидкого зниження;
- недостатньої швидкості набору висоти після зльоту;
- зниження ПК нижче за 500 футів над поверхнею землі.

Як додаток TAWS В може відображати мапу підстильної поверхні на спеціальному дисплеї.

Клас А. TAWS цього класу повинна включати попередження у всіх випадках класу В та забезпечувати сигналізацію у разі:

- перевищення максимально допустимої швидкості зближення;
- польоту поблизу поверхні землі з не випущеними шасі;
- надмірного відхилення від лінії глісади під час посадки ПК.

Крім того, TAWS класу А повинна відображати мапу підстильної поверхні або положення ПК відносно ландшафту у вертикальній площині.

Клас С. До TAWS цього класу вимоги значно нижчі і включають тільки найнеобхідніші функції попередження. TAWS класу С призначено для ПК легкої авіації, кількість пасажирських місць яких менша шести.

Загалом TAWS призначена для своєчасної видачі екіпажу ПК попереджувальної мовної та візуальної сигналізації у разі виникнення таких ситуацій у польоті, розвиток яких може призвести до ненавмисного зіткнення ПК із земною поверхнею, а також для підвищення обізнаності екіпажу ПК про елементи земної поверхні та місцеположення штучних перешкод, що є у базі даних системи і становлять потенційну небезпеку на його дійсному або прогнозованому шляху. Крім цього, система забезпечує видачу:

- мовних повідомлень під час проходження обумовлених фіксованих висот;
- сигналізації у разі перевищення недопустимого значення крену;
- попереджувальної сигналізації у випадку передчасного зниження під час заходу на посадку.

Взаємозв'язки TAWS з іншими системами ПК показано у додатку, рис. Д27.

Обладнання TAWS безперервно аналізує поточні параметри польоту ПК, положення шасі та закрилків, рельєфу підстильної поверхні та наявності на поверхні штучних перешкод. У випадку виявлення у напрямку польоту потенційно небезпечної ситуації завчасно попереджує пілота за допомогою візуальних та мовних повідомлень. Завчасне попередження про можливість зіткнення дозволяє пілоту зорієнтуватися і почати виконувати маневр для ухилення ПК від зіткнення, не порушуючи при цьому правил пілотування.

Розрізняють три основні функції TAWS:

- функцію систем попередження наближення землі (СПНЗ);
- функцію раннього попередження наближення землі (РПНЗ), у тому числі і сигналізацію про передчасне зниження;
- формування попереджувальних мовних повідомлень.

Функції СПНЗ забезпечують видачу попереджувальних повідомлень у випадку виходу певних параметрів польоту за допустимі значення:

- швидкість зниження перевищує встановлені обмеження;
- швидкість зближення із землею перевищує встановлені обмеження;
- утрата висоти на зльоті або відході на друге коло;
- політ літака нижче за допустиму висоту в посадковій конфігурації;
- відхилення вниз від глісади заходу на посадку за радіотехнічними засобами посадки, що перевищує встановлені обмеження;
- перевищення порога розбіжності між відносною барометричною висотою і дійсною висотою.

У режимі РПНЗ TAWS на основі бази даних рельєфу підстильної поверхні, поточних координат місцеперебування ПК, параметрів польоту та стану повітря, тактико-технічних характеристик типу ПК, міжнародних норм про мінімально допустимі висоти польоту над земною поверхнею та перешкодами на ній, а також загально-прийнятих правил пілотування система формує у робочому просторі дві зони сигналізації – попереджувальну та аварійну.

Потрапляння підстильної поверхні у відповідну зону призводить до спрацьовування попереджувальної чи аварійної сигналізації у вигляді мовних та графічних повідомлень.

Для підвищення обізнаності екіпажу ПК про наземну ситуацію система видає на електронну систему відображення інформації про підстильний рельєф. Окрім цього, у разі спрацьовування попереджувальної сигналізації система виокремлює на екрані індикатора яскраво-жовтим кольором ту ділянку підстильної поверхні, яка викликала спрацьовування попереджувальної сигналізації. У разі спрацьовування аварійної сигналізації система виокремлює на екрані індикатора відповідну ділянку яскраво-червоним кольором (додаток, рис. Д28).

Основні функції РПНЗ:

- раннє попередження про недостатню висоту над перешкодою у напрямку польоту;
- попередження про передчасне зниження під час заходу на посадку;
- видача на екран пристрою відображення візуальної обстановки про підстильний рельєф у зоні огляду та штучні перешкоди.

Під час зниження ПК у алгоритмі TAWS закладена можливість видачі мовних повідомлень проходження ПК заздалегідь обумовлених фіксованих висот над підстильною поверхнею у разі :

- перетину висоти прийняття рішення;
- досягнення висоти 150 м під час зниження;
- проходження ряду обумовлених фіксованих висот;
- перевищення встановленого граничного значення крену.

Приклади типових мовних повідомлень TAWS наведено в табл. 7.3.

Таблиця 7.3

Мовні повідомлення TAWS

Російською мовою	Англійською мовою
Тяни вверх	Pull up
Земля	Terrain
Низко, земля	Too Low terrain
Низко шасси	Too Low Gear
Низко, закрьлки	Too Low Flaps
Проверь высоту	–

Закінчення табл. 7.3

Російською мовою	Англійською мовою
Минимум, минимум	Minimum-minimum
Опасный спуск	Sink rate
Не снижайся	Don't sink
Глиссада	Glides lope
Впереди препятствие	Obstacle Ahead
Впереди земля	Terrain Ahead

7.10. Супутникові навігаційні системи

Системи глобальної супутникової навігації (Global Navigation Satellite system – GNSS) забезпечують пілота та інші системи ПК координатною інформацією про місцеперебування ПК та еталонним часом. GNSS вимірюють координати ПК (широту, довготу, висоту), три складові вектора швидкості ПК та надають обладнанню ПК точний час.

Натепер розгорнуті й використовуються дві потужні GNSS: GPS (США) та ГЛОНАСС (Росія). Обидві GNSS створювались як військові системи для точного позиціонування об'єктів військового призначення. Послуги GNSS доступні для цивільного використання [2]. Крім того, передбачається розгортання цивільної Європейської GNSS – GALILEO. Китай теж почав створювати GNSS – BEIDOW.

Загалом GNSS складається з трьох сегментів:

- сегмента космічних апаратів;
- сегмента керування та контролю;
- сегмента користувачів.

Сегмент космічних апаратів складається з певної кількості штучних супутників Землі (ШСЗ). Вони виконують функцію маяків, що випромінюють навігаційні сигнали, за допомогою яких приймач супутникових сигналів визначає місцеположення.

Сегмент керування та контролю складається з наземних станцій, розміщених у різних частинах земної поверхні таким чином, щоб забезпечувати зв'язок з усіма ШСЗ GNSS. Наземні станції контролюють положення та параметри кожного ШСЗ. Для визначення координат користувача необхідна інформація про точне місцеперебування кожного ШСЗ. Наземні станції спостереження за допомогою точного радіолокаційного обладнання визначають

положення кожного ШСЗ та через підстанції завантаження інформації передають їх на ШСЗ.

Сегмент користувача складається з необмеженої кількості приймачів супутникових сигналів.

Принцип дії GNSS полягає у далекомірному методі позиціонування. Принцип визначення координат користувача за допомогою GNSS показано на рис. 7.24.

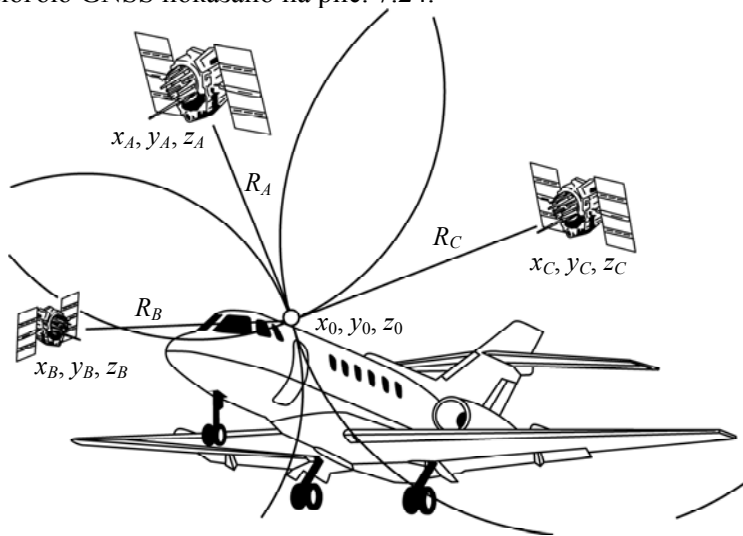


Рис. 7.24. Визначення координат користувача за допомогою GNSS

Визначення координат користувача ґрунтується на знаходженні відстані від антени користувача до навігаційних ШСЗ.

Координати користувача визначають шляхом розв'язання системи рівнянь:

$$\begin{cases} R_A^2 = (x_0 - x_A)^2 + (y_0 - y_A)^2 + (z_0 - z_A)^2; \\ R_B^2 = (x_0 - x_B)^2 + (y_0 - y_B)^2 + (z_0 - z_B)^2; \\ R_C^2 = (x_0 - x_C)^2 + (y_0 - y_C)^2 + (z_0 - z_C)^2, \end{cases}$$

де R – відстані від ШСЗ до антени користувача; x, y, z – координати ШСЗ; x_0, y_0, z_0 – координати користувача.

З увімкненням приймача GNSS він починає приймати навігаційні сигнали від ШСЗ. Крім того, із ШСЗ приймається і завантажується альманах. Альманах GNSS містить точну інформацію про кожний

ШСЗ, зокрема його положення у певний час. За відомими координатами ШСЗ на певний час доби з використанням рівняння траєкторії руху ШСЗ розраховується точне положення ШСЗ на поточний час. Таким чином, приймач GNSS отримує актуальну інформацію про положення кожного ШСЗ.

Дальність від ШСЗ до користувача визначається шляхом вимірювання часу проходження навігаційного сигналу. Кожний із ШСЗ у строго визначений час випромінює певний навігаційний сигнал. Приймач GNSS «знає» час, коли сигнал на ШСЗ буде випромінений. У цей самий час приймач за допомогою вбудованого годинника генерує аналогічний навігаційний сигнал і подає його на лінію затримки. Після прийняття навігаційного сигналу від ШСЗ прийнятий сигнал порівнюється із затриманим через обчислення автокореляційної функції. У випадку, коли обидва сигнали будуть порівнюватись в один і той же час, значення автокореляційної функції дорівнюватиме одиниці. Водночас від лінії затримки отримується час t , за який навігаційний сигнал від ШСЗ надійшов до приймача.

Таким чином, відстань до навігаційних супутників обчислюється за рівнянням:

$$R_{(A,B,C)} = ct_{(A,B,C)},$$

де c – швидкість поширення радіохвиль у просторі.

Оскільки внутрішній годинник у приймачі навігаційних сигналів не може точно визначити час для синхронізації, то, визначаючи дальність, необхідно враховувати похибку годинника користувача. Для визначення відстані до різних ШСЗ використовується один годинник, тоді похибку часу можна визначити, додавши ще одне рівняння:

$$\begin{cases} (R_A + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_A)^2 + (y_0 - y_A)^2 + (z_0 - z_A)^2; \\ (R_B + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_B)^2 + (y_0 - y_B)^2 + (z_0 - z_B)^2; \\ (R_C + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_C)^2 + (y_0 - y_C)^2 + (z_0 - z_C)^2; \\ (R_D + c\Delta t)^2 = (x_0 - x_D)^2 + (y_0 - y_D)^2 + (z_0 - z_D)^2, \end{cases}$$

де Δt – похибка, що враховує неточність ходу внутрішнього годинника приймача GNSS.

Відповідно до цього для визначення місцеперебування користувача необхідно приймати сигнали не менше ніж від чотирьох навігаційних ШСЗ.

Точність позиціонування GNSS дуже залежить від численних похибок. Одні з них пов'язані з геометрією розташування ШСЗ над користувачем та локальних похибок, зумовлених проходженням радіосигналу через атмосферу.

Одним зі шляхів зменшення впливу цих похибок є застосування локальних станцій визначення диференціальних поправок GPS (Differential Global Positioning System – DGPS). На сьогодні GPS розвиває мережу функціональних доповнень до GNSS, що забезпечують користувача повідомленнями про похибки GNSS у певному регіоні.

У США створюється та розвивається мережа функціональних доповнень Wide Area Augmentation System (WAAS) [60] та Local Area Augmentation System (LAAS) у Європі – European Geostationary Overlay System (EGNOS), в азіатсько-тихоокеанському регіоні – Multifunction transport Satellite System (MTSAS) (рис. 7.25).



Рис. 7.25. Зони дії функціональних доповнень GNSS

Принцип дії WAAS, EGNOS, MSAS однаковий (рис. 7.26).

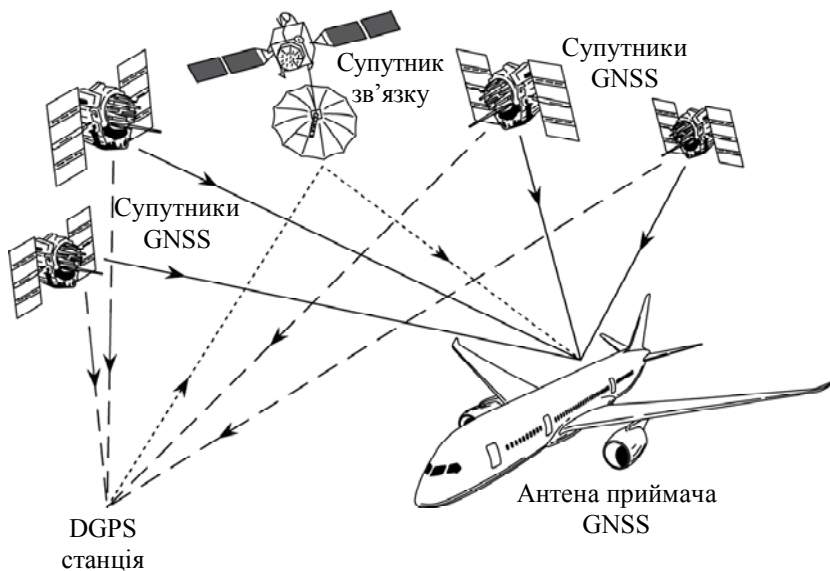


Рис. 7.26. Функціональне доповнення WAAS

Станція диференціальних поправок розміщується на земній поверхні з точно відомими координатами. Приймач GNSS, розміщений на станції, визначає місцеположення. Розраховуючи різницю між точним місцеположенням та координатами, отриманими за допомогою GNSS на заданий час, визначають поправки, які передаються користувачу через супутники зв'язку. Диференціальні поправки приймаються приймачем GNSS через ту саму антену, що й сигнали від навігаційних ШСЗ.

У побудові LAAS диференціальні поправки передаються не через супутники зв'язку, а через радіоцентр станції DGPS (рис. 7.27). За такої побудови зона покриття радіоцентра набагато менша за зону покриття супутників зв'язку, звідки і назва Local (локальна).

Поправки від конкретної DGPS актуальні лише для певної зони дії, межі якої визначаються відповідно до складу атмосфери та розміщення DGPS.

Використання диференціальних поправок для визначення місцеположення ПК дає змогу забезпечити необхідну точність позиціонування для потреб навігації.

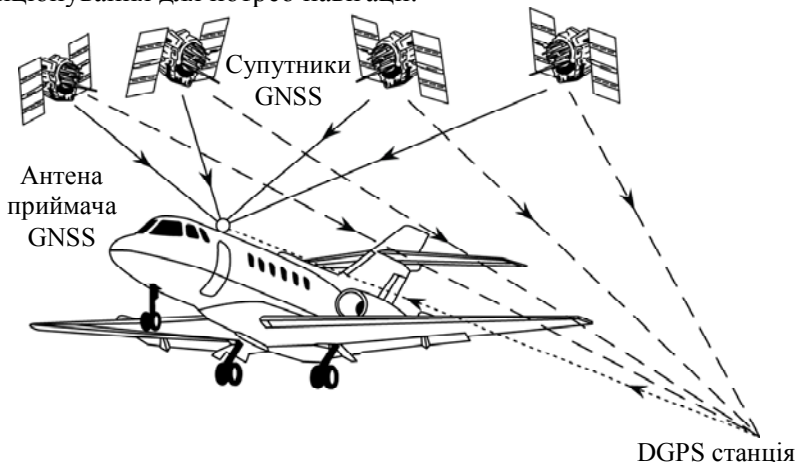


Рис. 7.27. Функціональне доповнення LAAS

Сучасне навігаційне обладнання GNSS розраховує координати місцеположення за результатами оцінювання координат від двох GNSS: GPS і ГЛОНАСС з подальшим визначенням більш точного положення.

Бортове обладнання GNSS виконує такі основні функції:

- визначення координат ПК;
- обчислення географічних координат місцеположення;
- оцінювання геодезичної висоти польоту ПК;
- визначення трьох складових вектора швидкості ПК;
- визначення шляхового кута;
- обчислення шляхової швидкості ПК;
- забезпечення системи ПК точним часом UTC;
- індикацію координат.

Обладнання GNSS дуже часто інтегрується з іншими системами ПК такими, як FMS (RocwellColins – FMS-5000; Universal Avionics – UNS-1Ew, UNS-1Fw, UNS-1Lw; Honeywell – GNS-XLS), чи з індикатором повітряної обстановки для легкої авіації (додаток, рис. Д29) [67].

Деякі виробники бортового обладнання GNSS інтегрують базу аеронавігаційної інформації у приймач GNSS і забезпечують можливість програмування плану польоту ПК. Це дає змогу надавати пілоту інформацію про величини відхилення ПК від заданої траєкторії руху та вказувати на аеронавігаційні засоби, розміщені поблизу ПК (СН-3301).

Запитання для самоперевірки

1. Які з радіонавігаційних систем належать до неавтономних?
2. Чи можна використовувати ADF для визначення місцеположення?
3. Який принцип дії закладений у будову DME?
4. У зв'язку з чим обладнання доплерівського вимірювача швидкості та кута зносу тепер не використовують у цивільній авіації?
5. Чи використовують нині обладнання TCAS I?
6. Які основні недоліки функціонування TCAS II?
7. Які основні функції виконує TAWS?
8. Який принцип визначення місцеположення користувача покладено в основу GNSS?
9. Яку функцію виконує мережа наземних станцій DGPS?

8. ОБЛАДНАННЯ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ АВІАЦІЙНОГО ЗВ'ЯЗКУ

Для виконання правильного та комфортного польоту на борту ПК використовується велика кількість різного обладнання зв'язку, яке забезпечує:

- мовний зв'язок з диспетчером обслуговування повітряного руху (ОПР) та пілотами інших ПК;
- обмін даними у цифровому вигляді між наземними засобами спостереження та системами інших ПК;
- внутрішній зв'язок між пілотами, обслуговуючим персоналом та пасажирами;
- мовний зв'язок та обмін даними між пасажирами та наземними мережами.

Наявність бортового обладнання зв'язку є обов'язковим і регулюється багатьма нормативними документами, зокрема CS-25 та FAR-25.

8.1. Високочастотний зв'язок

Високі частоти (High Frequency – HF) охоплюють зв'язок на частотах 3 – 29,999 МГц. Проміжок між каналами становить 1кГц.

Завдяки здатності діапазону цих радіохвиль перевідбиватися від іоносфери забезпечується радіозв'язок на великі відстані (рис. 8.1).

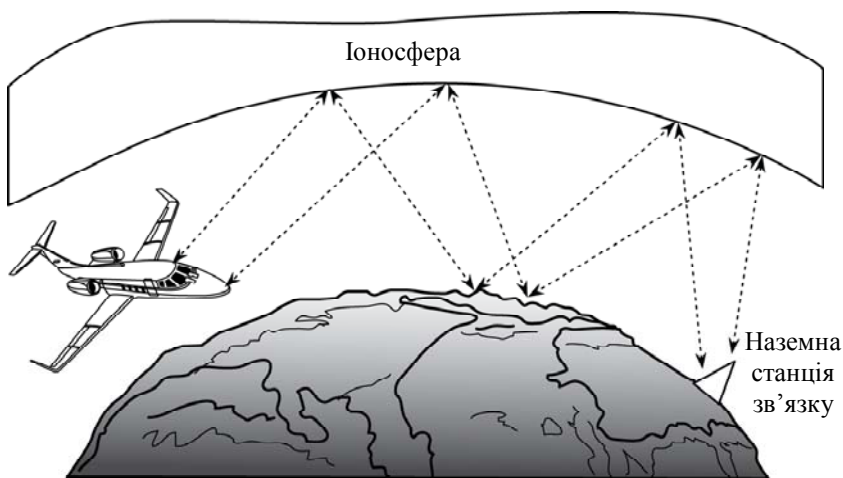


Рис. 8.1. Перевідбивання радіохвиль HF в іоносфері

Повітря в іоносфері сильно розріджене. Під дією сонячного випромінювання в іоносфері з атомів газів виділяється багато вільних електронів, у результаті чого з'являються позитивні іони. Відбувається іонізація верхнього шару атмосфери. Іонізований шар здатен поглинати радіохвилі та викривляти їхній шлях. Протягом доби залежно від інтенсивності сонячного випромінювання кількість вільних електронів у іонізованому шарі, його товщина та висота змінюються, а від цього змінюються й електричні властивості цього шару відповідно і здатність перевідбивати радіохвилі. Завдяки такому ефекту дальність дії HF зв'язку досягає 3000 км. Обладнання HF зв'язку є одним з головних засобів зв'язку на великі відстані, що дуже важливо, особливо в умовах виконання міжконтинентальних польотів.

Крім мовного зв'язку, для забезпечення обміну повідомлень ARINC розробила глобальну систему цифрового обміну даними (HF Data Link – HFDL) [39]. Система складається з 14 наземних станцій приймання та передавання інформації (рис. 8.2), з'єднаних з центральним сервером, що забезпечує доступ бортового обладнання до наземної мережі передавання даних (AviNet[®]) для отримання необхідної інформації. Обмін даними відбувається зі швидкістю 300, 600, 1200 або 1800 біт/с.



Рис. 8.2. Розміщення наземних станцій HFDL

8.2. Надвисокочастотний зв'язок

Мовний зв'язок на надвисоких частотах (Very High Frequency – VHF) використовується для оперативного зв'язку у зоні прямої видимості (до 350 км). Основним призначенням мовного VHF зв'язку є забезпечення двостороннього зв'язку між ПК і диспетчером ОПП та зв'язку з іншими ПК. Діапазон частот, що використовується в авіації для VHF, становить 118 – 135,975 МГц з відстанню між каналами 25 кГц. Проте потреба у використанні більшої кількості цифрових радіоканалів передавання даних змусила звузити відстань між каналами до 8,33 кГц.

Основна особливість цього виду зв'язку полягає в тому, що канал зв'язку може бути організований лише у зоні прямої видимості антен приймача та передавача (рис. 8.3).

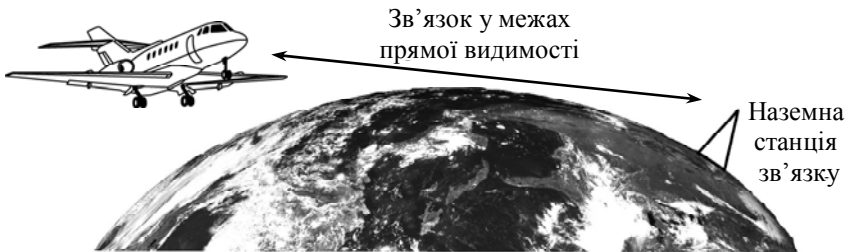


Рис. 8.3. VHF зв'язок

Керування наявним обладнанням зв'язку на борту ПК виконується за допомогою пульта керування (додаток, рис. Д30).

Висока надійність організованого каналу зв'язку на VHF частотах дозволяє використовувати його для передавання інформації у цифровому вигляді. Для організації цифрового передавання даних у VHF діапазоні застосовуються дві системи – ACARS та VDL.

У сучасних аеронавігаційних системах велика роль відводиться цифровим каналам передавання даних між обладнанням авіоніки та наземною інфраструктурою. Цифровий обмін даними на надвисоких частотах (VHF Data Link – VDL) є найбільш бажаним в умовах забезпечення зв'язку на порівняно невеликих відстанях [27].

ICAO розробила спеціальні стандарти на побудову цифрових ліній передавання даних:

VDL mode 1 ґрунтується на протоколі передавання даних ACARS, що дозволяє забезпечити швидкість передавання даних 2,4 кбайт/с.

VDL mode 2 забезпечує передавання даних зі швидкістю 31,5 кбайт/с. Цей протокол більш ефективний, ніж ACARS і підтримує передавання даних від пілота ПК до диспетчера (Controller-to-Pilot Data Link Communication – CPDLC).

VDL mode 3 реалізує процедуру множинного доступу з часовим розподілом каналів (Time Division Multiple Access – TDMA) для побудови цифрового та мовного каналів зв'язку.

VDL mode 4 – це самоорганізований протокол передавання даних, що дозволяє забезпечити цифровий обмін даними між ПК та наземною станцією або іншим ПК. Розглядається як базовий для організації передавання даних у концепції ADS-B.

8.3. Бортова система адресного цифрового обміну даними

Бортова система адресного цифрового обміну даними (Aircraft Communications Addressing and Reporting System – ACARS) – це система адресного цифрового обміну даними між ПК та наземним центром. Систему ACARS запропонувала і розробила у 1978 р. компанія ARINC. Швидкість передавання даних у ACARS становить не більше 2400 бод, проте забезпечує високу надійність передавання даних.

Бортове обладнання ACARS складається з пульта керування та інтерактивного дисплея. Уведена від пілота інформація або отримана автоматично від інших систем ПК передається до наземного центра. Крім того, система дозволяє відстежувати справність систем ПК, відсилаючи в автоматичному режимі сигнали несправності.

Для забезпечення функціонування ACARS необхідна розгалужена наземна інфраструктура, до складу якої входить велика кількість приймально-передавальних центрів та комутаційних пунктів. ACARS забезпечує двосторонній зв'язок між авіакомпаніями та їхніми ПК, що перебувають у повітрі.

Основні функції ACARS:

1. Двосторонній обмін інформаційними повідомленнями між ПК та наземною станцією. Повідомлення можуть відсилатися автоматично чи вводитися пілотом.

2. Налаштування мовного каналу зв'язку (функція SELCAL(**selective-calling**)). Пілот ПК може відіслати повідомлення до конкретного наземного центра із запитом на організацію голосового зв'язку. На землі після прийняття рішення щодо організації зв'язку формується і відсилається на борт ПК повідомлення з указанням пілотам частоти для налаштування зв'язного обладнання та команд для автоматичного переходу на голосовий режим (рис. 8.4).

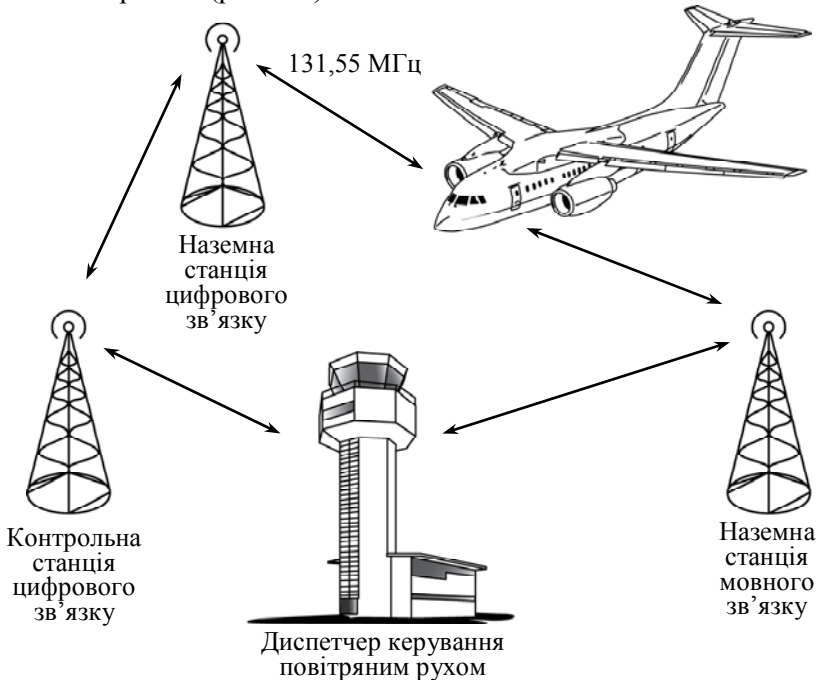


Рис. 8.4. Функціонування ACARS

3. Якщо бортове обладнання ACARS не передає повідомлень, система відслідковує цифрові повідомлення, що передаються із землі. Кожне повідомлення містить закодовану унікальну адресу ПК, якому

воно відіслане. За допомогою адреси бортове обладнання приймає тільки ті повідомлення, що адресовані конкретному ПК.

Проте основною функцією системи є інформування про етап польоту і технічний стан обладнання ПК. Крім того, пілот може користуватися великою кількістю інформаційних сервісів, доступних у цифровій мережі наземного електрозв'язку. Так, наприклад, можуть завантажуватись дані про метеорологічні умови METAR або TAF для будь-якого місця земної поверхні.

Основні приклади інформації, що передаються за допомогою ACARS залежно від фази польоту, показано на рис. 8.5.

Узагальнену структурну схему обміну даними через систему зв'язку ACARS показано на рис. 8.6.

Під час польоту за маршрутом бортове обладнання ACARS формує і періодично випромінює певні повідомлення. Так, наприклад, під час польоту за маршрутом бортове обладнання автоматично через певні проміжки часу формує повідомлення, що містить інформацію про положення ПК у повітряному просторі [91]. Ці сигнали у VHF діапазоні приймаються приймачем, що входить до складу радіоприймального центра. Прийняті сигнали декодуються, а отримані повідомлення з борту ПК зберігаються у спеціалізованій базі даних.

Доступ до повідомлень ACARS, збережених у базі даних, забезпечується через авіаційну наземну мережу цифрового обміну даними та комп'ютерну мережу Інтернет.

Захист інформації забезпечується обладнанням для обмеження доступу. Залежно від конфігурації приватності сервісного обладнання доступ до даних може бути як вільним так і за аутентифікацією користувача. У загальному випадку будь-який користувач через мережу Інтернет може отримати доступ до даних за допомогою спеціального клієнтського програмного забезпечення. Так, програмне забезпечення ClientNG дає можливість безпосередньої взаємодії з базою даних ACARS (додаток, рис. Д31) [30]. За її допомогою можна переглядати будь-які повідомлення ACARS за будь-який період та створювати локальну базу повідомлень. Після збереження даних у локальній базі її можна використовувати для відображення користувачу або для статистичного оброблення.








						
Руління	Зліт	Набір висоти	Політ за маршрутом	Захід на посадку	Посадка	Руління
Інформація, що передається від ПК						
Перевірка мережі синхронізації бортового годинника Кількість палива Інформація про екіпаж Повідомлення, пов'язані з вильотом	Залежно від потреб авіакомпанії	Інформація про стан двигуна та інших систем ПК	Координати місцезнаходження Повідомлення про стан погодних умов Інформація про виконуваний рейс Запит голосового зв'язку Інформація про стан двигуна Загальна інформація про стан систем ПК	Координати місцезнаходження Запит на посадку Спеціальні запити Інформація про стан двигуна Загальна інформація про стан систем ПК	Залежно від потреб авіакомпанії	Кількість палива Інформація про екіпаж Повідомлення про виявлені несправності систем ПК під час польоту
Інформація, що передається на ПК						
АТІС Балансування інформації про аеропорт Швидкість вітру	Залежно від потреб авіакомпанії	Зміна плану польоту Повідомлення про стан погодних умов	Повідомлення про стан погодних умов. Запит на організацію голосового зв'язку АТІС	Рішення щодо дозволу на посадку	Залежно від потреб авіакомпанії	Залежно від потреб авіакомпанії

Рис. 8.5. Інформація, що передається за допомогою ACARS

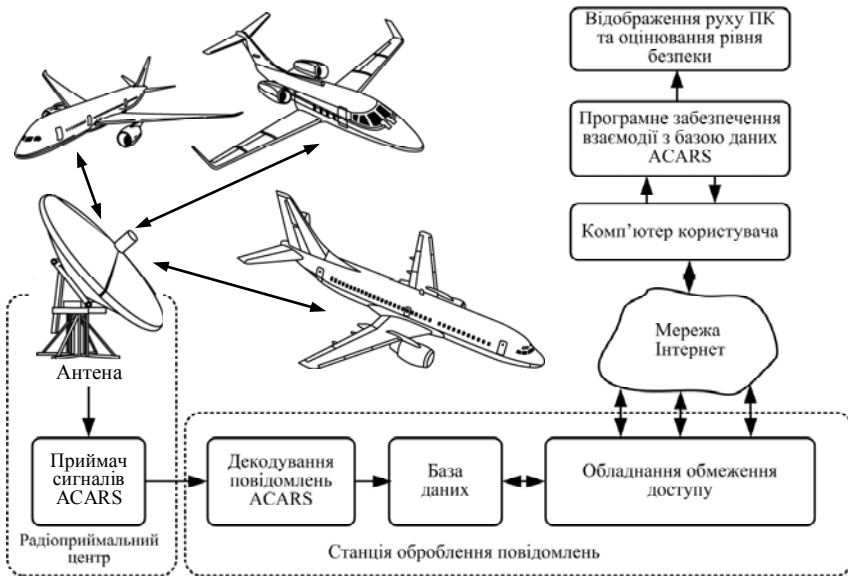


Рис. 8.6. Узагальнена структурна схема моніторингу повітряного руху

У повідомленнях ACARS передається інформація різного типу; формати повідомлень теж розрізняються, оскільки більшість авіакомпаній застосовують власні формати для передавання лише тієї інформації, яка їм потрібна. Проте структура повідомлення про місцезнаходження ПК системи ACARS залишається єдиною. Це дає змогу створювати програмне забезпечення для виділення повідомлень, пов'язаних з місцезнаходженням ПК, та відображати їх для потреб моніторингу повітряного руху.

Типове повідомлення про місцезнаходження ПК містить таку інформацію:

- тип повідомлення;
- географічна широта та довгота;
- ешелон польоту.

За допомогою спеціального програмного забезпечення повідомлення ACARS декодуються з подальшим вибором інформації про місцезнаходження. Після перетворення координат отримане місце положення ПК може бути відображене на карті земної поверхні. Джерелом картографічної інформації можуть бути картографічні сервери (Google чи Yandex), що забезпечують безкоштовний доступ.

Для відстеження руху окремого ПК ділянка карти автоматично вибирається таким чином, щоб відображуваний ПК завжди перебував у центрі і не виходив за задані допустимі межі.

Для зручності та наочності кожен ПК позначається спеціальним символом з винесеним формуляром, що відображає реєстраційний номер ПК та номер зайнятого ешелону польоту. Інформація про місцеположення на карті оновлюється щоразу, коли надходить нове повідомлення, при цьому траєкторія руху ПК зберігається на карті з відображенням точок попереднього його місцеположення.

Приклад моніторингу повітряного руху за спеціалізованим програмним забезпеченням у повітряному просторі поблизу Ванкувера (Канада) показано у додатку, рис. Д32. Повідомлення ACARS надходить через сервер з відкритим доступом (адреса у мережі Інтернет: Ladysmith.no-ip.info) [91].

8.4. Супутниковий зв'язок

Найбільш універсальним та доступним засобом зв'язку на ПК є обладнання супутникового зв'язку.

Принцип організації супутникового зв'язку ілюструє рис. 8.7. Система супутникового зв'язку складається з великої кількості абонентських терміналів, супутників зв'язку, розміщених на геостаціонарних або полярних орбітах, та наземних станцій керування і зв'язку, що забезпечують комутацію каналів зв'язку з наземною системою.

Послуги супутникового зв'язку надаються трьома операторами [27]: Inmarsat, Iridium та Globalstar.

Найбільшою популярністю для потреб забезпечення авіаційного зв'язку користується супутникова система Inmarsat.

Космічний сегмент Inmarsat складається з геостаціонарних супутників, що перебувають на висоті 35,600 км. Геостаціонарні супутники обертаються навколо Землі з тією ж швидкістю, що й Земля, тому видаються з поверхні Землі нерухомими.

Канал зв'язку з геостаціонарними супутниками набагато стійкіший, ніж із супутниками на інших орбітах, оскільки:

- протягом усього сеансу зв'язку з геостаціонарним супутником, а він може тривати як завгодно довго, терміналу немає потреби перемикатися з одного супутника на інший;

– геостаціонарний супутник не полетить за гору або за обрій і канал передавання даних не перерветься.

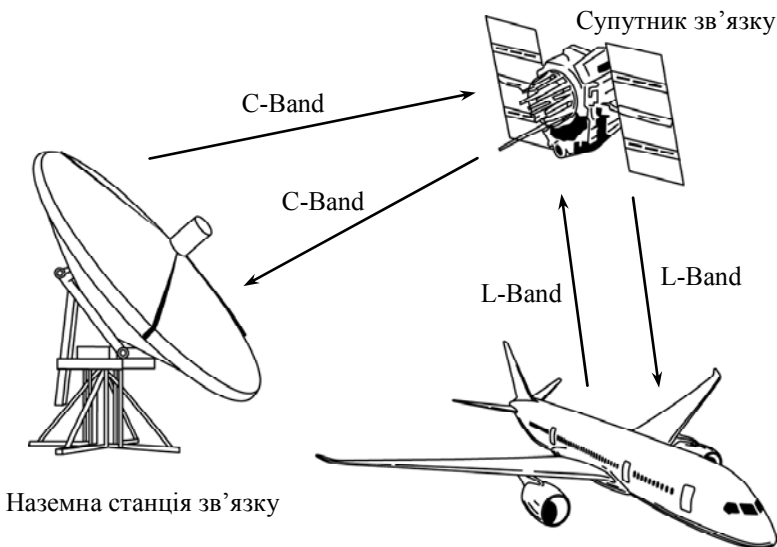


Рис. 8.7. Організація супутникового зв'язку

Космічний сегмент Inmarsat складається з чотирьох основних та одного запасного супутника третього покоління. Крім того, й досі функціонують чотири супутники другого покоління. Основні супутники отримали назви відповідно до територій, над якими вони розташовані:

- індоокеанський супутник (IOR) $64,5^\circ$ сх.д.;
- тихоокеанський супутник (POR) 178° сх.д.;
- східноатлантичний супутник (AORE) $15,5^\circ$ зх.д.;
- західноатлантичний супутник (AORW) 54° зх.д.

Трьох геостаціонарних супутників, розташованих рівномірно по всій довжині екватора, досить для покриття 98 % поверхні Землі їхніми глобальними променями; поза зоною обслуговування залишаються лише приполярні райони (рис. 8.8). Оскільки у системі задіяні чотири супутники, їхні зони обслуговування перекриваються, й у багатьох країнах видно відразу два або три супутники Inmarsat.



Рис. 8.8. Карта покриття Inmarsat

Система Inmarsat містить кілька підсистем:

- Inmarsat-A – родоначальник системи;
- Inmarsat-B – цифровий стандарт Inmarsat A;
- Inmarsat-C – двостороннє низькошвидкісне передавання даних за допомогою легких переносних терміналів;
- Inmarsat-M – перший у світі портативний супутниковий телефон;
- Inmarsat Mini-M – найпоширеніший стандарт Inmarsat;
- Inmarsat Fleet – економічний глобальний зв'язок і оперативний доступ до актуальної ділової інформації;
- Inmarsat-M4 (GAN) – робота в глобальній мережі (GAN);
- Inmarsat R-BGAN – швидкісний доступ до Інтернет і корпоративних мереж;
- Inmarsat BGAN – ширококутовий зв'язок у будь-якому, навіть найбільш віддаленому місці світу.

8.5. Обмін даними за концепцією ADS-B

Концепція автоматичного залежного спостереження у широкомовному режимі (Automatic Dependant Surveillance – Broadcast – ADS-B) почала впроваджуватись з 2005 р. у країнах-членах FAA та Eurocontrol (рис. 8.9) [80, с. 13].

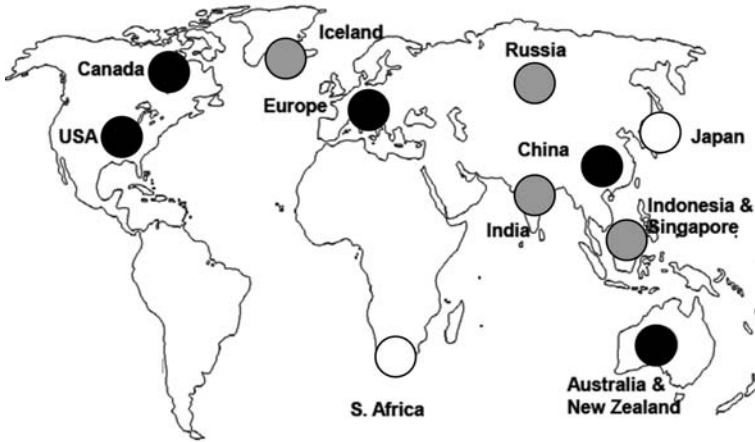


Рис. 8.9. Упровадження концепції ADS-B на 2011 р.:

● – упроваджено; ● – упроваджується; ○ – очікується

Обладнання ADS-B дозволяє пілотам ПК та диспетчерам ОПР отримувати інформацію про повітряний рух навколо ПК за допомогою дисплея, схожого на дисплей радіолокатора. Ця інформація надається у режимі реального часу. Точність місцеположення ПК у системі забезпечується GNSS. Крім того, ці системи дозволяють пілоту мати доступ до метеорологічної інформації, геодезичних і картографічних даних та інформації служб забезпечення польотів (Flight Information Services – FIS). Підвищена обізнаність пілота у повітряній ситуації навколо ПК, що ґрунтується на точних даних, дозволяє зберегти безпечну відстань між ПК та зменшити завантаженість диспетчера ОПР.

Основними складовими концепції ADS-B є

- автоматичне (automatic). Періодичне передавання інформації з борта ПК без відома пілота;

- залежне (dependant). Місцеположення ПК та вектор швидкості визначається за допомогою GNSS та мережі функціональних доповнень EGNOS, WAAS, що підвищують точність позиціонування;

- спостереження (surveillance). Забезпечує кожного користувача інформацією про місцеположення, висоту, швидкість, курс та іншими даними польоту ПК;

– ширококомовний режим (broadcast). Інформація з борта ПК передається у всіх напрямках і будь-який користувач може її отримати.

В основу концепції ADS-B покладено можливість визначення місцеположення за допомогою супутникової системи навігації. Для підвищення точності позиціонування GNSS пропонується використовувати станції диференціальних поправок WAAS [60; 89] та EGNOS. Це потребує розгортання цілої мережі наземних станцій. Отримані координати місцеположення ПК разом з іншими відомостями про ПК передаються за допомогою одного з цифрових стандартів передавання даних. Наземний радіоцентр приймає їх та передає за допомогою наземної цифрової мережі передавання даних диспетчеру і всім тим, хто її потребує. Крім того, інші ПК теж приймають ці дані та відображають їх на спеціальному дисплеї для пілота (додаток, рис. Д33).

Для відображення ПК, що не обладнані передавачами ADS-B, пропонуються послуги відображення повітряного руху на підставі даних від вторинної РЛС (Traffic Information Service – Broadcast – TIS-B) [61]. Тобто інформація про місцеположення ПК отримана від РЛС за допомогою спеціального цифрового каналу передавання даних передається на борт усіх ПК, обладнаних компонентами системи ADS-B і відображається пілоту (додаток, рис. Д34).

Використання концепції ADS-B тісно пов'язано з послугами, що надаються службою польотної інформації (Flight Information Service – Broadcast (FIS-B)). FIS-B забезпечує передавання будь-якої графічної метеорологічної інформації, аеронавігаційної карти та іншої графічної інформації на борт ПК у ширококомовному режимі (додаток, рис. Д35).

Основними перевагами ADS-B є:

- низька вартість підтримки системи порівняно із забезпеченням радіолокаційного покриття зони;
- висока точність визначення місцеположення ПК;
- надійність, яка досягається за рахунок передавання даних у цифровому вигляді;
- можливість удосконалення та збільшення функціональності.

Основним засобом передавання інформації з борту ПК згідно з концепцією ADS-B є використання Mode-S та спеціалізованого протоколу передавання даних 1090 ES (Extended Squitter) на частотах 1090/1030 МГц. Крім того, альтернативний канал передавання даних може бути забезпечений приймально-передавальним обладнанням (Universal Access Transceiver – UAT) на частоті 978 МГц або обладнанням VDL Mode 4, що має велику кількість робочих частот у діапазоні VHF. Одночасне застосування 1090 ES і VDL Mode 4 гарантує високу пропускну здатність та підвищену інформаційну забезпеченість пілота ПК.

Відповідно до концепції ADS-B кожен ПК повинен містити модифікований літаковий відповідач режиму «S», що забезпечує передавання повідомлення у режимі 1090 ES. Прикладом такого бортового обладнання є модуль передавання даних у цифровому вигляді (Air Transport Data Link – ATDL) XS-950 фірми ACSS.

Основні вимоги до передавання даних у концепції ADS-B викладено у документах:

- Mode S 1090ES – DO-260B, TSO-166b;
- UAT – DO-282B, TSO-154c.

Типове інформаційне повідомлення ADS-B має містити інформацію [82]:

- геометричні розміри ПК (м);
- місцезаполження ПК (широта та довгота у системі WGS-84);
- барометрична висота польоту (кодування шкалою 25 футів);
- швидкість (м/с);
- наявність системи TCAS на борту («Так» або «Ні»);
- наявність повідомлення RA від системи TCAS («Так» або «Ні»);
- код АТС літакового відповідача;
- позивний номер ПК;
- наявність аварійної ситуації (повідомлення про наявність аварійної ситуації на борту ПК);
- IDENT (повідомлення ідентифікатора літакового відповідача);
- ICAO номер ПК (24-бітний номер літака, виданий ICAO);

- тип літака (індикатор категорії ПК);
- ідентифікатор наявності на борту ПК обладнання приймання даних ADS-B («Так» чи «Ні»);
- геометрична висота польоту (висота польоту у системі кодування WGS-84).

Обладнання авіоніки [33], необхідне згідно з концепцією ADS-B, може мати різну комплектацію залежно від виконуваних функцій. У загальному випадку структура бортового обладнання ADS-B може мати вигляд, показаний на рис. 8.10.



Рис. 8.10. Типова структура бортового обладнання концепції ADS-B

Навігаційне обладнання є джерелом інформації про місцезонаження ПК у просторі та швидкість руху, а обладнання GNSS та IRU – координатної інформації.

Обладнання приймання та передавання даних збирає та кодує інформацію, необхідну для побудови повідомлення ADS-B. Отримане інформаційне повідомлення випромінюється через верхню та нижню антени системи. Крім того, у цьому блоці може виконуватись функція приймання та декодування вхідних повідомлень ADS-B.

Обладнання відображення даних не є обов'язковим. За наявності на борту приймача сигналів ADS-B місцезонаження сусідніх ПК може відображатись на карті підстильної поверхні разом з навігаційними елементами через систему електронної індикації.

Повідомлення ADS-B приймаються не тільки бортовим та наземним авіаційним обладнанням. Зокрема міжнародні фірми Airnav та Kinetic avionics розробили та пропонують радіолюбительські приймачі сигналів ADS-B, що дозволяють отримувати декодовані повідомлення ADS-B від ПК. Особливою популярністю таке обладнання користується у користувачів симуляторів польотів літаків. Поширення такого обладнання серед населення сприяло виникненню любительських мереж аеронавігаційної інформації [63; 64; 107]. Натепер подібні відкриті комп'ютерні мережі охоплюють увесь повітряний простір та дозволяють відслідковувати рух ПК у глобальному масштабі в режимі реального часу, що становить певну загрозу безпеці повітряного руху.

8.6. Обладнання внутрішнього зв'язку

Апаратура внутрішнього зв'язку забезпечує:

- двосторонній телефонний зв'язок між членами екіпажу;
- двосторонній телефонний зв'язок екіпажу з бортпровідником;
- двосторонній телефонний зв'язок бортпровідників між собою;
- двосторонній радіозв'язок екіпажу через будь-яку з бортових радіостанцій;
- прослуховування екіпажем сигналів розпізнавання радіонавігаційних систем і звукових сигналів маркерних радіомаяків;
- прослуховування екіпажем спеціальних звукових та мовних повідомлень, що формуються бортовими системами (TCAS, GPWS);
- звукову сигналізацію екіпажу для виклику бортпровідників.

Бортовий підсилювач зв'язку з пасажиром забезпечує [66]:

- голосовий зв'язок від пілота до екіпажу і пасажирів;
- голосовий зв'язок від бортпровідника до пасажирів;
- підсилення записаних повідомлень і музики;
- тональні дзвінки (виклик бортпровідника, про зборону паління і т.ін.).

8.7. Обладнання забезпечення мобільного зв'язку

Донедавна використання мобільного зв'язку на борту ПК було неможливим. Така заборона зумовлювалась тим, що мобільний зв'язок за своєю суттю використовує три частоти (МГц): GSM-800, GSM-900 та GSM-1800. Проте на таких самих частотах працюють навігаційні системи, розміщені на борту літака, а отже, функціонування засобів мобільного зв'язку на борту ПК може стати причиною радіозавад і призвести до відмови радіосистем ПК та катастрофічних наслідків.

У 2008 р. дві компанії Airbus та Boeing незалежно одна від одної почали проводити дослідження цієї проблеми. Вони встановили на декількох експериментальних літаках певну кількість мобільних телефонів і спостерігали за наслідками упродовж півроку. За цей період ніяких змін у функціонуванні навігаційних систем ПК не було виявлено. На підставі цих досліджень було дозволено використовувати мобільний зв'язок на борту літаків цих виробників.

Під час польоту на заданому ешелоні ПК перебуває на великій відстані від наземних базових станцій мобільного зв'язку, у зв'язку з чим передавачі мобільних телефонів налаштовуються на максимальний рівень передавання сигналів. Проте відстань надто велика і зв'язок не встановлюється. Для вирішення цієї проблеми та зменшення потужності радіопередавальних пристроїв мобільних телефонів на борту ПК було запропоновано розмістити «комірку» стільникової мережі.

Компанія Airbus розробила та запропонувала один з методів вирішення цього завдання, який отримав назву системи забезпечення послуг GSM зв'язку на борту ПК (GSM services On-Board aircraft – GSMOB) [70]. Згідно з ним на борту ПК встановлюється керувальний пристрій мережі (Network Control Unit – NCU), який передає сигнал на вищому силовому рівні і забезпечує регулярний зв'язок та бортовий сервер GSM (Airborne GSM Server – AGS).

Усе це обладнання створює малий «стільник» мережі GSM на борту ПК (рис. 8.11). Зв'язок із землею організовується за допомогою супутникового каналу зв'язку.

Загалом бортова GSM складається з двох сегментів: наземного та бортового. Бортовий сегмент містить:

- одну чи декілька базових приймально-передавальних станцій (Base Transceiver Station – BTS), що забезпечують зв'язок з мобільними пристроями пасажирів;
- керувальний пристрій (NCU), що забезпечує контроль за всіма мобільними пристроями, що використовують бездротові мережі передавання даних. NCU забезпечує контроль за радіочастотним діапазоном кожного з увімкненого мобільного пристрою та відстежує мобільні пристрої, що намагаються з'єднатися із зовнішньою мережею стільникового зв'язку;
- антенну систему;
- серверне обладнання мережі GSM (AGS) та пульт його керування. AGS забезпечує виконання усіх функцій контролера базової станції мобільного зв'язку;
- обладнання забезпечення супутникового зв'язку (Cabin Satellite Data Unit – CSDU).

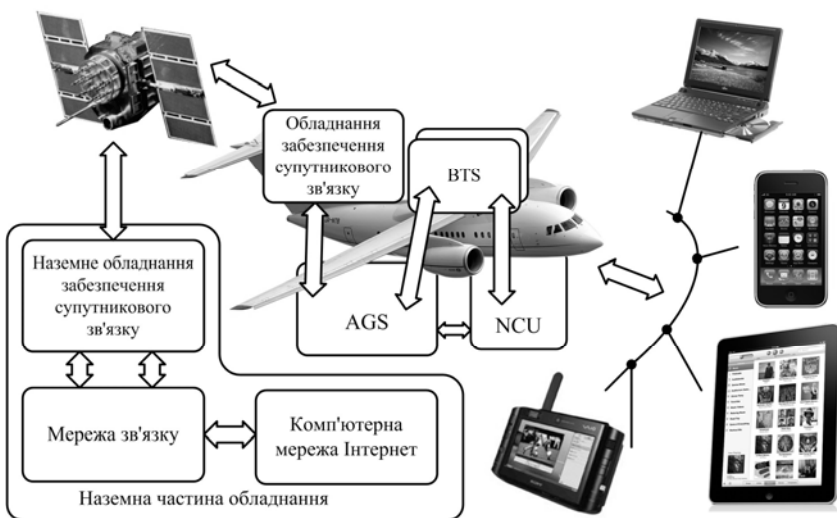


Рис. 8.11. Будова GSMOB

Приклад розміщення бортового обладнання GSMOB на ПК показано у додатку, рис. Д36.

Наземний сегмент складається з наземної частини обладнання забезпечення супутникового зв'язку та обладнання, що забезпечує доступ до наземної мережі зв'язку й обміну даними.

Для зменшення можливості впливу передавачів мобільних пристроїв на бортове обладнання ПК для з'єднання з наземним обладнанням GSM мережі дозволяється користуватися послугами GSMOB на висоті понад 10000 футів над підстильною поверхнею.

Застосування подібних систем дозволяє використовувати послуги доступу до мережі Інтернет та мобільного зв'язку на борту ПК. Тарифікація послуг здійснюється відповідно до вимог роумінгу і за домовленістю між авіакомпанією та компанією-постачальником послуг мобільного зв'язку. Послуги GSMOB сплачуються так само, як і послуги роумінгу.

8.8. Літаковий відповідач

Відповідно до нормативної документації всі ПК мають бути обладнані літаковими відповідачами (Air Traffic Control Radar Beacon System – ATCRBS). Головною функцією ATCRBS є приймання сигналів від наземних РЛС, комбінування інформаційного повідомлення–відповіді та передавання знову назад на обладнання РЛС (рис. 8.12).

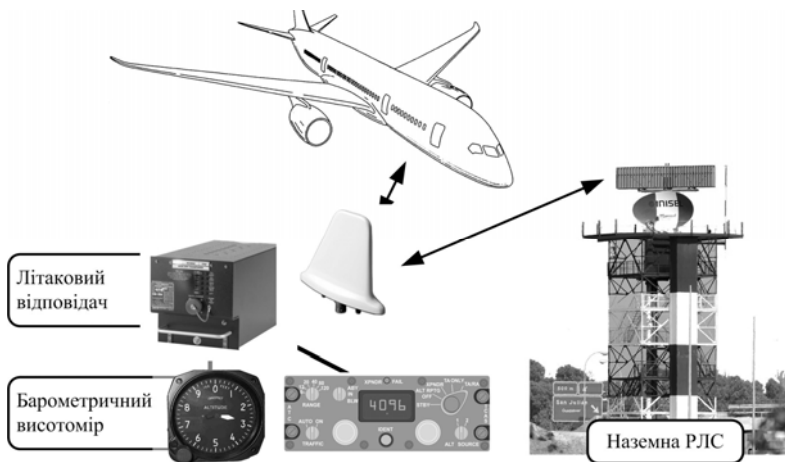


Рис. 8.12. Принцип дії ATCRBS

Відповідно до режиму функціонування виділяють ATCRBS режими «А», «С», «S».

Сигнал-відповіді ATCRBS у режимі «А» містять лише інформацію про ідентифікаційний номер ПК (рис. 8.13). Відповіді у режимі «С» містять інформацію про барометричну висоту ПК (рис. 8.13).

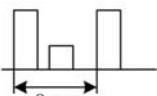




	Сигнал-запит (1030 МГц)	Сигнал-відповідь (1090 МГц)	Інформація
Режим А	 8 мкс	 20,3 мкс	Ідентифікаційний номер ПК 2751
Режим С	 21 мкс	 20,3 мкс	Абсолютна висота 

Рис. 8.13. Режими «А» і «С»

ATCRBS режиму «S» дозволяє передавати за допомогою сигналу-відповіді будь-яку інформацію, а також адресувати її конкретному ПК через кодовану адресу (рис. 8.14).



Рис. 8.14. Використання ATCRBS режиму «S»

Частота роботи в передавальному режимі становить $1090 \pm 0,06$ МГц, у приймальному – 1030 МГц. Крім того, АТСRBS режиму «S» працюють з TCAS, відповідаючи на його запити (рис. 8.14). Завдяки можливості передавати дані та адреси адресату режим «S» використовується системами TCAS для взаємного обміну даними під час вибору маневрів для розв’язання конфліктної ситуації.

Однією з важливих функцій, що покладається на режим «S», є забезпечення функціонування концепції ADS-B (рис. 8.14). АТСRBS, що підтримує функцію 1090 ES через певні проміжки часу, формує та випромінює інформаційні повідомлення у певному форматі. У цих повідомленнях міститься інформація про місцеположення ПК, абсолютну висоту польоту, код ПК та інші дані.

Інформацію, передану в режимі 1090 ES, приймають інші ПК, обладнані відповідним обладнанням, та наземні радіоприймальні станції. Будову цифрового повідомлення в ES форматі показано на рис. 8.15.

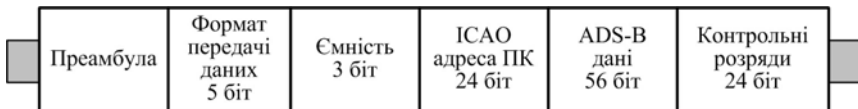


Рис. 8.15. Будова цифрового повідомлення в ES форматі

Загалом бортове обладнання АТСRBS складається з двох блоків, двох антен та пульта керування (рис. 8.16). Пульт керування зазвичай суміщається з пультом керування системи TCAS II та розміщується у кабіні ПК. Інформацію про дійсну абсолютну висоту польоту ПК АТСRBS отримує від барометричного висотоміра, а іншу інформацію – від FMS та інших систем авіоніки ПК. Для забезпечення надійності використовуються дві антени, що зазвичай розміщуються знизу ПК у носовій частині.

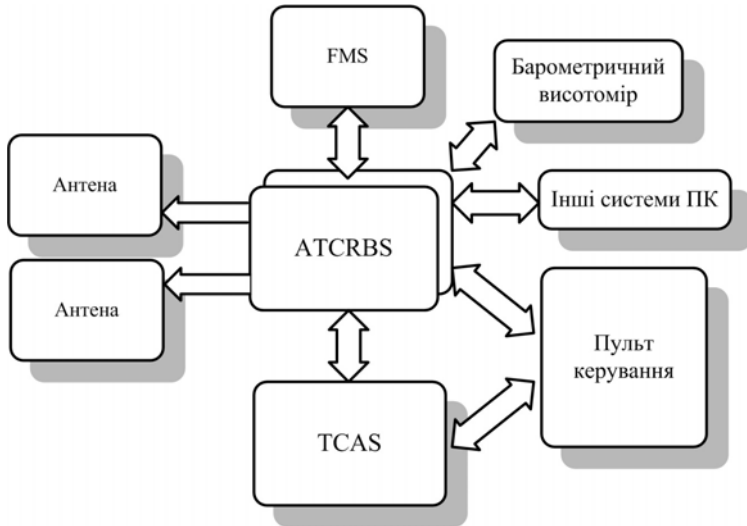


Рис. 8.16. Взаємодія ATCRBS з іншими системами ПК

Основними виробниками ATCRBS є Rocwelcolins, Honeywell, Thales та ACSS.

Запитання для самоперевірки

1. Які основні переваги використання мережі HFDL?
2. Яка роль VDL у авіації?
3. Які основні функції виконує обладнання ACARS?
4. Які основні переваги застосування концепції ADS-B?
5. Яка інформація передається у складі повідомлення ADS-B?
6. За допомогою якої системи на борту ПК можна користуватись послугами мобільного зв'язку?
7. Які режими функціонування ATCRBS Ви знаєте?

9. СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО ПІЛОТУВАННЯ

9.1. Взаємодія систем пілотування повітряного корабля

Кожний сучасний літак являє собою складну динамічну систему. Керування польотом ПК є важливим і досить складним технічним завданням. Системи автоматичного пілотування позбавляють пілота необхідності виконувати рутинні операції, і надають йому можливість приділяти більше уваги навігації та пілотуванню.

У загальному випадку виділяють такі системи автоматичного пілотування :

- систему керування польотом;
- систему керування двигуном;
- систему автоматичного керування польотом;
- обчислювальну систему літаководіння.

Взаємодію систем автоматичного пілотування показано на рис. 9.1. Керування системами автоматичного пілотування здійснюється за допомогою відповідних пультів у кабіні пілота.

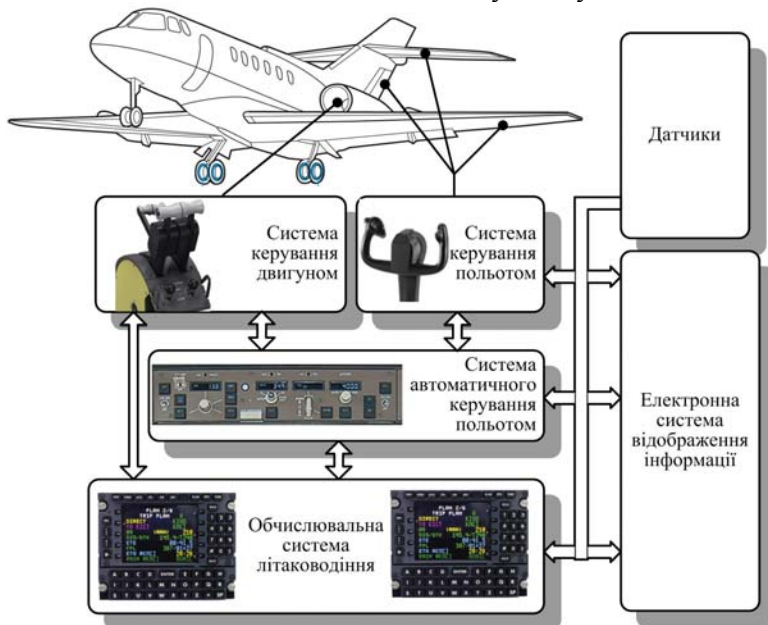


Рис. 9.1. Взаємодія систем автоматичного пілотування

Система керування польотом (Fly-By-Wire – FBW) забезпечує керування положенням літака у повітрі за допомогою механічно відхильних частин (рулів висоти, рулів повороту, елеронів, закрилків, передкрилків, інтерцепторів).

Система автоматичного керування польотом (Autopilot/Flight Director System – AFDS) забезпечує автоматичний контроль траєкторії польоту ПК. Вона контролює швидкість, висоту та курс польоту ПК і забезпечує витримування значення цих параметрів польоту у певних межах за допомогою зв'язку з FBW.

Обчислювальна система літаководіння (Flight Management System – FMS) допомагає пілоту виконувати навігаційні функції. Вона вказує наступне положення ПК відповідно до плану польоту для AFDS.

Дія всіх цих систем контролюється за допомогою великої кількості датчиків, що вимірюють параметри польоту ПК та відображають їх пілоту через систему електронної індикації.

9.2. Система керування польотом

Система FBW забезпечує керування положенням ПК у повітрі.

Основні функції FBW:

- керування за тангажом, креном, курсом;
- керування піднімальною силою;
- відхилення інтерцепторів відповідно до положення елеронів;
- оцінювання максимально допустимих відхилень та недопущення їх появи;
- зменшення обертального моменту у випадку відмови одного з двигунів;
- зниження впливу турбулентності;
- автоматична зміна ефективності елеронів залежно від повітряної швидкості та ін.

Основні органи керування положенням ПК у повітрі показано на рис. 9.2.

Керування польотом здійснюється шляхом регулювання кутів крену, тангажа та курсу.



Рис. 9.2. Елементи керування положенням ПК

Керування кутом тангажа виконується регулюванням положення руля висоти, розміщеного на стабілізаторі, керування рулем висоти – відхиленням штурвала пілота від себе або на себе (рис. 9.3), а керування кутом крену – за допомогою елеронів та інтерцепторів.

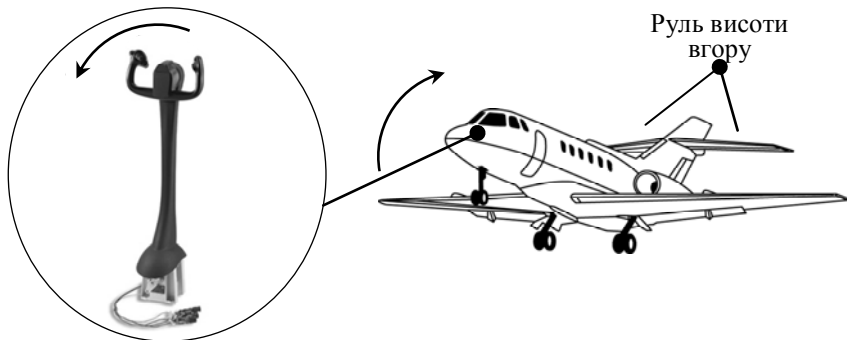


Рис. 9.3. Керування положенням руля висоти

Елерони розміщуються на кінцях крил симетрично. Якщо штурвал відхиляється убік, ліві та праві елерони синхронно

відхиляються в різні боки, завдяки чому літак починає нахилитися по крену (рис. 9.4). Для підсилення дії елеронів застосовуються інтерцептори, розміщені по обидва боки крил зверху. У разі відхилення штурвала на певні кути разом з відхиленням елеронів активізуються відповідні інтерцептори.

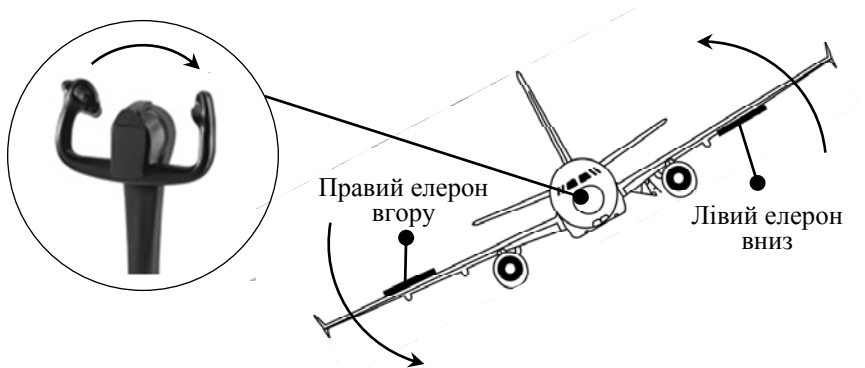


Рис. 9.4. Керування кутом крену

Керування кутом курсу виконується за допомогою дії на руль напрямку. Руль напрямку відхиляється пропорційно ходу педалей пілота (рис. 9.5).

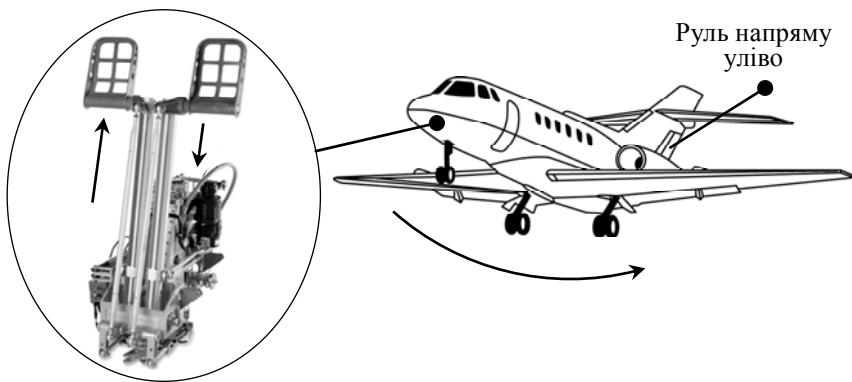


Рис. 9.5. Керування кутом курсу

Керування піднімальною силою виконується через керування положенням закрилків, передкрилків та повітряних гальм. Крім того, FBW змінює положення відхильних елементів для компенсації конструктивних особливостей ПК. При цьому органи керування пілота залишаються у попередньому стані.

Система FBW видає сигналізацію і не допускає відхилення параметрів курсу, тангажа та крену за максимально допустимі значення.

Для чутливого сприйняття величини відхилення на органи керування створюється дія сил, пропорційна відхиленню. Органи керування двох пілотів залежать один від одного. Відхилення одного з них призводить до аналогічного відхилення другого в однаковому напрямі.

Відхилення органів керування передається до рухомих частин за допомогою механічної передачі або електричного сигналу. Канал передавання керувальних відхилень резервується.

Принцип дії системи керування польотом показано на рис. 9.6. У центрі системи міститься обчислювач. Дія пілота на органи керування передається на обчислювач, який оцінює, які елементи повинні відхилитися і наскільки. Сигнали відхилення передаються у систему контролю відхильного механізму. Механічні частини відхиляються за допомогою гідравлічних або електричних поворотних механізмів.



Рис. 9.6. Система керування польотом

Положення відхильних частин контролюється спеціальними датчиками, що інформують систему контролю відхильного механізму, обчислювач і надають відомості про виміряні параметри системі електронної індикації.

9.3. Система автоматичного керування польотом

Система AFDS керує польотом ПК через контроль швидкістю, висотою та курсом, а разом з системами ILS чи MLS забезпечує зліт та посадку ПК у автоматичному режимі. AFDS складається з обчислювального блока, пульта та органів керування (рис. 9.7). Зазвичай AFDS містить 2–3 обчислювальні блоки, що виконують усі розрахунки паралельно. Таким чином, досягається резервування та необхідний рівень надійності системи. Через пульт керування пілот обирає необхідні режими роботи AFDS і задає потрібні значення параметрів. Крім того, на штурвалі розмішуються кнопки екстреного вимкнення режимів автоматичного керування, а на органах керування тягою – кнопки вимкнення автомата тяги.

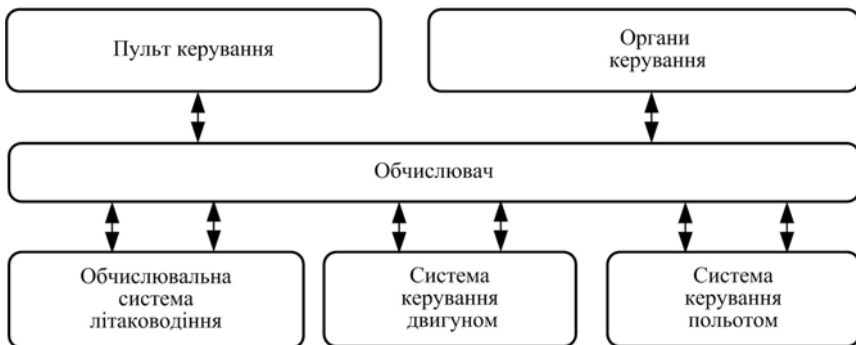


Рис. 9.7. Система автоматичного керування польотом

AFDS забезпечує керування параметрами польоту через три канали керування: канал тяги, поздовжній та боковий канали. Канал керування тягою видає керувальні команди до системи керування двигуном. Поздовжній канал керування забезпечує керування рулем висоти, боковий – елеронами та рулем напрямку через систему керування польотом.

Задаючи певне значення деякому з параметрів польоту, AFDS діє на систему керування двигуном або на FBW, унаслідок чого

змінюється аеродинамічний стан ПК, що контролюється певними датчиками прискорення, швидкості та положення. Таким чином, AFDS доводить значення певного параметра до необхідної величини [5].

Вхідну інформацію про стан параметрів польоту AFDS отримує від:

- системи керування загальнолітаковим обладнанням;
- радіовисотоміра;
- системи посадки;
- інерціальної навігаційної системи;
- системи висотошвидкісних параметрів;
- FMS.

AFDS забезпечує в автоматичному режимі:

- стабілізацію ПК відносно центра маси;
- стабілізацію барометричної висоти;
- стабілізацію курсу;
- керування польотом ПК за сигналами FMS;
- керування ПК під час заходу на посадку до висоти прийняття рішення;
- стабілізацію швидкості та числа Маха;
- попередження виходу параметрів швидкості, перенавантаження, кутів крену і тангажа за граничнодопустимі межі;
- балансування у поздовжньому та боковому напрямках і т. ін.

Запитання для самоперевірки

1. Які основні функції системи керування польотом?
2. Які механічні елементи використовуються для керування положенням ПК у просторі?
3. Які основні функції AFDS?
4. Які системи належать до систем пілотування ПК?

10. ОБЧИСЛЮВАЛЬНА СИСТЕМА ЛІТАКОВОДІННЯ

10.1. Структура FMS

Під час польоту пілот ПК використовує велику кількість пілотажно-навігаційних засобів. Інформація від кожного з них є важливою для літаководіння та безпеки повітряного руху.

У повітрі на різних етапах польоту пілот ПК потребує різноманітної пілотажно-навігаційної інформації від принципово різних навігаційних систем. Так, наприклад, під час посадки найбільш важливою є інформація від системи посадки про відхилення від глісади, а під час польоту на трасі – орієнтування за наземними радіомаяками та супутникова навігація. Сучасні навігаційні системи надто складні для користування (пілот ПК повинен чимало часу витратити на користування ними).

Обчислювальна система літаководіння (Flight Management system – FMS) – комп’ютеризована система, що допомагає пілоту контролювати та керувати системами ПК для безпечного виконання польоту. Система FMS виконує всі технічні, рутинні операції із системами ПК, що використовуються під час польоту, дозволяючи пілоту більше часу приділяти керуванню польотом, а не налаштуванню систем.

У загальному випадку FMS складається з двох обчислювачів і двох багатофункціональних блоків контролю та відображення (Multifunction Control and Display Unit – MCDU). Обчислювач розміщується у технічному відсіку, а MCDU – «під рукою» у пілота (додаток, рис. Д37).

Вхідну інформацію FMS отримує від (додаток, рис. Д38):

- радіомаячних систем VOR/DME;
- автоматичного радіокомпаса;
- радіовисотоміра (істинну висоту над підстильною поверхнею);
- приймача супутникової навігації (GPS, ГЛОНАС) (координати місцезнаходження ПК) та їх функціональних додатків (LAAS, WAAS, EGNOS);
- інерціальної навігаційної системи (кутові координати (курсу, крену, тангажа) та прискорення);
- системи попередження зближення літаків у повітрі (TCAS);
- системи раннього попередження наближення землі.

Вхідною інформацією FMS є також:

- величини відхилення від траєкторії глісади надані системою посадки;
- висотношвидкісні параметри від системи повітряних сигналів;
- об'єм палива від відповідних датчиків і точний час від бортового хронометра.

Дані від цих систем потрібні для контролю за ходом польоту, виконання відповідних розрахунків і відображення їх у потрібному форматі пілота через пілотажний та навігаційний дисплей.

Система FMS забезпечує:

- відображення пілотажно-навігаційної інформації, необхідної для пілотування на конкретній фазі польоту через систему електронної індикації;
- зміну радіочастот навігаційного та зв'язного обладнання через блок контролю за обладнанням зв'язку;
- видачу величин відхилень від заданої траєкторії руху для систем автоматичного пілотування та інформації для системи керування двигунами.

10.2. Багатофункціональний блок контролю та відображення

Взаємодію FMS з пілотом забезпечує MCDU. Цей блок використовують для програмування функцій FMS та відображення робочої інформації.

Типовий MCDU показано на рис. 10.1 та у додатку, рис. Д39. Інтерфейс MCDU складається з екрана та клавіатури. Для відображення інформації застосовують кольоровий рідкокристалічний дисплей (Liquid Crystal Display – LCD). Застарілі моделі MCDU були побудовані на основі монохромної електронно-променевої трубки. Застосування LCD для побудови дозволило зменшити розміри відображальної частини та вирізнити певну інформацію різним кольором для більш наочного сприйняття.

Клавіші на MCDU дають змогу обирати потрібні режими роботи та вводити необхідну навігаційну інформацію. Приклади відображення навігаційної інформації на MCDU під час польоту від навігаційної точки BENB до SIE показано на рис. 10.2.

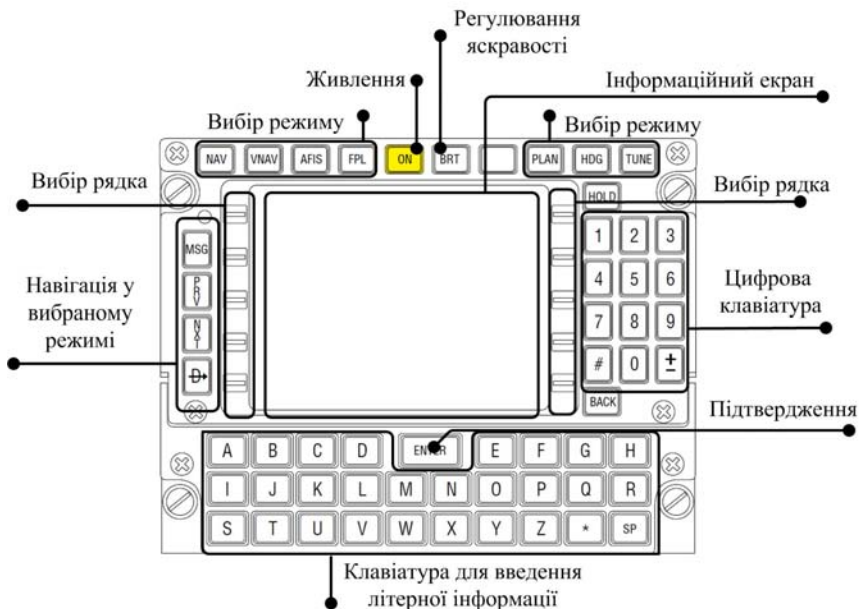


Рис. 10.1. Типовий MCDU «GNX-XIs» (Honeywell)

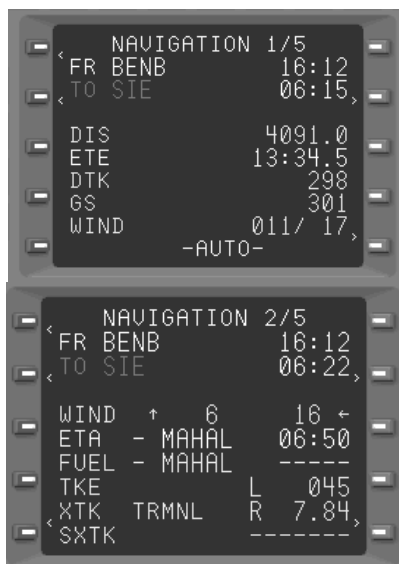


Рис. 10.2. Приклад відображення інформації на MCDU

10.3. Основні функції FMS

Використовуючи глобальні бази аеронавігаційної інформації та інформацію від бортового обладнання, FMS виконує три основні функції:

- навігацію;
- оцінювання оптимальних параметрів польоту;
- керування.

Навігація. Перед польотом пілот ПК обирає потрібний план польоту з відповідної бази даних, складений авіакомпанією, або створює новий.

У внутрішній пам'яті FMS містяться глобальні бази даних:

- аеропортів;
- аеронавігаційних трас;
- радіомаяків;
- стандартних схем вильоту (Standard Instrument Departure – SID) та заходу на посадку (Standard Instrument Arrival Route – STAR);
- планів польоту авіакомпанії та ін.

Під час польоту FMS відображає необхідну аеронавігаційну інформацію від цих баз даних пілота на навігаційному дисплеї. Крім того, під час польоту FMS відповідно до закладеної траєкторії у плані польоту змінює налаштування радіонавігаційного обладнання.

FMS оцінює точне положення ПК, використовуючи для цього інформацію від систем супутникової навігації, інерціальної та радіомаячних систем.

Обчислювач FMS використовує інформацією глобальних баз даних для розрахунку оптимальних траєкторій та режимів польоту ПК. Результати оцінювання дійсного положення ПК порівнюються із запланованою траєкторією і відображаються на аеронавігаційній карті через навігаційний дисплей.

Оцінювання оптимальних параметрів польоту. У спеціалізованій базі даних FMS зберігаються математична модель ПК, що враховує дію двигунів, та необхідні параметри для моделювання польоту.

Перед польотом пілот уводить у FMS інформацію про:

- завантаженість ПК та його масу;
- висоту польоту;
- коефіцієнти вартості.

Система FMS використовує цю інформацію для розрахунку:

- оптимальної, найбільш економної швидкості польоту;
- оптимальної висоти польоту;
- граничнодопустимих параметрів польоту.

Ці дані відображаються на дисплеї MCDU. На основі оцінених даних FMS прогнозує час прольоту навігаційних точок і відображає час прибуття в аеродром призначення.

Керування. Система FMS пов'язана з цифровою системою контролю за польотом та автопілотом. Оцінені координати ПК порівнюються із запланованою траєкторією руху для виявлення незапланованих відхилень. Величини цих відхилень передаються до системи автоматичного пілотування для виправлення траєкторії польоту.

Відповідно до оціненої оптимальної швидкості та часу прибуття FMS видає інформацію у систему керування силовою установкою для витримування оптимальної траєкторії рух та часу. Крім того, FMS контролює настроювання радіочастот усіх радіонавігаційних приймачів різних радіомаячних систем та радіочастот повітряного зв'язку за допомогою блока керування обладнанням зв'язку.

10.4. Можливості FMS

Наведені функції дозволяють використовувати FMS для:

- навігації у горизонтальній площині;
- навігації у вертикальній площині;
- 4-D навігації;
- навігації, що ґрунтується на максимальній корисності;
- майбутньої аеронавігаційної системи.

Навігація у горизонтальній площині (Lateral Navigation – LNAV) забезпечує навігацію у двох вимірах. Історично LNAV – це перший вид навігації. LNAV ґрунтується на застосуванні радіомаячних навігаційних систем (VOR, DME, NDB), систем зональної (LORAN-C), супутникової (GPS, ГЛОНАСС) та інерціальної навігації.

Навігація у вертикальній площині (Vertical Navigation – VNAV) забезпечує навігацію у трьох вимірах. Надає можливість керувати ПК у вертикальній та горизонтальній площинах.

Натепер для виконання VNAV FMS повністю покладається на результати вимірювань висоти польоту барометричним

висотоміром. Супутникові системи навігації не забезпечують необхідної точності визначення координат у вертикальній площині через значний вплив геометрії розташування супутників, проте застосування диференціальних функціональних доповнень (DGPS), таких, як WAAS та LAAS, дозволить значно підвищити точність позиціонування.

4-D навігація (Four-Dimensional Navigation – FDN) – це навігація у горизонтальній та вертикальній площинах з урахуванням часу. У сучасному завантаженому повітряному просторі параметр часу є надто важливим. Відповідно до цього FMS має оцінювати час прольоту над певними точками маршруту. Ця інформація дуже важлива для пілота та диспетчера для керування у випадку завантаженості повітряних трас та безпеки повітряного руху.

Навігація, що ґрунтується на максимальній корисності (Full Performance Based Navigation – FPBN). У внутрішню пам'ять FMS поміщено точну математичну модель конкретного літака, на якому встановлено FMS. Використовуючи наявний у базі даних план польоту та математичну модель літака, FMS може оцінити за допомогою моделювання основні характеристики польоту ПК з досить високою точністю. Отримані параметри використовуються для оптимізації траєкторії польоту, а отже, зменшення затрат палива та ресурсів.

Майбутня аеронавігаційна система (Future Air Navigation System – FANS). Забезпечує можливість застосування перспективних аеронавігаційних засобів відповідно до FANS для вибору оптимальної траєкторії руху.

10.5. Режими індикації FMS

Однією з найважливіших функцій FMS є індикація пілотажної та навігаційної інформації через систему електронної індикації. Оскільки під час польоту пілот потребує різної навігаційної інформації, FMS групує навігаційні дані відповідно до фази польоту та відображає її на пілотажному і навігаційному дисплеях. Відповідно до цього виділяють різні режими індикації FMS. Залежно від обсягів поміщеної у FMS аеронавігаційної бази даних та різних функціональних можливостей, FMS різних моделей по-різному відображають інформацію. У FMS різних виробників

відрізняються не тільки назви режимів індикації, але і їх кількість (рис. 10.3). Так, у FMS Thales [104], що використовуються на літаках Airbus, виділяють сім режимів функціонування:

- передпольотний (preflight);
- зліт (take off);
- набір висоти (climb)
- політ за маршрутом (cruise);
- зниження (descent);
- посадки (approach);
- руління (done).

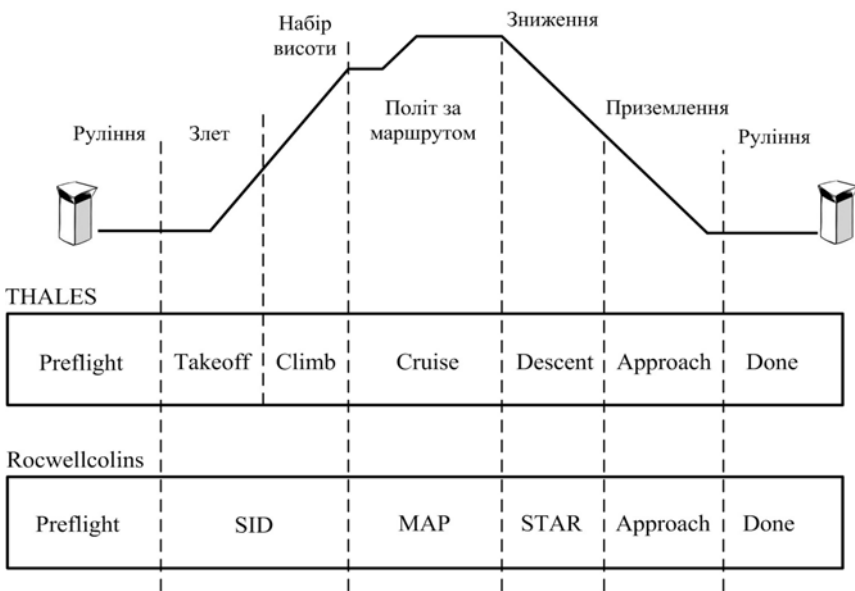


Рис. 10.3. Режими індикації FMS

10.6. Перспективні FMS

Останнім часом у побудові FMS намітилася тенденція до інтеграції із системою супутникової навігації. Розвиток систем супутникової навігації та їх функціональних доповнень дозволить досягти необхідної точності для виконання безпечного польоту в найближчому майбутньому, тому GNSS є однією з найголовніших навігаційних систем. Крім того, інтеграція дає змогу зменшити кількість обладнання та складність системи.

Основні виробники FMS уже включають модуль GNSS з можливістю приймання сигналів від супутників WAAS та EGNOS у будову FMS:

- Rockwell Collins – FMS 5000;
- Honeywell – GNS-XLS;
- Universal Avionics System – UNS-1Ew, UNS-1Fw, UNS-1Lw.

Деякі моделі FMS містять блок швидкісного передавання даних (UniLink), що забезпечує передавання інформації у двох напрямках «повітря–земля» та «земля–повітря», використовуючи для цього радіостанцію, систему супутникового зв'язку або систему телефонного зв'язку (додаток, рис. Д40).

Використання UniLink дає змогу:

- передавати повідомлення;
- коригувати та завантажувати нові плани польоту;
- передавати координати та параметри польоту на землю;
- здійснювати автоматичне оновлення аеронавігаційної та інших баз даних FMS;
- подавати інформацію ATIS у цифровому вигляді;
- завантажувати повідомлення про погодні умови в текстовому вигляді, такі як TAF, METAR, SIGMETs, TWIP та зсув вітру.

Графічні зображення метеорологічних умов є доступними і завантажуються у вигляді супутникового радіолокаційного зображення, супутникового зображення в інфрачервоному діапазоні, підписаних метеорологічних карт, метеорологічних карт вітрів на висотах, IFR/MVFR, що може відображати обледеніння і турбулентність (додаток, рис. Д41).

Отримана інформація від UniLink може відображатися на навігаційному дисплеї або на дисплеї MCDU FMS.

Запитання для самоперевірки

1. Які основні функції виконує FMS?
2. Якої інформації від обладнання авіоніки потребує FMS?
3. Яке основне призначення MCDU?
4. Які основні можливості FMS?
5. Чим розрізняються режими індикації FMS?
6. Які можливості додає використання UniLink разом з FMS?

11. ЗАСОБИ ВІДОБРАЖЕННЯ ІНФОРМАЦІЇ

Основна інформація, потрібна для пілотування ПК, відображається в кабіні пілота завдяки великій кількості різних приладів, сигналізаторів та електронних індикаторів.

Із часу виникнення авіації і відносно тривалий час індикація польотної інформації здійснювалась за допомогою електро-механічних приладів. Проте натеper найбільшого поширення набули системи електронної індикації.

Індикатори та сигналізатори розміщують у кабіні таким чином, щоб кут зору з місця пілота становив для пілотажно-навігаційних приладів – 25° , інших приладів – 35° ; для аварійних світло-сигналізаторів – 30° й інших світлосигналізаторів – 40° .

Будова та розміщення приладів для різних виробників ПК розрізняються, проте для основних пілотажно-навігаційних приладів застосовують Т-подібне розміщення, що створюється двома візуальними лініями – горизонтальною та вертикальною[12]. Уздовж горизонтальної лінії розміщують прилади, які показують параметри руху в поздовжній та вертикальній площинах. На вертикальній площині розміщують прилади, що вказують параметри руху в горизонтальній площині. На перетині цих приладів міститься авіагоризонт, зліва від нього – індикатор повітряної швидкості та числа Маха, справа – висотомір і варіометр або дисплей системи TCAS і знизу – комбінований прилад, що вказує курс польоту. Таке групування приладів дозволяє пілоту визначати основні параметри польоту швидким огляданням очима горизонтальної та вертикальної площин.

На сучасних ПК застосовують систему електронної індикації інформації (Electronic Instrument System – EIS).

11.1. Будова системи електронної індикації

Схематично принцип відображення інформації від датчиків на дисплеї EIS показано на рис. 11.1. Інформація від різних датчиків та інших систем ПК у цифровому вигляді подається на пристрій збирання інформації, що виконує функції приймання інформації і вибору потрібної для відображення. Модуль керування системою відображення керує режимами та підрежимами відображення інформації, визначає інформацію, що повинна відобразитися у

відповідному місці, і готує інформацію для відображення. Модуль побудови зображення розміщує інформацію, що має бути відображена, у визначеному місці відповідно до режиму роботи та генерує зображення. Отримана цифрова «картинка» зображення передається у пристрій відображення інформації.

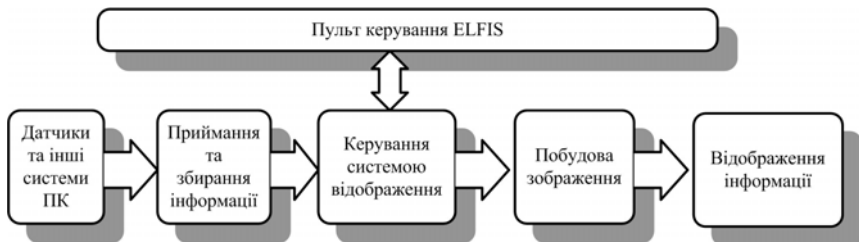


Рис. 11.1. Принцип побудови EFIS

Залежно від комбінації та об'єднання основних структурних функцій EIS у LRU розрізняють різні типи побудови EIS [76]:

1. *«Нерозумний» тип побудови системи електронної індикації (Dumb Display Architecture – DDA).* Такий принцип побудови є найбільш поширеним у ПК цивільної авіації. EIS цього типу складаються з двох основних типів блоків: блока побудови зображення та блока відображення (рис. 11.2). У блоці побудови зображення виконуються основні функції оброблення інформації та генерується зображення. Отримане у цифровому вигляді зображення передається за допомогою спеціальних цифрових каналів передавання графічної інформації (наприклад, ARINC 629) у блок відображення інформації, який лише відображає уже побудоване зображення.

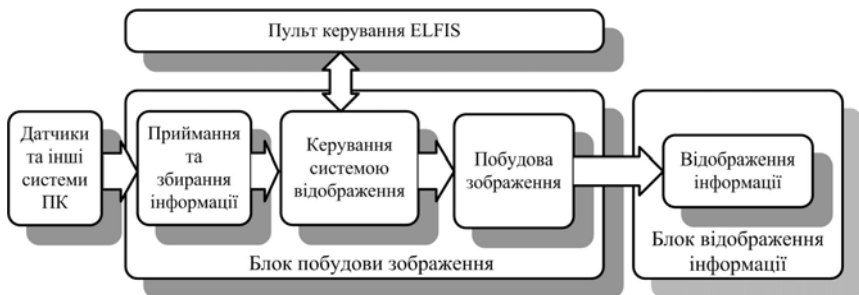


Рис. 11.2. «Нерозумний» дисплей

2. «Напіврозумний» тип побудови системи електронної індикації (Semi-Smart Display Architecture – SSDA). В EIS такого типу LRU обчислювача готує інформацію до відображення (рис. 11.3) і в цифровому вигляді за допомогою надшвидкого цифрового каналу передавання інформації (наприклад, ARINC 429) передає інформацію у певному режимі індикації. Блок відображення інформації приймає дані, що мають бути відображені, та будує графічне зображення з розміщенням даних у певних місцях залежно від режиму роботи і відображає отримане графічне зображення на дисплеї.

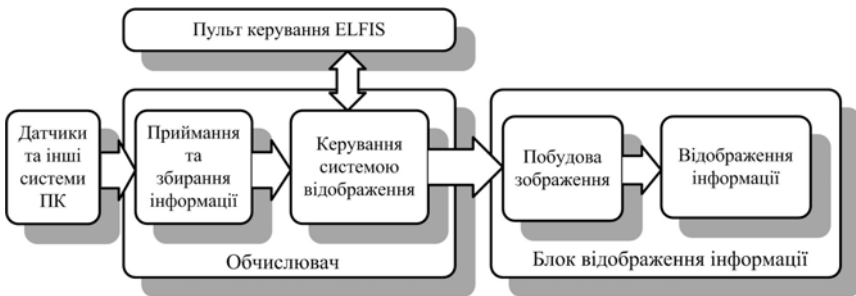


Рис. 11.3. «Напіврозумний» дисплей

3. Інтегрований принцип побудови системи електронної індикації (Integrated Display Architecture – IDA). Систем EIS такого типу побудови складаються лише з одного LRU та пульта керування (рис. 11.4).

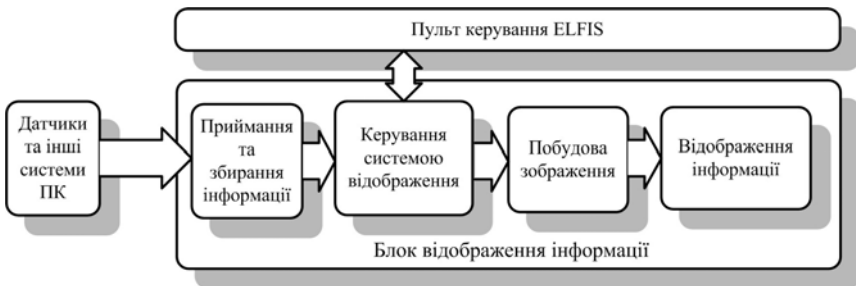


Рис. 11.4. Інтегрований принцип побудови

Інформація пілота в EIS відображається за допомогою спеціальних дисплеїв (додаток, рис. Д42). Залежно від типу інформації, що відображається на дисплеї, розрізняють:

- пілотажний дисплей, що відображає дані, необхідні для пілотування та контролю за польотом;
- навігаційний дисплей, що відображає інформацію про положення ПК;
- системний дисплей, що надає дані про функціонування систем ПК.

11.2. Системи синтетичного бачення

Основним завданням переважної більшості обладнання, розміщеного у кабіні ПК, є забезпечення обізнаності пілота про місцезположення ПК відносно земної поверхні. Крім того, особливий вплив на безпеку авіаційних перевезень справляють фактори, пов'язані з погіршенням візуальної видимості в умовах виконання польотів у темний час доби та за несприятливих метеорологічних умов. Обмеження візуальної видимості є найбільш критичним фактором, що впливає на виконання польотів та безпеку. Сумна статистика свідчить, що близько 30% авіаційних катастроф трапляються на засобах приватної авіації унаслідок зіткнення із землею поверхнею або штучними перешкодами у результаті зниження візуальної видимості. Зниження візуальної видимості є одним з найбільших факторів, що спричиняють затримку або відміну рейсу і як результат призводять до втрат авіакомпаній.

Одними з перших вирішити проблеми, зумовлені обмеженням видимості, спробували співробітники NASA, запропонувавши систему синтетичного бачення [88].

Система синтетичного бачення (Synthetic Vision System – SVS) – це система відображення інформації, що забезпечує віртуальне відтворення реального зовнішнього середовища, поєднаної з інформацією, необхідною для пілотування та навігації ПК. Система SVS ґрунтуються на точній тривимірній мапі рельєфу місцевості у глобальному масштабі, поєднаній з тривимірними штучними перешкодами, що зберігаються у цифровому вигляді у бортовій базі даних. Подібні системи створюють або «синтезують» зображення навколишнього рельєфу місцевості і штучних

перешкод без метеорологічного та часового (зумовленого настанням сутінок) впливу і відображають його пілоту через EFIS або HUD. Таким чином, SVS надають пілоту «ідеальне» відображення навколишнього середовища, указуючи об'єкти, що є перешкодами для пілотування [46; 51; 68].

Системи SVS ґрунтуються на визначенні точного місцеположення ПК за допомогою навігаційних засобів з подальшим відображенням підстильного рельєфу місцевості, що відповідає видимій зоні з точки положення ПК. Місцеположення ПК визначається за допомогою сумісного оцінювання даних від GNSS з функціональними доповненнями WAAS або EGNOS, радіовисотоміра, VOR/DME та інерціальної навігаційної системи. Таке поєднання джерел координатної інформації забезпечує визначення місцеположення ПК з найбільшою точністю. Відповідно до цього для правильного функціонування SVS потребує дієздатної мережі наземних станцій диференціальних поправок WAAS або EGNOS.

Окрім того, SVS є дієвим середовищем для відображення всієї необхідної навігаційної інформації для пілота ПК. Спеціальними позначками відображаються дані від ADS-B і TCAS про повітряний рух, указується запланований маршрут польоту та інша корисна інформація (рис. 11.5).

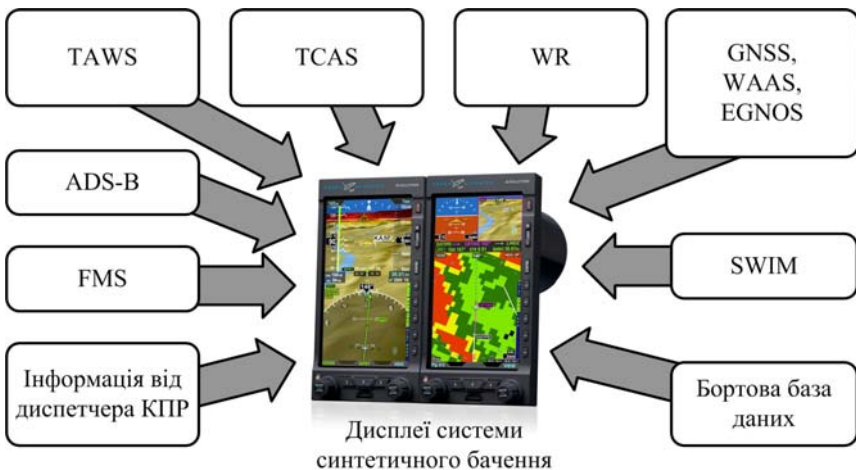


Рис. 11.5. Загальна структура побудови SVS

Незалежно від типу літального апарата SVS є дієвим засобом підвищення безпеки авіаційних перевезень. Відповідно до класу ПК, на якому встановлено SVS, є багато різних концепцій її побудови. За концепцією, розробленою NASA, основними елементами SVS мають бути такі [96].

1. Датчики та бази даних SVS:
 - бортової бази даних синтетичного бачення;
 - радіовисотоміра;
 - бортового метеорадіолокатора;
 - бортової РЛС міліметрового діапазону хвиль;
 - бортової системи інфрачервоного бачення.
2. Дисплеї SVS:
 - пілотажний (PFD);
 - навігаційний (ND);
 - інші дисплеї ПК;
 - системи індикації на склі (Head-Up Display – HUD) або дисплеї, вмонтовані у шолом пілота (Helmet-Mounted Display).
3. Обчислювачі SVS:
 - синтезування зображення:
 - оцінювання вхідних даних та порівняння їх з допустимими значеннями, оцінювання похибок;
 - оцінювання природності вхідних даних та їх інтеграція;
 - оцінювання ризиків;
 - синтезування вхідних даних;
 - побудова необхідного зображення земної поверхні;
 - перевірка наявності помилок та сигналізація їх наявності;
 - групування, перевірка правдивості та схвалення результатів роботи системи:
 - оцінювання актуальності наявних баз даних та властивих їм похибок;
 - оцінювання доцільності використання джерел інформації;

- видача відповідних попереджувальних повідомлень системи;
 - перевірка наявності помилок та сигналізація їх наявності;
- відображення позначок:
- наявної та запланованої траєкторій руху ПК;
 - небезпечних для пілотування елементів;
 - системи контролю за ЗПС;
 - утримання ПК на низькій висоті та посадки;
 - навігаційних та небезпечних елементів;
 - небезпечних ситуацій;
 - загальних символів.
4. Обладнання:
- необхідне для функціонування SVS обладнання;
 - канали інформаційного обміну з іншими системами ПК.
5. Інші системи ПК:
- GNSS;
 - IRU або AHRS;
 - система повітряних сигналів;
 - система посадки;
 - обладнання зв'язку та обміну даними;
 - TCAS;
 - ADS-B;
 - TAWS;
 - лазерний висотомір.

Узагальнений принцип побудови SVS за концепцією NASA показано на рис. 11.6.

Принцип роботи SVS спирається на оперування інформацією від різних баз даних. Достовірність надаваної інформації SVS залежить від актуальності бортових баз даних. Саме тому SVS потребує постійного оновлення внутрішніх баз даних.

Загалом візуальне відображення у SVS складаються з трьох основних компонентів:

- інтуїтивного бачення;
- сигналізації небезпеки;
- навігаційні елементи.

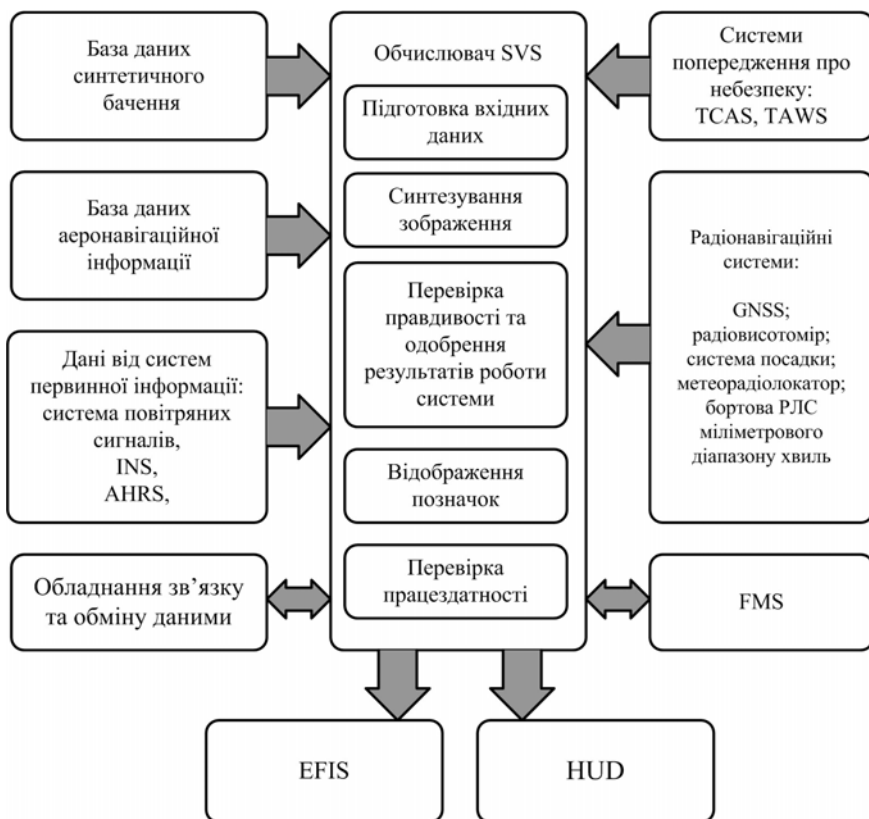


Рис. 11.6. Принцип побудови SVS

Інтуїтивне бачення. Систем синтетичного бачення відображає зображення навколишнього середовища, у якому перебуває ПК. Це інтуїтивне відображення, оскільки відображається середовище, яке пілот може бачити за відсутності метеорологічних елементів у світлий час доби. SVS відображає усе, що пілот мав би побачити через вікно в ідеальних погодних умовах. Зазвичай SVS комбінується з відображенням основних пілотажних параметрів, необхідних для пілотування, і відображаються разом на PFD. Таке об'єднання дозволяє пілоту точно уявляти місцеположення ПК у просторі та швидко оцінювати повітряну навколишню ситуацію. Приклад відображення SVS на PFD показано у додатку, рис. Д43.

Основною пілотажною інформацією, що відображається, є

- кути положення ПК у просторі (крену і тангажа);
- приладова та вертикальна швидкості;
- абсолютна та відносна висоти;
- лінія горизонту;
- лінія глісади за інформацією від системи посадки.

Зображення відповідає реальному відображенню рельєфу підстильної поверхні з поточної висоти польоту ПК.

Навігаційний дисплей теж відображає інформацію системи SVS. Приклад відображення SVS на ND показано у додатку, рис. Д44. При цьому тривимірна карта місцевості відображається з верхнього ракурсу, що дозволяє пілоту оглядати простір навколо ПК.

Система SVS забезпечує безпечний політ незалежно від візуальної видимості.

Сигналізація небезпеки. Точне відображення реального рельєфу місцевості та інших наявних елементів, що становлять небезпеку для пілотування, забезпечують безпечне пілотування протягом усіх фаз польоту. SVS може суміщатися з TAWS чи навіть повністю виконувати її функції. При цьому SVS безперервно аналізує траєкторію руху ПК, порівнюючи її із запланованою і тривимірним положенням її у середовищі на випадок виявлення можливого зіткнення з елементами рельєфу місцевості або зі штучними спорудами. У випадку виявлення можливої небезпеки зіткнення залежно від величини оціненого ризику, елементи, що становлять небезпеку, виділяються певними кольорами при відображенні. Загалом може забезпечуватись сигналізація небезпечних:

- зон рельєфу місцевості;
- наземних штучних перешкод (споруд, транспортних засобів, інших ПК);
- об'єктів у повітрі (повітряний рух, птахи);
- атмосферних явищ (погоди, турбулентності, обледеніння, зсуву вітру);
- зон можливого потрапляння у заборонений повітряний простір.

Сигналізація SVS забезпечує комплексне попередження пілота ПК про будь-яку небезпеку, що може зашкодити виконанню польоту. Використання SVS дає цілісне усвідомлення пілотом про

потенційно можливі загрози, що дає змогу заздалегідь запобігти розвитку небажаних протягом польоту небезпечних зближень.

Навігаційні елементи. Використання у SVS елементів, що вказують маршрут руху, тривимірну зону запланованої траєкторії руху у вигляді тунелю або лінії разом з навігаційними позначками дають змогу пілоту чітко уявляти місцеположення ПК відносно запланованого. У разі потреби навігаційні елементи SVS дозволяють пілоту швидко зорієнтуватися і скоригувати напрямок руху ПК. Особливо актуальним відображення заданого маршруту польоту є в умовах виконання польотів у зонах складного рельєфу місцевості на невеликих висотах. Приклад відображення запланованої траєкторії руху ПК за допомогою прямокутного тунелю [46] показано у додатку, рис. Д45.

Залежно від фази польоту пілот під час пілотування потребує принципово різної інформації; відповідно до цього SVS забезпечує відображення даних від різних навігаційних систем залежно від фази польоту [51].

Руління. Для забезпечення швидкого виконання наземних операцій SVS повинна забезпечувати можливість безпечного виконання наземних маневрів під час руху по території аеропорту. SVS відображає актуальне навколишнє тривимірне середовище із зображенням споруд, літаків, наземних рухомих об'єктів та інших важливих елементів. Відображення має точно збігатися з реальним середовищем при яскравому денному освітленні для виконання операцій у темний час доби за обмеженої видимості. Приклад відображення інформації SVS на етапі руління показано на рис. 11.7.

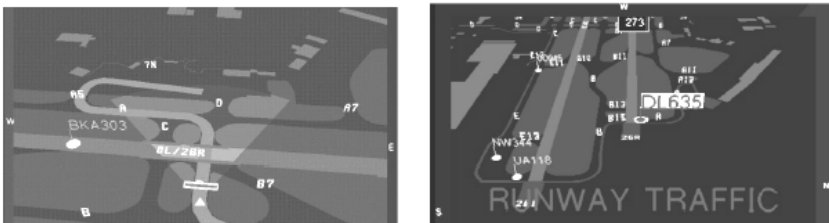


Рис. 11.7. Інформація від SVS на етапі руління [51]

Зліт. На етапі зльоту SVS забезпечує пілота інформацією про відстані ПК до ЗПС. Тим самим SVS дає змогу пілоту

контролювати напрям зльоту та сигналізувати про небажані відхилення. Основними елементами SVS, що відображаються на цьому етапі, є :

- злітно-посадкова смуга;
- центральна лінія;
- рельєф місцевості та штучні завади;
- відстань від початку ЗПС;
- відмітки, що позначають наземний та повітряний рух.

Політ за маршрутом. На цьому етапі SVS допомагає пілоту контролювати основні пілотажно-навігаційні параметри і відображає заплановану траєкторію польоту. Особливо доцільним є зображення рельєфу місцевості та штучних споруд у випадку польоту на невеликій висоті. Важливою для пілота є також інформація про навколишній повітряний рух від TCAS та ADS-B; це дозволяє «бачити» відносно місцеположення інших ПК. Метеорологічні явища теж можна позначати спеціальними позначками.

Захід на посадку та посадка. Посадка є однією з найбільш складних фаз польоту. Переважна більшість авіаційних катастроф трпляється саме на цьому етапі. Видимість земної поверхні відіграє ключову роль, а погіршення видимості спричинює зниження безпеки авіаперевезень і може стати причиною авіакатастрофи. SVS дозволяє пілоту чітко уявляти місцеположення ПК відносно земної поверхні, ЗПС та лінії глісади незалежно від погодних умов і часу доби (рис. 11.8).

Система SVS забезпечує виконання польотів у будь-яких умовах, що обмежують видимість подібно до денних польотів у ясний день. Оскільки переважна більшість авіаційних неблагополучних випадків трапляються у темний час доби та через несприятливі метеорологічні умови, то SVS дозволяє зменшити їх кількість у цей період до їх відповідної кількості у світлий час доби за відмінної видимості. Тим самим забезпечується якісний стрибок у забезпеченні рівня безпеки польотів. SVS реалізує комплексний підхід до створення загальної інформаційної системи, що забезпечує пілота вичерпними даними про простір навколо ПК, а комбінація такої інформаційної системи з основними пілотажно-навігаційними параметрами створюють дієвий засіб керування ПК.

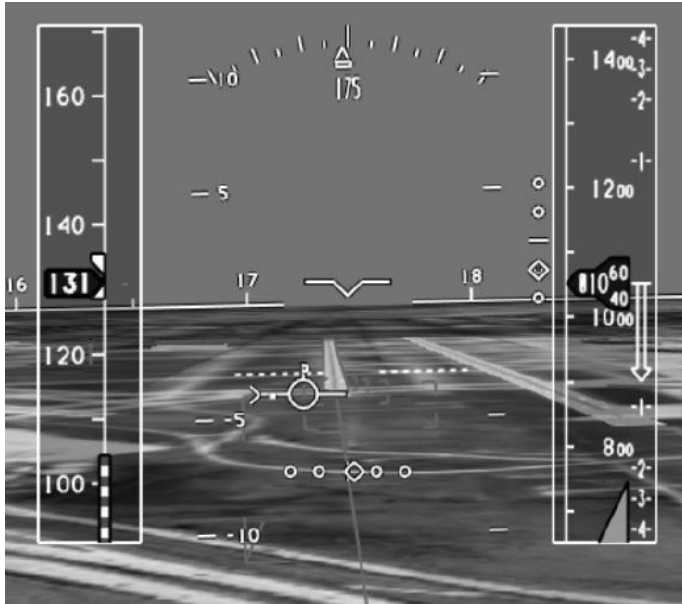


Рис. 11.8. Відображення SVS на етапі посадки

11.3. Комплексна система електронної індикації та сигналізації літака Ан-148

На літаку Ан-148 використовується комплексна система електронної індикації (додаток, рис. Д46).

Система електронної індикації інформації Ан-148 складається з п'яти дисплеїв (двох об'єднаних пілотажно-навігаційних дисплеїв, двох багатофункціональних дисплеїв та комплексного дисплея систем і сигналізації), двох пультів керування, двох пристроїв керування курсором та двох обчислювальних блоків (додаток, рис. Д47).

Надійність системи досягається шляхом резервування блока обчислювача та можливістю зміни інформації, що відображається на різних дисплеях.

На об'єднаному пілотажно-навігаційному дисплеї (додаток, рис. Д48) видається інформація про:

- просторове положення ПК у просторі (кути: крену, тангажа, курсу);

- приладову та вертикальну швидкості;
- абсолютну та відносну висоти;
- режими роботи систем автоматичного пілотування;
- повітряну ситуацію навколо ПК від системи TCAS;
- аварійну сигналізацію.

Умовно інформацію на пілотажно-навігаційному дисплеї поділено на дві зони: верхню частину – пілотажну та нижню – навігаційну.

Багатофункціональний дисплей призначений для:

- відображення навігаційної інформації від обчислювальної системи літаководіння, метеорадіолокаційної інформації від WR, попереджувальної інформації від TAWS та TCAS, телевізійної інформації від камер спостереження, розміщених на борту ПК, та інформації від різних баз даних;
- відображення інформації про стан загальнолітакових систем ПК.

Комплексний дисплей систем та сигналізації (додаток, рис. Д49) відображає:

- інформацію від загальнолітакових систем;
- текстові сигнальні повідомлення;
- текстові підказки пілота.

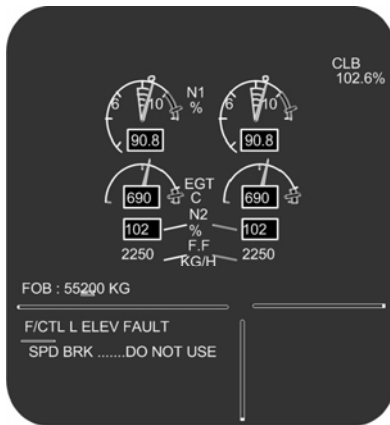
11.4. Система електронної індикації літаків Airbus

Авіабудівна компанія Airbus [36] є одним з лідерів розроблення EIS. Їхні EIS розвиваються та вдосконалюються від однієї моделі ПК до наступної.

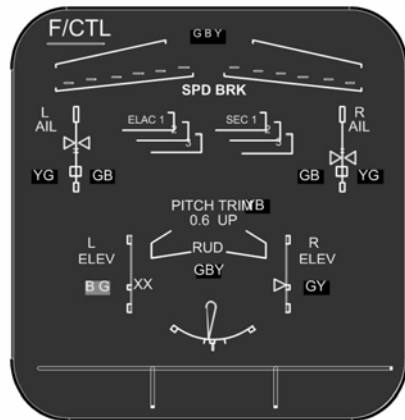
Система електронної індикації літаків сім'ї A330/340 складається з двох підсистем системи електронної індикації польотної інформації (Electronic Flight Instrument System – EFIS) та системи електронної індикації параметрів загальнолітакових систем (Electronic Centralized Aircraft Monitor – ECAM) (додаток, рис. Д50).

Система EFIS призначена для відображення пілотажно-навігаційної інформації, необхідної для керування ПК і складається з навігаційного та пілотажного дисплеїв (додаток, рис. Д51). Кожний з цих дисплеїв розміщується навпроти командира та першого пілота.

ЕСАМ – це окрема підсистема, призначена для відображення параметрів двигунів та інших загальнолітакових систем (рис. 11.9). Інформація відображається на двох дисплеях, розміщених посередині між командиром та другим пілотом.



Дисплей відображення параметрів двигуна та попереджувальної інформації



Системний дисплей

Рис. 11.9. Відображення інформації на дисплеях ЕСАМ

Система EIS A330/340 побудована за принципом SSDA. Архітектуру побудови EIS показано на рис. 11.10.

Обчислювач приймає інформацію від датчиків та систем ПК. Інформація збирається, розкодовується та перетворюється у потрібний формат. Дані формуються у вигляді електронного списку і надсилаються через надшвидкий цифровий канал передавання інформації (ARINC 429) до модуля відображення інформації.

Конструктивно EIS A330/340 розміщується у стандартних модулях LRU, з'єднаних між собою за допомогою ARINC 429.

Загалом EIS складається із шести квадратних дисплеїв (розміром 6,25 × 6,25 дюйма), кожний з яких може відображати інформацію у чотирьох типах індикації: навігаційному, пілотажному, системному та параметрів двигуна. У випадку відмови або виявлення несправності відображується інформація перемикається на інший дисплей, завдяки чому досягається надійність та резервування системи.

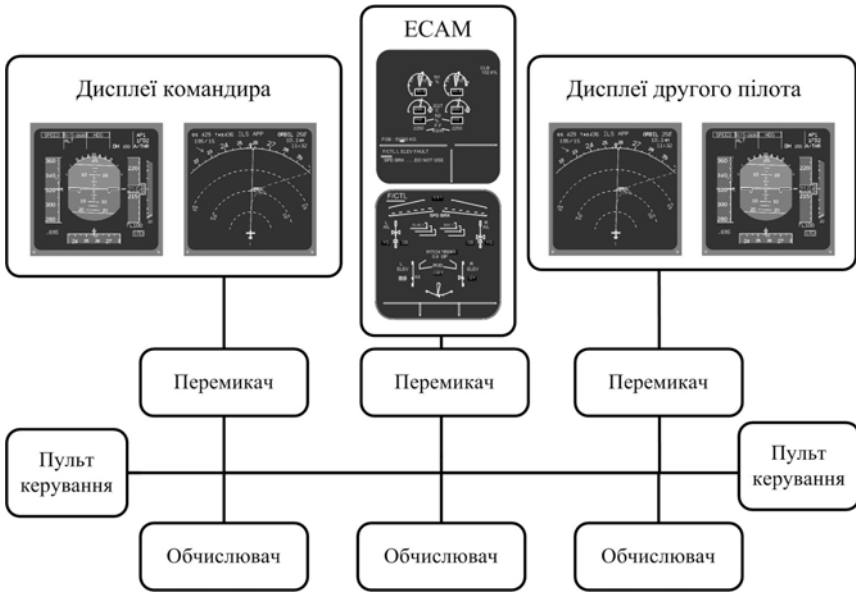


Рис. 11.10. Принцип побудови EIS

До складу EIS входять три обчислювальні модулі, виконані конструктивно у різних LRU. Обчислювачі працюють паралельно, виконуючи одні й ті самі функції тільки для різних дисплеїв. У випадку відмови або виявлення несправності одного з обчислювачів вбудована система контролю перерозподіляє виконувані обчислювачами функції та забезпечує індикацію інформації від іншого обчислювача. Несправний обчислювач повністю вилучається з функціонування системи.

Для керування гігантом пасажирського авіабудування A380 розроблено принципово нову EIS (додаток, рис. Д52). Для побудови EIS використано вісім дисплеїв розміром 6×8 дюймів:

- пілотажних (два);
- навігаційних (два);
- контролю параметрів двигунів (один);
- системний (один);
- мультифункціональних (два).

Інформація на пілотажному дисплеї розбивається на дві зони. Менша зона розміром 2×6 дюймів використовується для відображення додаткової текстової інформації (наприклад, текстові повідомлення від АТС), більша зона – для відображення пілотажної інформації.

Принципово нові в побудові EIS два багатофункціональні дисплеї розміщені посередині між пілотами. Вони з'єднані з FMS і за їх допомогою інтуїтивно легко взаємодіяти й отримувати всю необхідну інформацію від FMS. Навігація у функціях FMS за допомогою цих дисплеїв дуже проста. Для отримання необхідної інформації необхідно просто перейти до відповідної вкладки. Через ці дисплеї можна отримати інформацію від систем зв'язку та спостереження, системи контролю польоту, контролю автопілота.

Крім цих дисплеїв, EIS може містити два інформаційні дисплеї. Для керування EIS та інформацією вони мають клавіатуру, курсор та пульт керування.

Для побудови ПК А350 ХВВ застосовано новий принцип побудови EIS. Поширення набули принципи інтеграції як для відображення інформації, так і для побудови окремих блоків систем.

Шість великих дисплеїв (15 дюймів) замінили 10 дисплеїв, що використовувались на А380. Нова конфігурація EIS складається з двох центральних дисплеїв, розміщених один над одним, двох дисплеїв пілота (по одному на кожне місце) та двох інформаційних дисплеїв (додаток, рис. Д53). Для керування інформацією на дисплеях так само, як і для А380 застосовується висувна клавіатура, сенсорний пристрій керування курсором та пульт керування.

11.5. Система електронної індикації літаків Boeing

EIS В777 побудовано за принципом IDA. Літак В777 є прикладом ІМА. Всі системи авіоніки цього літака об'єднано у систему керування інформацією (Aircraft Information Management System – AIMS). Будову EIS показано у додатку, рис. Д54.

У будові EIS використовуються повністю інтегровані дисплеї побудовані за принципом IDA, що складаються тільки з

інтегрованих модулів відображення інформації. Інформація від AIMS передається через цифровий канал інформаційного обміну ARINC 629. Канал передачі інформації резервується для забезпечення необхідного рівня надійності. Оскільки кожен з IDA дисплеїв виконує усі необхідні функції з обробки та керування інформацією, то кожен з дисплеїв може відображати інформацію у будь-якому форматі: навігаційному, пілотажному чи системному. Таким чином у випадку відмови одного з дисплеїв пілот просто користуючись іншим може отримати будь-яку інформацію необхідну для виконання польоту. Загальний вигляд кабіни B777 з дисплеями EIS наведено у додатку, рис. Д55.

Система електронної індикації B787 складається з п'яти широкоформатних дисплеїв розміром 12 × 9,1 дюйма (додаток, рис. Д56):

- пілотажно-навігаційного дисплея (для кожного з пілотів);
- багатофункціонального дисплея (для кожного пілота);
- дисплея контролю (посередині).

Багатофункціональний дисплей може відображати:

- карту;
- план польоту;
- аеронавігаційну карту;
- навколишні ПК;
- параметри стану двигунів та інформацію від інших систем ПК.

Дисплей контролю пов'язаний з FMS і використовується для програмування та отримання інформації від FMS.

11.6. Системи індикації на склі

Системи індикації на склі (Head-Up Display – HUD) з'явилися у 1960-х роках. Відносно тривалий час HUD застосовувались виключно у військовій авіації. Натепер HUD завдяки численним перевагам почали застосовувати в сучасних літаках цивільної авіації.

HUD – це система відображення інформації проєкційного типу, що проєціює зображення на скло перед пілотом. Екран HUD

розміщується на лінії прямого погляду між пілотом та лобовим склом (додаток, рис. Д57).

Спеціальне проєкційне обладнання проєціює монохромне зображення на скло, що, віддзеркалюючись від скла, потрапляє в око пілота. Оскільки екран майже прозорий, відображувана інформація сприймається пілотом на фоні навколишньої ситуації.

Під час польоту обидва ока пілота фокусуються у нескінченність, тому, якщо зображення проєціювати на екран, то пілот під час польоту не зможе чітко сприймати інформацію. Для запобігання такому ефекту зору та виключення потреби у переведенні зору, зображення, що проєціюється, колімують. Завдяки спеціальній оптиці випромінювання від проєктора модифікують таким чином, щоб усі промені були паралельними. У такій конфігурації пілот буде сприймати зображення таким чином, ніби воно віддалено на певну відстань від ПК.

Застосування HUD має велике значення, оскільки інформація, що відображається на ньому, весь час перебуває у полі зору. Пілоту немає потреби відволікатися та споглядати прилади, що дуже важливо для безпеки польотів, особливо на етапі зльоту та посадки.

Однією з переваг застосування HUD є можливість забезпечити пілота ПК засобами штучного зору. Вихідними даними для відображення може бути зображення від системи інфрачервоного бачення або радіолокаційне зображення. Крім того, можливе відображення системою HUD синтезованого зображення з бази рельєфу місцевості. Відображення такої інформації за допомогою HUD значно полегшує зліт та посадку у складних метеорологічних умовах і в темний час доби.

Іншою важливою функцією HUD є відображення основної пілотажно-навігаційної інформації (додаток, рис. Д58 та Д59). Дисплеї HUD використовують для відображення інформації від SVS. Приклад відображення рельєфу підстильної поверхні та штучних перешкод на індикаторі HUD показано у додатку, рис. Д60.

Ця інформація може видаватися сама по собі або разом з графічним зображенням від засобів штучного бачення (додаток, рис. Д61). Крім того, під час руху ПК по території аеропорту

система HUD відображає електронну карту аеропорту з указанням необхідного напрямку руху, що полегшує орієнтування пілота на землі.

Запитання для самоперевірки

1. Який основний принцип побудови EIS?
2. Які існують типи побудови EIS?
3. Які типи дисплеїв зазвичай використовуються у будові EIS?
4. Які основні елементи містить будова SVS?
5. Які основні компоненти візуального відображення SVS?
6. Які особливості побудови системи електронної індикації літаків Airbus?
7. Які елементи входять до складу комплексної системи електронної індикації та сигналізації?
8. Які особливості побудови системи електронної індикації літаків Boeing?
9. У чому полягає принцип дії HUD?

12. ЗАГАЛЬНОЛІТАКОВЕ ОБЛАДНАННЯ

Значну кількість бортового обладнання ПК призначено для підтримання польоту та забезпечення комфортних умов функціонування екіпажу і пасажирів.

До загальнолітакового обладнання належать системи, що забезпечують можливість виконання нормального польоту ПК. Кожна з цих систем є важливою для виконання зльоту ПК. Переважна більшість таких систем для функціонування не потребують електрообладнання (так, наприклад, паливна чи гідравлічна система), проте їх коректна робота спирається на застосування великої кількості різного контрольного та керувального цифрового обладнання. Отже, кожна з цих систем також належить до обладнання авіоніки ПК.

Зокрема до складу загальнолітакового обладнання належать:

- силова установка та система її керування;
- паливна система;
- гідравлічна система;
- система автоматичного регулювання тиску;
- система кондиціонування повітря;
- система керування випуском шасі та закрилків;
- система запобігання обледенінню;
- система протипожежного захисту;
- система реєстрації польотної інформації.

Керування всіма цими системами забезпечується за допомогою системи керування загальнолітаковим обладнанням.

12.1. Силова установка та система її керування

Система керування силовою установкою (двигуном) є однією з найважливіших систем ПК, що містить складні та відповідальні системи авіоніки. До системи підтримання функціонування силової установки ставляться жорсткі вимоги, які забезпечують надійність роботи. Крім того, система керування повинна забезпечувати принцип економічності режимів роботи та сприяти досягненню високих експлуатаційних характеристик.

Системи авіоніки силової установки мають забезпечувати максимальну автоматизацію. Їх основне завдання – мінімізувати увагу пілота до двигуна. Пілот повинен контролювати роботу

двигуна тільки на етапі запуску чи у випадку, коли щось трапилось, або деякі параметри системи не відповідають нормованим значенням.

Системи контролю двигуна повинні відстежувати та контролювати всі параметри роботи двигуна за допомогою числених різнотипних датчиків. У випадку, якщо деякі параметри вийшли за допустимі значення, система сигналізації повинна повідомити пілота і за допомогою спеціально вбудованих алгоритмів спробувати нормалізувати значення цих параметрів.

Загалом будова системи функціонування силової установки залежить від кількості двигунів, їх розміщення, типу та рівня автоматизації. Тепер на ПК цивільної авіації використовуються турбогвинтові та турбореактивні типи двигунів.

Запуск двигуна є відповідальною процедурою підготовки до польоту. Пілот під час запуску повинен проконтролювати всі параметри двигуна і впевнитись, що вони вийшли на потрібні режими та зможуть забезпечити стабільність і надійність функціонування.

Процедура запуску і моніторингу стану силової установки дуже залежить від типу та виробника. Тому використовуються різні алгоритми автоматизації, а отже і різне обладнання авіоніки, унікальне для кожного типу двигуна. Запуск двигуна є найбільш складною процедурою. Остаточне рішення про справність двигуна приймає командир ПК, оскільки деякі критерії аналізу функціонування ввести в автоматичні алгоритми доволі складно.

Протягом польоту обладнання, призначене для моніторингу, повинно детально аналізувати всі параметри двигуна та систем, що забезпечують його роботу в режимі реального часу. Особлива увага приділяється контролю за прискоренням, зміною швидкості, параметрів, що перевищують допустимі межі, а також режимів роботи.

Типову структуру турбореактивного двигуна показано на рис. 12.1. Вона складається із зон низького та підвищеного тисків.

На сучасних ПК для керування та контролю за параметрами силової установки використовується повністю автоматизована цифрова система контролю двигуна (Full Authority Digital Engine Control – FADEC).

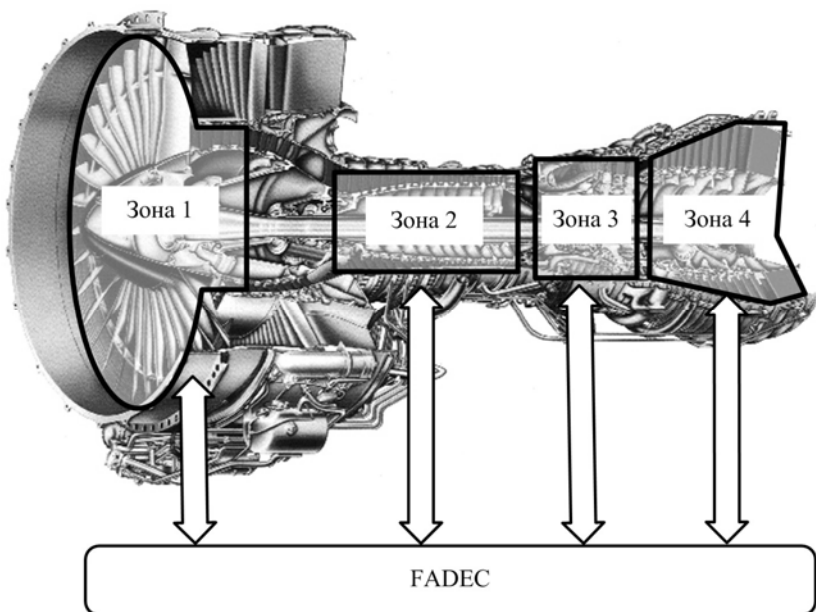


Рис. 12.1. Будова турбореактивного двигуна

Забезпечення ефективного контролю за допомогою FADEC дозволяє збільшувати ресурс функціонування та виконувати політ з найменшими затратами палива. Загальну структуру побудови FADEC показано на рис. 12.2. До її складу входять системи:

- контролю за температурними режимами у різних частинах двигуна;
- контролю за зміною тиску повітря;
- керування та контролю за змащуванням;
- керування за живленням паливом;
- моніторингу компресорів;
- запуску;
- реверсування двигуна;
- зміни частоти обертання;
- контролю за температурою газів;
- контролю за вібраціями роторів.

Обладнання систем запуску двигуна повинно забезпечувати:

- запуск на землі;
- запуск у польоті;

- холодний старт;
- хибний запуск;
- автоматичне завершення запуску.

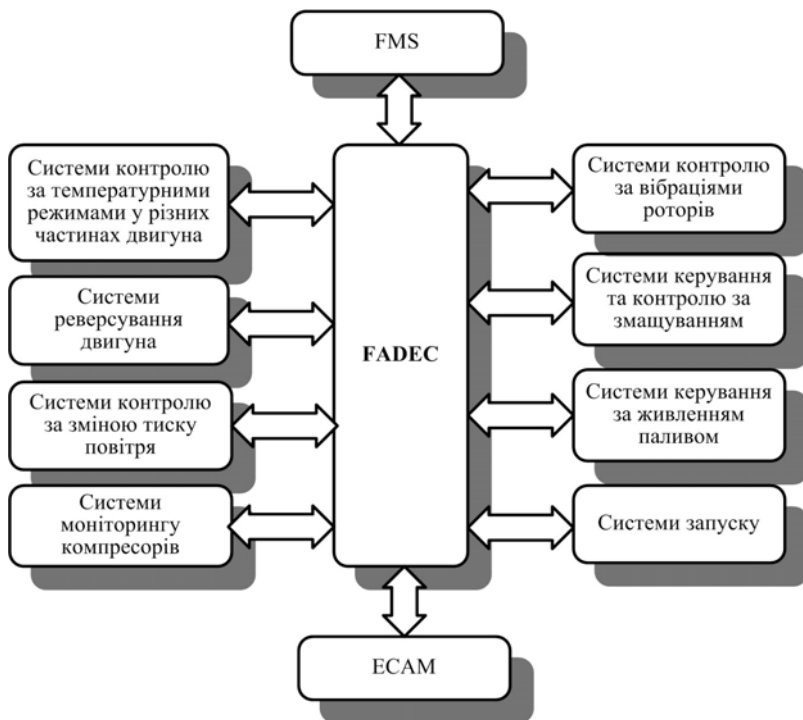


Рис. 12.2. Загальна структура побудови FADEC

Керування FADEC та моніторинг параметрів функціонування силової установки забезпечується за допомогою системи ECAM, що є складовою частиною EFIS (рис. 12.3).

Система ECAM відображає для пілота таку основну інформацію:

- кількість палива;
- кількість мастила;
- температуру і тиск мастила у двигуні;
- температуру гондоли;
- величину вібрацій;
- стан масляного та паливного фільтрів;

- сигналізацію будь-яких відхилень параметрів від заданих меж;
- сигналізацію режимів роботи.



Рис. 12.3. Відображення параметрів роботи силової установки на ECAM

12.2. Паливна система

Паливна система забезпечує заправку палива, живлення двигунів, вимірювання кількості палива та контроль за рухом палива на ПК. Основним завданням паливної системи є живлення паливом двигунів. Відповідно до цього надійність функціонування паливної системи безпосередньо впливає на безпеку польоту. Принцип дії паливної системи доволі простий і спрямований на постачання палива до двигунів. Проте реалізація цього принципу для забезпечення вимог економічності та надійності є досить складною на сучасних ПК.

Паливна система складається із систем живлення паливом, дренажу, заправки, контролю та резервуарів зберігання палива.

Запас палива на літаку зберігається у спеціальних паливних баках-кесонах. Кількість та розміщення баків варіюється залежно від конкретної моделі ПК. Зазвичай паливні баки розміщуються у внутрішній структурі півкрил та центроплані. У випадку ПК з

двома двигунами кожний двигун живиться паливом, що міститься у відповідному півкрилі.

Важливими для функціонування паливної системи є контроль за витратами палива та вирівнювання маси палива у двох півкрилах. Балансування ПК шляхом перекачування палива є однією з важливих функцій паливної системи.

Системи авіоніки паливної системи забезпечують керування та контроль за рухом палива.

Насосне обладнання забезпечує рух палива від місця зберігання до двигунів, а також циркуляцію палива між різними баками. Рух палива безпосередньо залежить від процесів дренажу баків. Система дренажу баків призначена для заповнення вільного місця повітрям (чи газом).

Під час побудови сучасних ПК силову установку розміщують таким чином, щоб забезпечувати використання сили тяжіння землі для руху палива у випадку знеживлення насосних систем (рис. 12.4) [7].

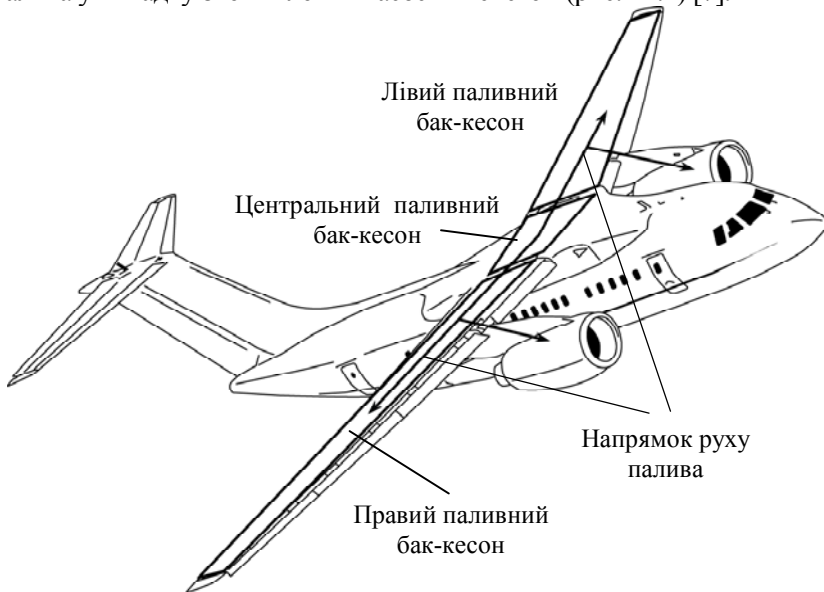


Рис. 12.4. Розміщення баків-кесонів для палива на Ан-148

Паливо завантажується до баків-кесонів за допомогою централізованої системи заправки. На ПК паливо завантажується під тиском.

Процес руху палива під час заправки контролюється спеціалізованими автоматизованими алгоритмами для рівномірного заповнення. Крім того, паливна система передбачає вивантаження палива.

Розглянемо приклад побудови паливної системи на ПК Ан-148 (рис. 12.4). Паливна система Ан-148 містить три баки-кесони: один у центроплані та по два у кожному з півкрил. Кожен бак, що розміщується у крилі, розділений на три відсіки: основний, передвитратний та витратний. Кожен двигун живиться паливом зі своєї частини крила. Центральний бак є загальним для двох двигунів. З нього паливо витрачається передусім шляхом його перекачування в основні відсіки крилевих баків. Будову паливної системи Ан-148 показано на рис. 12.5.

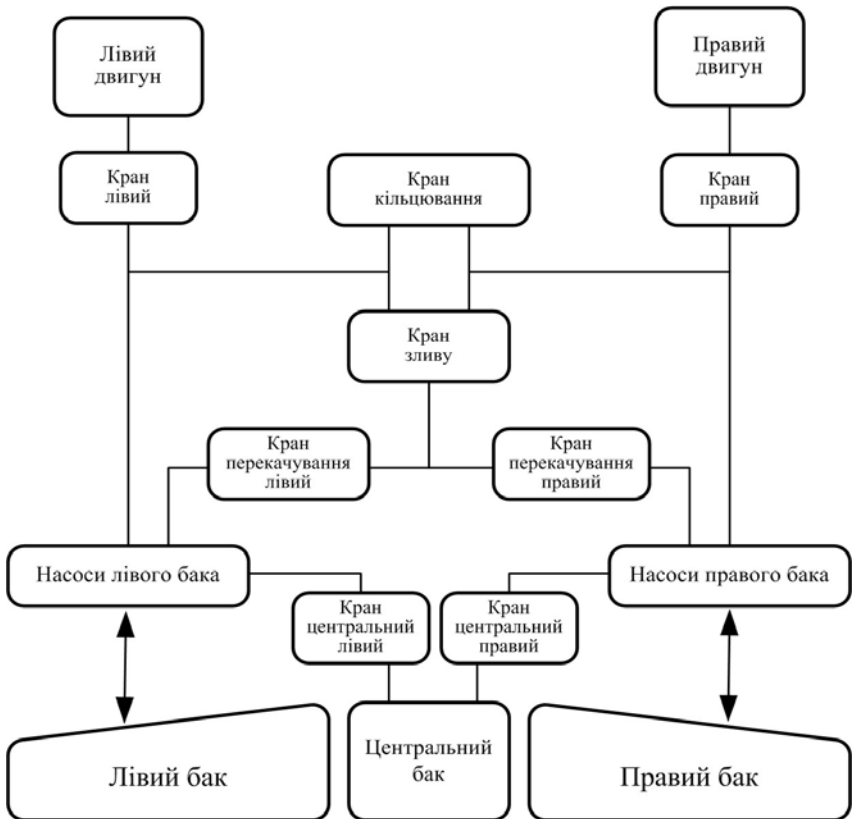


Рис. 12.5. Спрощена будова паливної системи Ан-148

Паливна система А-320 складається з центрального бака, розміщеного у центроплані, двох основних баків, розташованих ближче до фюзеляжу, та двох кінцевих баків (рис. 12.6). Баки для палива А-320 дозволяють завантажити на борт до 19 тис. кг палива.

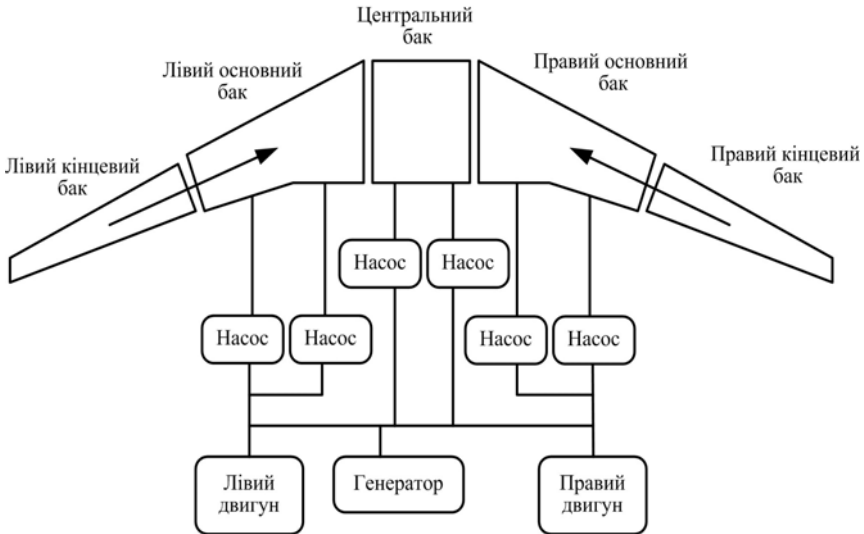


Рис. 12.6. Спрощена будова паливної системи А-320

Основні та центральний баки обслуговуються двома насосами. Рух палива від кінцевих баків до основного регулюється за допомогою спеціальних клапанів. Паливо з кожного основного бака використовується для живлення відповідного двигуна. Паливо з центрального бака за допомогою насосів та клапанів живить двигуни. Крім того, паливо потрібне для живлення електрогенератора, розміщеного у хвостовій частині ПК.

Рух палива контролюється за допомогою системи контролю палива (Fuel Control and Monitoring System – FCMS), що складається з обчислювача (Fuel Control Management Computer – FCMC), та паливної бази даних (Fuel Data Concentrator – FDC), що складається з різноманітних датчиків температури, тиску та наявності палива.

Інформація про стан паливної системи від FCMS відображається через ECAM у режимі реального часу (рис. 12.7).

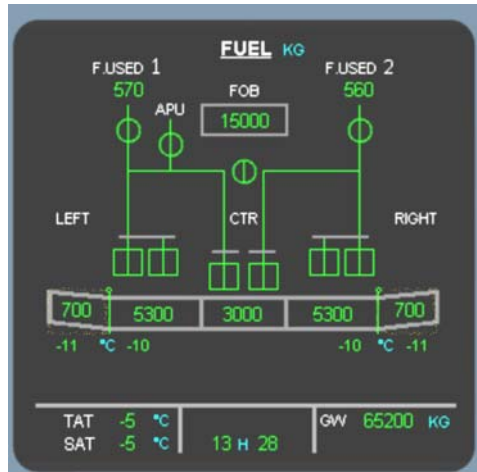


Рис. 12.7. Відображення стану паливної системи

12.3. Гідралічна система

Дієздатність систем керування ПК, двигуна та інших важливих агрегатів забезпечується з використанням різних видів механічної рухомої сили. Залежно від виду рухомої сили існують гідралічні, пневматичні та електричні системи. Кожній з цих систем притаманні певні специфічні особливості, що зумовлюють її використання для конкретних потреб на ПК.

Гідралічна система забезпечує керування системами ПК, що безумовно впливають на безпеку польоту. Надійність гідросистеми досягається багатократним резервуванням.

Використання гідралічної системи на ПК зумовлюється порівняно малою масою та габаритами, високою швидкістю реакції та незначною інерційністю рухомих механізмів порівняно з використанням електродвигунів. Пристрої гідралічної системи дозволяють домогтися великих значень тиску за короткий проміжок часу та забезпечують просту фіксацію положення рухомих механізмів.

Основні недоліки гідралічної системи:

- велика маса;
- залежність роботи пристроїв від температури навколишнього середовища;

- пошкодження складових частин гідравлічної системи, що може призвести до виходу її з ладу.

На більшості ПК основною робочою рідиною є гідравлічне авіаційне масло.

Гідросистема кожного сучасного ПК використовується для виконання великої кількості різних функцій. Кожна з функцій безпосередньо впливає на безпеку польоту ПК. Відповідно до цього вона має виконуватись правильно і вчасно, тобто реалізовуватись згідно з командою на її виконання, якщо така наближається.

Гідравлічна система складається з двох частин: мережі джерел тиску та мережі користувачів. Основною функцією мережі джерел тиску є створення тиску в мережі, акумулювання енергії, регулювання тиску в системі, розподіл робочої рідини між користувачами та її зберігання. Мережа користувачів складається з окремих частин, кожна з яких потрібна для приведення у дію певного механізму. Зокрема гідравлічна система забезпечує рухомою силою такі системи:

- керування ПК та механізацію крил: руль напрямку, руль висоти, елерони, передкрилки, закрилки, інтерцептори, повітряні гальма та ін.;
- випуску шасі;
- повороту шасі переднього стояка;
- гальмування шасі;
- очищення стекол;
- реверсу двигуна;
- відкривання-закривання люків та дверей.

Для забезпечення максимальної надійності функціонування певних систем ПК деякі користувачі використовують рухому силу від декількох гідравлічних систем. Так, у випадку виходу з ладу однієї системи користувач може забезпечити виконання її функції за рахунок іншої системи. Відповідно кожна функція керування ПК виконується з використанням максимальної кількості гідравлічних систем, наявних на ПК, а інших відповідальних систем щонайменше дві.

Спрощену схему побудови гідравлічної системи ПК показано на рис. 12.8. Основним джерелом, що створює тиск у гідравлічній системі, є гідравлічні насоси силової установки. За допомогою спеціального механічного механізму двигун ПК вмикає гідравлічні насоси. Крім того, для створення тиску (як резервні системи живлення) можуть використовуватись електронасоси, повітряні турбіни та гідроакумулятори.

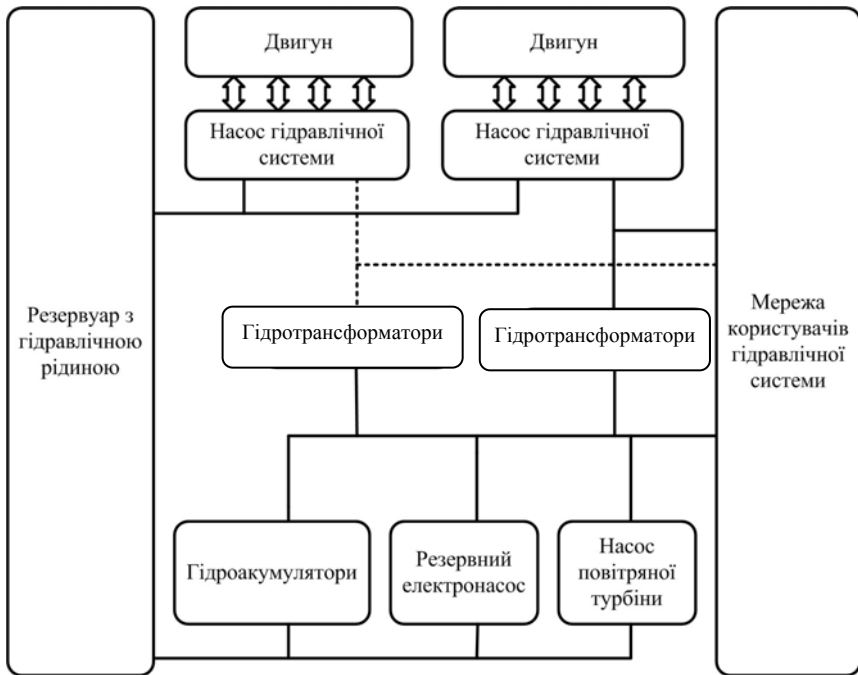


Рис. 12.8. Спрощена схема гідравлічної системи

Різні гідравлічні системи з'єднані між собою за допомогою гідротрансформаторів, що передають керувальну силу без обміну рідиною.

Гідравлічна система складається з довгих трубопроводів та великої кількості різних пристроїв і підсистем; контроль та керування нею реалізуються за допомогою обладнання авіоніки.

Структура побудови гідравлічної системи ПК і керування нею залежить від типу та розробника ПК.

Гідралічна система А-320. Повітряний корабель містить три повнофункціональні гідралічні системи: «голубу», «зелену» та «жовту». Кожна з цих систем з'єднана з окремим резервуаром гідралічної рідини і має окремі насосні пристрої (рис. 12.9).

«Зелена» гідралічна система живиться від насоса одного двигуна, «голуба» – від електронасоса та насоса повітряної турбіни і використовується як резервна, а «жовта» – від насоса гідралічної системи другого двигуна ПК та електронасоса. Основним призначенням цієї системи є створення тиску в системі на землі для забезпечення потреб завантаження та розвантаження вантажів. У випадку вимкненого двигуна та відсутності зовнішнього електроживлення у «жовтій» системі міститься ручний насос, що застосовується для створення тиску в системах відкривання та зачинення люків.

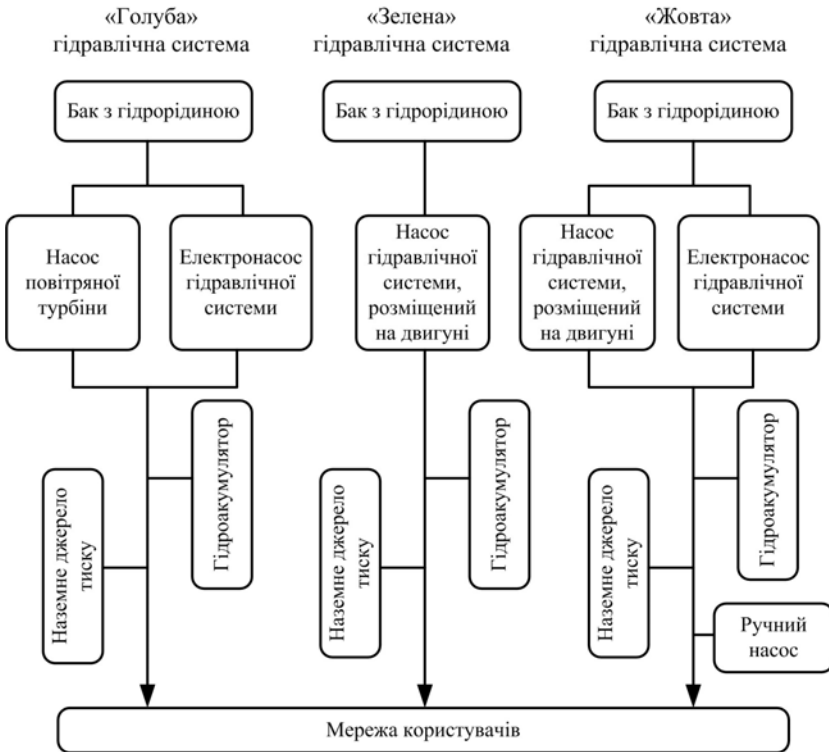


Рис. 12.9. Гідралічна система А-320

Кожна система містить гідравлічний акумулятор і створює тиск у системі від наземного джерела. Для контролю за гідравлічною системою використовується блок моніторингу гідравлічної системи (Hydraulic Systems Monitoring Unit – HSMU). Керування та сигналізація режимів роботи гідравлічної системи відображається за допомогою ЕСАМ.

12.4. Система протипожежного захисту

Система протипожежного захисту являє собою сукупність обладнання пожежної сигналізації та гасіння вогню, призначену для повідомлення екіпажу про виникнення на борту ПК пожежі та її гасіння.

Можливість виникнення пожежі на борту ПК зумовлюється дією певних факторів, зокрема:

- наявністю на борту великої кількості горючих матеріалів;
- загорянням палива та мастила у випадках потрапляння їх на гарячу поверхню двигуна;
- авіаційними подіями, що стають причиною деструкції агрегатів ПК;
- пошкодженням електропроводки;
- вибухом палива у надпаливному просторі баків у випадку виникнення вогню.

На ПК особливо пожежонебезпечними частинами є двигуни, паливні баки та місця, у яких існує потенційна небезпека можливості виникнення пожежі у зв'язку з руйнуванням окремих елементів конструкції.

За принципом дії пожежні системи різних ПК приблизно однакові і поділяються на систему сигналізації та систему пожежогасіння.

Система сигналізації призначена для своєчасного виявлення пожежі, попередження про неї пілота ПК та автоматичного ввімкнення системи пожежогасіння.

Система гасіння пожежі потребує розміщення на борту ПК необхідної кількості вогнегасної рідини та забезпечує подачу її з балонів до вогню.

Обладнання захисту від пожежі ПК:

- система виявлення та гасіння пожежі двигунів
- система виявлення наявності диму в обладнанні авіоніки;
- системи виявлення диму та гасіння пожежі у вантажних та пасажирських відсіках ПК;
- ручні вогнегасники.

Кожна система сигналізації пожежі (Fire Detection Unit – FDU) містить щонайменше два незалежні канали виявлення пожежі, до складу кожного з яких входить група датчиків. Біля кожного двигуна розміщено щонайменше два баки з вогнегасною рідиною. Узагальнену спрощену схему будови протипожежного захисту показано на рис. 12.10.

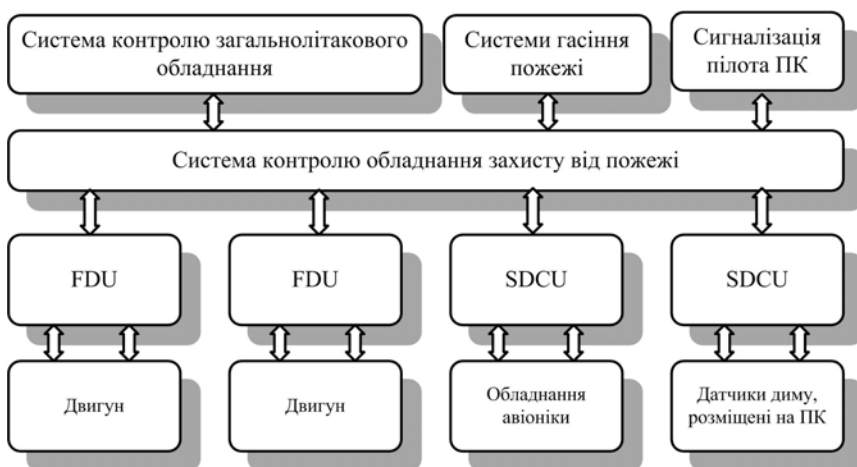


Рис. 12.10. Спрощена схема системи протипожежного захисту

Контроль наявності диму в різних частинах ПК та блоках авіоніки виконується за допомогою великої кількості датчиків диму, з'єднаних з блоком виявлення диму (Smoke Detection Control Unit – SDCU). У разі виявлення наявності диму SDCU сигналізує систему загальнолітакового обладнання та відображає інформацію про розміщення джерела диму для пілота через EFIS.

Крім того, у випадку посадки без випущеного шасі система захисту від пожежі спрацьовує від датчиків удару об землю поверхню для зменшення можливості загорання.

12.5. Система запобігання обледенінню

Під час польоту на поверхні різних частин ПК утворюється лід, що є джерелом небезпеки. Обледеніння зменшує піднімальну силу, підвищує лобовий опір ПК, заважає функціонуванню органів керування, негативно впливає на роботу двигуна, погіршує видимість та створює окремі навантаження. Відповідно до цього захист від утворення льоду є однією з важливих функцій забезпечення безпеки польоту, а системи запобігання обледенінню є обов'язковими.

Утворення льоду на поверхні ПК притаманно у загальному випадку лише носовій частині поверхні, що оптікається повітрям. Відповідно до цього засоби боротьби з обледенінням необхідно розміщувати в цих місцях.

Основними засобами запобігання обледенінню є термічні методи, що ґрунтуються на нагріванні поверхні ПК до температури, що не допускає утворення льоду. Залежно від засобу нагрівання розрізняють електротермічні та повітряні системи [11].

Електротермічні системи забезпечують нагрівання поверхні ПК через деякі проміжки часу. При цьому лід, що встиг утворитися, починає танути і здуватися повітрям. Після танення льоду температура поверхні знижується і лід виникає знову. Циклічне нагрівання забезпечує економію електроенергії.

Важливим місцем захисту від утворення льоду є місце забору повітря двигуна. Оскільки утворення льоду та потрапляння його шматків всередину двигуна може зашкодити його роботі. Для обігріву повітрязабірника застосовується повітряний метод (додаток, рис. Д62). Тепле повітря від компресора великого тиску подається у систему обігріву.

Окремо електротермічним методом забезпечується обігрів: лобових стекол, датчиків кута атаки, приймачів повного та статичного тиску.

Система запобігання обледенінню містить обладнання авіоніки, що контролює наявність льоду за допомогою спеціальних датчиків і забезпечує її видалення (додаток, рис. Д63).

12.6. Системи створення належного середовища для життєдіяльності людини

Незалежно від етапу польоту – розміщення ПК на землі або виконання польоту в повітрі – екіпаж та пасажери повинні перебувати в належних для життєдіяльності та комфортних умовах. На борту ПК має бути дотримана нормальна температура, придатна до вдихання повітря, комфортне навколишнє середовище з відповідною вологістю і тиском повітря.

Системи контролю належного середовища для життєдіяльності людини повинні забезпечувати функціонування у широкому температурному діапазоні та створювати умови з оптимальною вологістю і гарантувати наявність у повітрі належної кількості кисню для комфортного самопочуття. До цих систем належать: система кондиціонування повітря, система створення належного тиску, кисневе обладнання та системи автоматичного керування середовищем.

Система кондиціонування повітря у середині ПК призначена для обігріву (чи охолодження) ПК, вентиляції кабіни і пасажирського салону та підтримання комфортного складу повітря. Крім того, система кондиціонування ПК забезпечує всі системи-користувачі повітрям. Повітря для системи подається від компресорів двигунів, аварійного генератора або від спеціальних отворів забору повітря у корпусі ПК.

До складу систем кондиціонування повітря належать системи: підготовки повітря, автоматичного регулювання температури, розподілу та циркуляції.

Система підготовки повітря складається з двох каналів, кожний з яких містить обладнання регулювання витрат повітря, повітряних фільтрів та обладнання охолодження повітря (рис. 12.11). Повітря потрапляє до системи підготовки повітря від спеціальних отворів на поверхні ПК та від турбіни двигуна. Після охолодження та фільтрування повітря від двох підсистем підготовки змішується і подається у системи розподілу. Кожний канал системи підготовки повітря контролюється за допомогою власного обладнання контролю, що забезпечує моніторинг стану повітря на кожній стадії його оброблення та керування режимами функціонуванням

обладнання. У разі аварійного випадку у системі передбачено прямий забір повітря та подача його до кабіни.

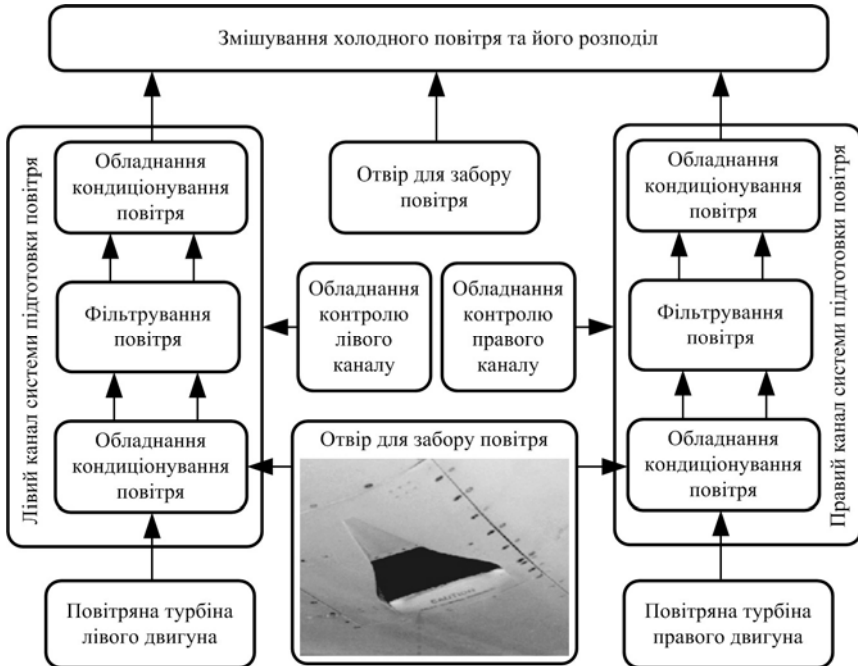


Рис. 12.11. Система підготовки повітря

Система розподілу забезпечує подачу повітря у кабіну екіпажу, пасажирський салон та багажне приміщення. Зазвичай внутрішній простір ПК поділяється на декілька окремих зон, стан повітря у кожній з яких контролюється окремо (рис. 12.12).

Контроль систем підготовки та станом повітря у різних зонах ПК здійснюється за допомогою ЕСАМ (рис. 12.13 та 12.14).

Системи підготовки та розподілу повітря забезпечують безперервну подачу повітря до різних зон ПК, тим самим створюючи тиск.

Необхідне значення тиску повітря контролюється за допомогою обладнання контролю тиску в кабіні (Cabin Pressure Controllers – CPC). Обладнання CPC регулює рівень тиску повітря у ПК за допомогою вентиляційного обладнання, що забезпечує випуск повітря назовні (рис. 12.15).

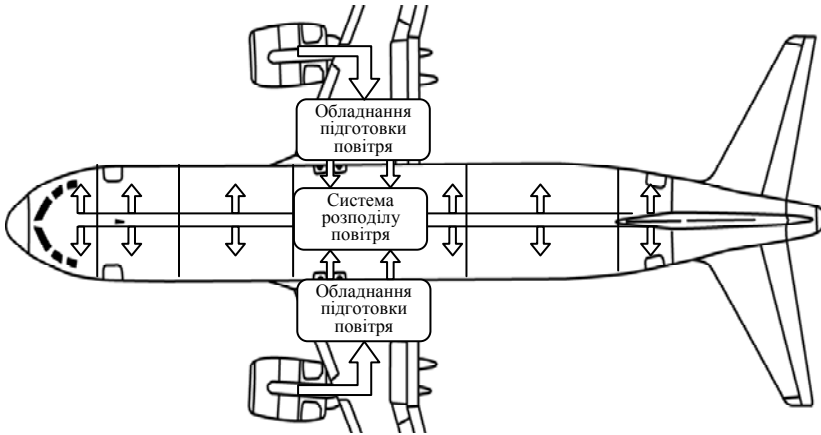


Рис. 12.12. Розподіл повітря у середині ПК

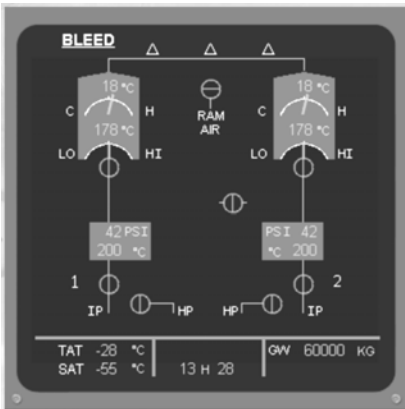


Рис. 12.13. Відображення інформації від системи підготовки повітря А-320

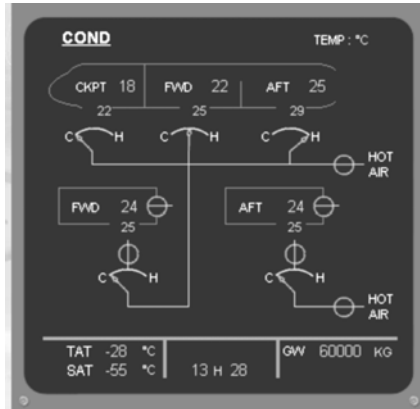


Рис. 12.14. Відображення інформації від системи кондиціонування А-320

Комфортні умови визначаються не тільки необхідним значенням тиску, а також швидкістю його зміни. Зазвичай до висоти 2400 м тиск у середині ПК відповідає тиску ззовні. У разі перевищення цієї межі підтримується певне значення абсолютного тиску (рис. 12.16) [11].

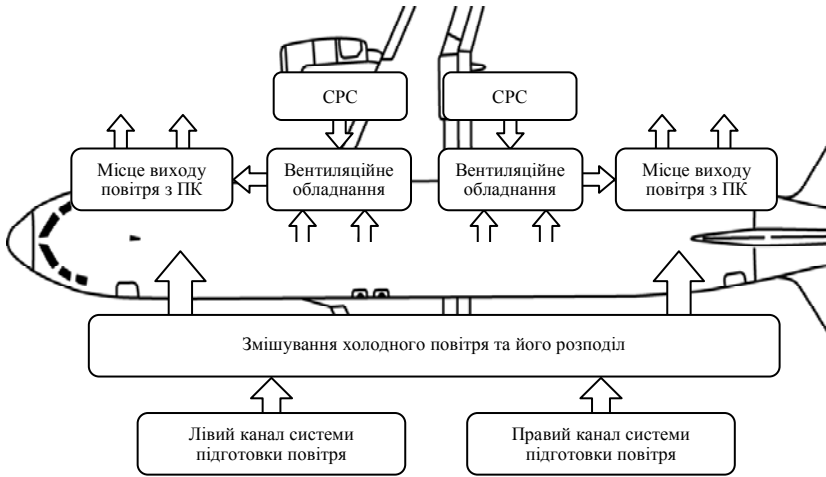


Рис. 12.15. Система контролю тиску

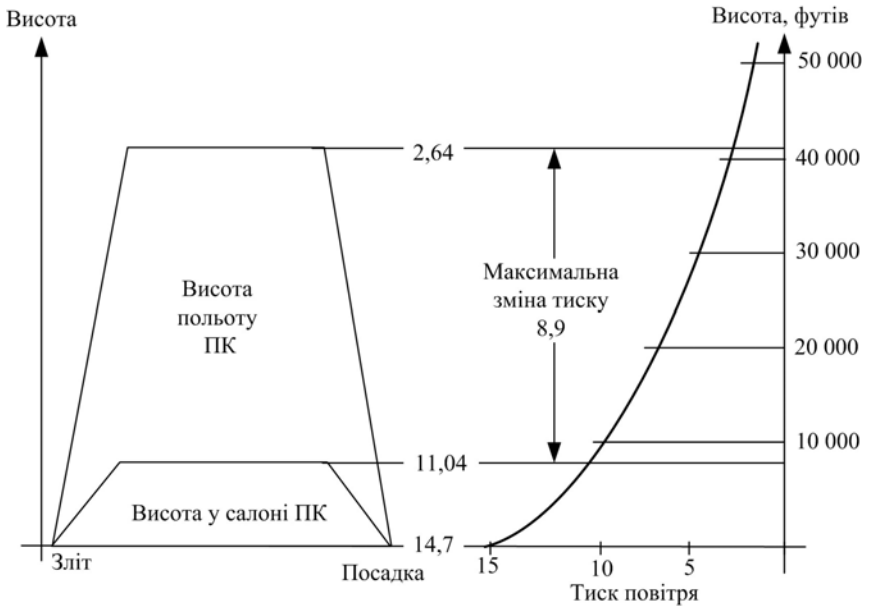


Рис. 12.16. Зміна тиску повітря під час польоту

Приклад інформації про стан функціонуванням CPC, що відображається на дисплеї ECAM, показано на рис. 12.17.



Рис. 12.17. Відображення параметрів, пов'язаних з тиском на дисплеї ECAM

Для забезпечення нормального температурного режиму функціонування обладнання авіоніки та її охолодження застосовується система місцевої вентиляції. Загалом система вентиляції складається з отворів забору та викиду повітря, вентиляційного обладнання та блоків керування (рис. 12.18).

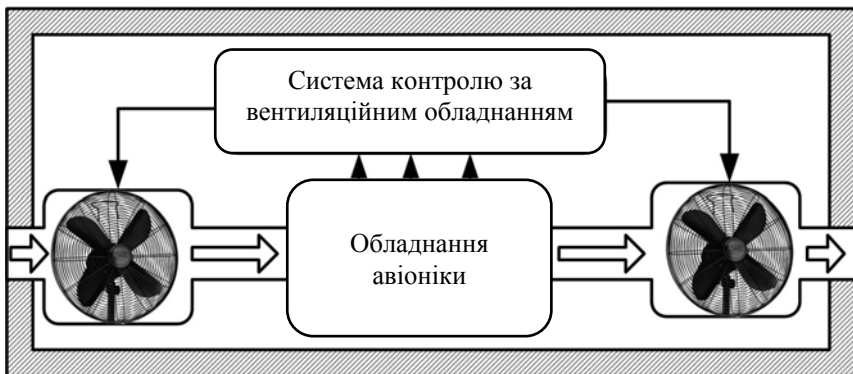


Рис. 12.18. Вентиляція обладнання авіоніки

Кисень у повітрі відіграє дуже важливу роль. Зміна процентного складу повітря, особливо кисню, може призвести до небажаних наслідків. У випадку розгерметизації кабіни або пасажирського салону автоматично спрацьовує система кисневого живлення. Вона складається з масок та хімічних генераторів кисню. Наявність на борту ПК кисневого обладнання є необхідною вимогою виконання польотів.

12.7. Система реєстрації польотної інформації

Реєстратор польотної інформації (Flight Data Recorder – FDR) призначений для фіксації основних параметрів польоту ПК та параметрів функціонування різних систем на випадок небажаних ситуацій для подальшого їх відтворення під час розслідування авіаційних подій.

Нормативні документи вимагають наявності на кожному ПК певного класу реєстратора польотної інформації. Вимоги до конструкції та параметрів, що фіксуються, змінюються і стають більш жорсткими.

У застарілих системах FDR значення параметрів фіксувалися в аналоговій формі за допомогою голки та металевої фольги. Пізніше почали застосовувати як носій інформації магнітну стрічку. Проте натеper у більшості країн регламентуються цифрові нагромаджувачі інформації у побудові FDR. Модулі твердотільної електронної пам'яті надійно захищають записані дані від пружних ударів, вогню, високих температур і тривалого перебування під дією морської води. Крім того, цифрові реєстратори польотної інформації (Digital Flight Data Recorder – DFDR) надають більше каналів запису, що забезпечують фіксацію усіх параметрів польоту і дозволяють зберігати більше записаних польотних годин, ніж їх попередники.

Важливо є записувати не тільки параметри польоту, а й розмови у кабіні ПК. Для цього застосовується окремий реєстратор мовної інформації (Cockpit Voice Recorder – CVR). Сучасні CVR теж використовують твердотільну електронну пам'ять, що забезпечує фіксацію розмов екіпажу з диспетчером ОПП та розмов у кабіні за допомогою спеціальних мікрофонів. Застосування DFDR для

фіксації польотної інформації потребує відповідного обладнання, що забезпечує її функціонування.

До складу системи цифрової реєстрації польотної інформації (Digital Flight Data Recorder System – DFDRS) входять записувальні пристрої, датчики, з'єднувальні кабелі та інші елементи, необхідні для виконання її функцій.

Основними складовими елементами DFDRS є:

- DFDR;
- обладнання для збирання польотної інформації (Flight Data Acquisition Unit – FDAU), що забезпечує збирання даних від різних систем ПК та перетворення зібраних даних у цифрові. Дані у цифровому вигляді від FDAU передаються до DFDR за допомогою одного з DDB (ARINC 473, ARINC 717);
- резервні джерела живлення;
- підводний маяк (Underwater Locating Device – ULD), що випромінює пошукові сигнали для сигналізації місцеположення ПК у випадку, якщо DFDRS опинилася у водному середовищі.

Важливим для розроблення та побудови DFDRS є забезпечення окремого каналу електроживлення, оскільки можливість фіксації польотних параметрів безумовно залежить від джерела живлення.

Існують системи реєстрації польотної інформації, що виконують функції CVR та DFDRS.

Приклад побудови типової такої системи показано на рис. 12.19.

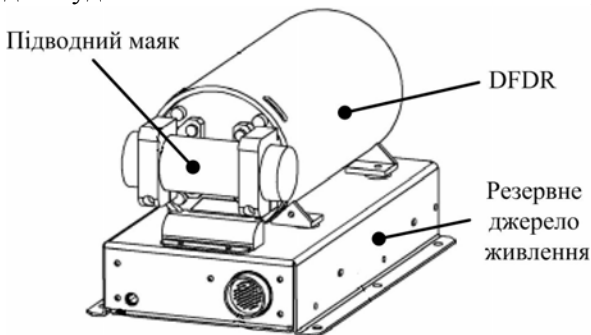


Рис. 12.19. Цифровий реєстратор польотної інформації AR128 (Universal Avionics)

Інформація, що зберігається у DFDRS, використовується лише у випадках розслідування авіаційних подій. Для аналізу параметрів польоту та виявлення неполадків у функціонуванні різних систем ПК використовують бортові пристрої реєстрації польотної інформації (Quick Access Recorder – QAR). Пристрій QAR аналогічно до DFDRS забезпечує реєстрацію всіх параметрів польоту та параметрів, що характеризують роботу різних систем ПК (рис. 12.20).

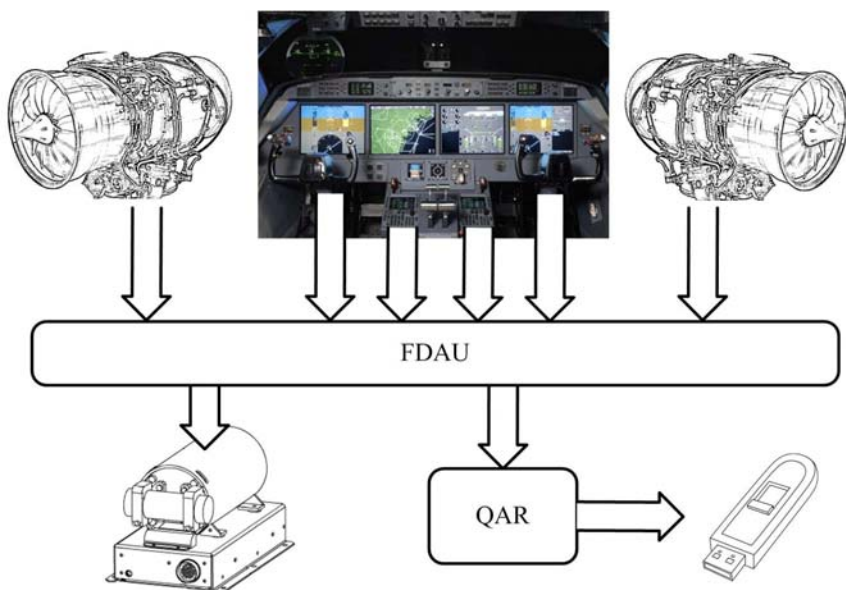


Рис. 12.20. Обладнання для записування інформації на борту ПК

Дані за допомогою пристрою QAR записуються у внутрішню пам'ять або на змінний цифровий носій даних, який замінюється пілотом перед кожним польотом. Аналіз зафіксованої інформації за допомогою спеціального програмного забезпечення дозволяє технічному персоналу виявити певні недоліки у функціонуванні систем та локалізувати їх причини.

Запитання для самоперевірки

1. Яке обладнання можна віднести до загальнолітакового?
2. Яка інформація від FADEC відображається для пілота ПК?
3. Які основні компоненти паливної системи Ви знаєте?
4. Які основні функції гідравлічної системи?
5. Які основні складові системи протипожежного захисту?
6. Які протиобліднювальні заходи використовують під час польоту?
7. У чому полягає принци дії системи контролю тиску повітря у салоні ПК?
8. Які основні компоненти DFDRS?

13. ПАСАЖИРСЬКЕ ОБЛАДНАННЯ

До пасажирського обладнання належать пристрої, що створюють комфортні умови перебування пасажирів на борту ПК. Простір пасажирів на борту ПК обмежуються кріслом та обладнання для розваг під час польоту (In-Flight Entertainment – IFE).

Обладнання IFE є потужним маркетинговим інструментом та засобом задоволення забаганок пасажирів у змаганнях за клієнта між різними авіакомпаніями. Особливо важливу роль IFE відіграє на міжконтинентальних рейсах, створюючи психологічне розвантаження для пасажирів. Відповідно до цього обладнання IFE можна віднести до класу необхідного обладнання, що безпосередньо впливає на безпеку авіаперевезень.

Основні функції, які обладнання IFE може надавати пасажирам:

- перегляд відеофільмів та прослуховування аудіофайлів з електронної бібліотеки;
- зв'язок екіпажу ПК з пасажирами;
- двосторонній зв'язок з бортпровідниками;
- інформація про параметри польоту;
- можливість переглядати телевізійні передачі через канали супутникового телебачення;
- комп'ютерні ігри;
- можливість користуватися мобільним зв'язком;
- доступ до мережі Інтернет;
- можливість підключення обладнання пасажирів та ін.

Обладнання IFE складається із сенсорних моніторів, розміщених у кріслах або на спеціальних висувних кріпленнях, пульта керування та навушників.

Склад та виконувані функції пасажирського обладнання відрізняються від класу білета та авіакомпанії. Приклад пасажирського обладнання для першого класу показано у додатку, рис. Д64.

Обладнання IFE натепер дуже динамічно розвивається. Сучасне обладнання IFE дає змогу під час польоту робити покупки, грати в ігри, дивитися телевізійні програми та, що особливо важливо для сучасного пасажиря, – працювати і зв'язуватись з будь-якої частиною світу за допомогою телефонного зв'язку, відсилати електронну пошту та факс-повідомлення. Для зайнятих людей подібні системи є важливим компонентом їх передування на ПК, оскільки дозволяють створити робочу атмосферу [62].

Обладнання IFE за будовою авіоніки дуже складне, важке, габаритне і потребує потужного джерела живлення. Типове обладнання IFE може займати місце, еквівалентне 200 MCU та споживати близько 100 Вт електроенергії на кожного пасажиря. Зокрема, фірма Rockwell Collins пропонує таке обладнання IFE [98]:

- I²S;
- digital Programmable Audio Visual Entertainment System (dPAVES);
- digital Total Entertainment System (dTES);
- Enhanced Total Entertainment System (eTES).

Так, наприклад, eTES складається із серверного та клієнтського обладнання, що функціонує на операційній системі Windows (додаток, рис. Д65). Зв'язок серверного обладнання з кожним пасажирським місцем забезпечується за допомогою високошвидкісної мережі передавання даних. Бортпровідники за допомогою інтерфейсу можуть вводити певну інформацію та спостерігати за пасажирами. Крім того, подібні системи відстежують, чим цікавиться пасажир, та надають інформацію, що може його зацікавити.

Запитання для самоперевірки

1. Яке обладнання належить до пасажирського?
2. Які функції може виконувати обладнання IFE для послуг пасажирів?
3. Яку психологічну роль виконує обладнання IFE для пасажирів?
4. Що входить до оптимального складу пасажирського обладнання літака?

14. АВІОНІКА МАЙБУТНЬОГО

Повітряний транспорт став вагомою складовою світової транспортної системи, зацікавленість у якому постійно зростає.

Натепер повітряний транспорт відповідає за мільярдні перевезення пасажирів та вантажів. Щороку обсяги повітряних вантажоперевезень зростають, а кожні десять років подвоюються. Такі стрімкі темпи розвитку ставлять чимало проблем, пов'язаних з ОПР, у завантаженому просторі.

Одним з найважливіших напрямів діяльності всіх систем і служб цивільної авіації є забезпечення безпеки польотів, дотримання заданого рівня якої є неодмінною умовою виконання польотів [4; 28].

Безпека польотів є комплексним поняттям, що стосується всієї авіаційної транспортної системи. Вона визначає здатність виконувати польоти без загрози для життя і здоров'я людей. Безпекою польотів у системі АТМ називають здатність системи функціонувати в заданих умовах таким чином, щоб параметри системи не вийшли за допустимі (безпечні) значення.

Нині аеронавігаційна система функціонує майже на максимумі своїх можливостей. Підвищена інтенсивність руху в повітряному просторі призводить до того, що використовувані для керування повітряним рухом методи [19] не відповідають вимогам економічності виконання польотів.

Швидкозмінна економічна ситуація у світі, невинний ріст конкуренції на ринку повітряних перевезень змушують шукати шляхи підвищення ефективності використання авіаційного транспорту. Результати всебічних досліджень указують на величезні резерви, які можна реалізувати за більш раціональної побудови системи CNS/АТМ, основним завданням якої є підвищення економічної ефективності і безпеки польотів та надання учасникам повітряного руху більшої самостійності щодо вибору оптимальних режимів польоту [17].

На думку експертів, у сфері повітряних перевезень, авіакомпанії втрачають від 3,5 до 5 млрд дол. за рік через недоліки, властиві системам керування повітряним рухом. Так, наприклад, авіакомпанія «United Airlines» оцінила свої щорічні втрати, пов'язані з диспетчерськими затримками, запізненнями рейсів, з

якими стикаються інші рейси, затримками літаків біля терміналів, очікуванням у черзі на зліт, призначенням невикідних ешелонів і неоптимальних трас польоту на суму, що перевищує 670 млн дол.

Отже, перед системою CNS/ATM постають такі ключові завдання:

- підвищення безпеки повітряного руху;
- надання можливості користувачам повітряного простору більшої свободи у виборі динамічних 3D та 4D траєкторій польоту;
- підвищення рівня інформаційної освідомленості користувачів повітряного простору про метеорологічні умови, сусідніх ПК та корисної інформації;
- збільшення впливу користувачів на прийняття рішень ATM, зокрема використання цифрових ліній зв'язку між пілотом та диспетчером;
- поступовий перехід до FPBN;
- скорочення кількості затримок вильотів і збоїв графіка;
- підвищення точності визначення місцеположення для функцій навігації та заходу на посадку;
- створення можливостей для подальшого зростання ринку авіаційних перевезень.

Питання гарантування безпеки польотів є предметом особливої уваги в діяльності ICAO, тому відповідно до умов Конвенції про міжнародну цивільну авіацію вона вивчає найкращі зразки урегулювання їх у різних регіонах світу, розробляє стандарти і рекомендації для впровадження їх на національному ґрунті. Стандарти і рекомендована практика ICAO є запорукою ефективності й безпеки цивільної авіації.

Для вирішення завдань, що постали перед структурою побудови CNS/ATM ICAO, тісно співпрацюючи з виробниками авіаційної техніки, розробили концепцію майбутньої аеронавігаційної системи (Future Air Navigation System – FANS) [59]. Концепція FANS відіграє ключову роль у еволюції CNS/ATM. Зокрема, впливає на розвиток усіх складових системи CNS. Концепція FANS є динамічною і змінюється з плином часу, намагаючись об'єктивно відповідати існуючим та перспективним технологіям. Своє бачення розвитку аеронавігаційного обладнання пропонують Boeing

(стандарти FANS-1 і FANS-2) та Airbus (стандарти FANS-A і FANS-B).

14.1. Системи зв'язку

Пріоритетним завданням розвитку систем зв'язку є підвищення ролі цифрових мереж передавання даних між ПК, АТС та авіакомпанією. Цей трикутник зв'язку (рис. 14.1) є основним сполучним елементом CNS/АТМ. Для забезпечення обміну даними між його складовими може бути використано одна або декілька цифрових мереж передавання даних:

- обмін даними на надвисоких частотах (VDL);
- глобальна мережа цифрового обміну даними на високих частотах (HFDFL);
- супутниковий зв'язок (SATCOM);
- приймально-передавальне обладнання (UAT).

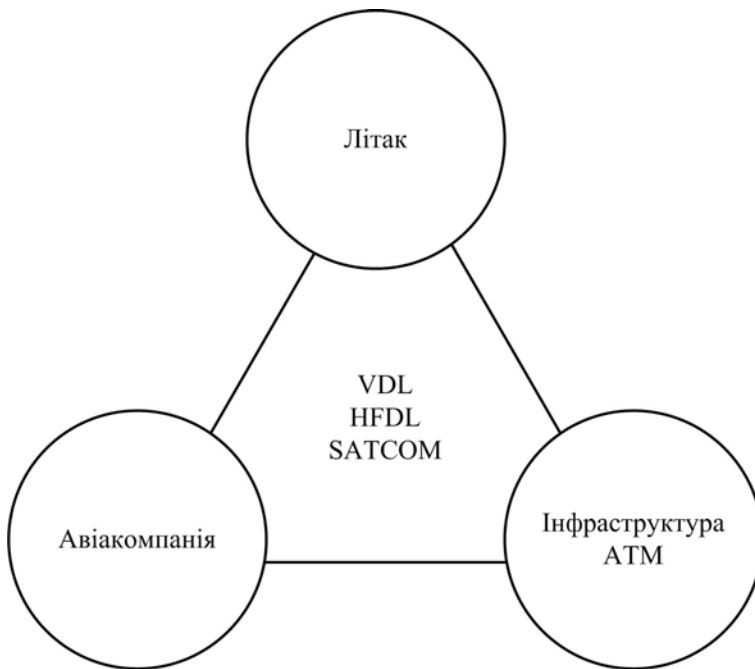


Рис. 14.1. Трикутник зв'язку

14.2. Системи навігації

Інтенсивні темпи зростання авіаційних перевезень ставлять чимало питань до навігаційних систем. Урахування ефективності, безпечності й економічності польоту є одними з найбільш пріоритетних завдань, що ставляться перед структурою аеронавігаційної системи в умовах безперервного зростання завантаженості повітряного простору.

Основними пріоритетними напрямками вдосконалення навігаційних систем авіоніки є:

- застосування навігаційних функцій, оснований на характеристиках ПК;
- підвищення точності супутникових навігаційних систем за рахунок розгортання наземної інфраструктури станцій диференціальних поправок;
- підвищення рівня безпеки на етапі посадки за рахунок упровадження MLS та супутникових систем посадки;
- підвищення функціональності FMS;
- уніфікація інформаційних систем ПК на базі систем синтетичного бачення для створення єдиного інформаційного простору пілота.

Бурхливий розвиток систем навігації спровокував зміну регламентуючої документації та спричинив перехід до навігації, що ґрунтується на характеристиках.

Поступовий перехід до навігації, що ґрунтується на характеристиках (Performance-Based Navigation – PBN), дозволив відмовитись від орієнтування аеронавігаційної системи на конкретні джерела інформації (навігаційні датчики) [93]. Концепція PBN установлює вимоги до обладнання авіоніки у вигляді конкретних значень точності, цілісності, експлуатаційної готовності, неперервності та функціональних можливостей, необхідних для виконання запланованих польотів у певному повітряному просторі. Вимоги до характеристик наводяться у навігаційних специфікаціях, у яких також зазначається навігаційне обладнання, що можна застосовувати для їх дотримання.

На підставі загальних вимог до визначення навігаційних параметрів формуються експлуатаційні вимоги. Розробники авіаційної техніки можуть розглядати варіанти встановлення на

борт ПК різного навігаційного обладнання з наявних технічних засобів, що дозволить забезпечити дотримання поставлених вимог. Таким чином, існує можливість вибору найбільш рентабельного варіанта обладнання на ПК.

Особливо важливу роль концепція PBN відіграє у процесі впровадження нової авіаційної техніки, оскільки дозволяє впроваджувати нові системи навігації, що відповідають поставленим вимогам, незалежно від навігаційного обладнання.

Навігаційні специфікації є основними документами, що встановлюють основні вимоги до характеристик аеронавігаційної системи. Є два типи специфікацій зональної навігації (Area Navigation – RNAV) та потрібних навігаційних характеристик (Required Navigation Performance – RNP), рис. 14.2. Між собою вони дуже схожі. Основною відмінністю є той факт, що специфікації RNP містять вимоги, які стосуються наявності на борту ПК обладнання контролю за дотриманням заданих характеристик та видачі відповідної сигналізації у разі їх невідповідності.

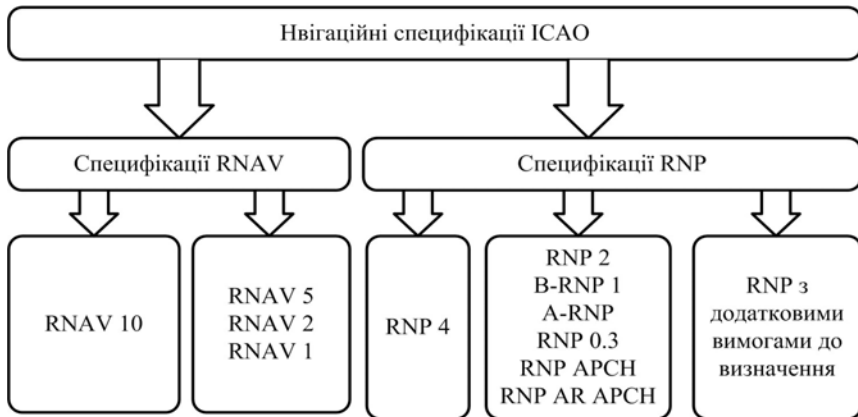


Рис. 14.2. Навігаційні специфікації

Навігаційні специфікації встановлюють потрібні характеристики бортового обладнання відповідно до визначення точності місцеположення ПК. Вимоги до точності 95% навігаційного обладнання авіоніки відповідно до етапу польоту наведено в табл. 14.1. У загальному випадку кожна специфікація відповідає певному етапу польоту.

Таблиця 14.1

Навігаційні специфікації відповідно до етапу польоту

Навігаційна специфікація	Етап польоту							
	Маршрутний океанічний	Маршрутний континентальний	Прибуття	Захід на посадку				Виліт
				початковий	посередній	кінцевий	перехід на коло	
RNAV 10	10							
RNAV 5		5	5					
RNAV 2		2	2					2
RNAV 1		1	1	1	1	1	1	1
RNP 4	4							
Basic-RNP-1			1	1	1	1	1	1
RNP APCH				1	1	0.3	1	

14.3. Системи спостереження

Подальший розвиток систем спостереження передбачає розвиток інфраструктури концепції автоматичного залежного спостереження ADS-B, функціонування якої у цілому залежить від певних умов:

- наявності на борту кожного ПК необхідного обладнання ATRSB Mode S або UAT;
- поширення станцій диференціальних поправок GNSS для підвищення точності визначення місцеположення ПК;
- побудови розгалуженої мережі наземних приймальних станцій.

Інформація, отримувана від систем ADS-B, дозволяє відмовитись від використання вторинних радіолокаційних станцій та забезпечити інформацією про повітряний рух над океанічною поверхнею та у віддалених гірських регіонах.

Перехідною ланкою до систем ADS-B є мультilateraційні системи (Multilateration System – MS) аеропортів (рис. 14.3).



Рис. 14.3. Принцип функціонування MS

Система складається з певної кількості станцій приймання даних від ATRSB Mode S, розмішених у зоні аеропорту. За рахунок приймання сигналів від одного джерела даних багатьма приймачами визначаються різниці часу проходження сигналів від

бортового обладнання до наземної частини. Цієї інформації достатньо MS для визначення точного місцеположення ПК. Мультилатераційні системи використовують гіперболічний принцип визначення координат ПК.

14.4. Цифрові аеронавігаційні інформаційні мережі

Розвиток сучасних систем цифрового передавання даних створює підґрунття для побудови розподілених інформаційних мереж аеронавігаційного призначення. Сучасні аеронавігаційні цифрові мережі дозволяють створити єдине, глобальне інформаційне середовище, за допомогою якого пілот під час польоту може отримати необхідну для нього інформацію за декілька секунд.

Питаннями збирання та розповсюдженням аеронавігаційної інформації займається служба аеронавігаційного інформаційного забезпечення (Aeronautical Information Service – AIS). Переважна більшість даних інформаційного характеру доступна у паперовому вигляді, що не відповідає вимогам сьогодення. Поступовий перехід від паперового формату розповсюдження інформації до цифрового дозволяє повністю змінити доступ до потрібних даних.

Міжнародна організація Eurocontrol започаткувала і досить динамічно розвиває загальнодоступну мережу інформаційного обміну (System Wide Information Management – SWIM). Концепція побудови SWIM дозволяє розміщувати величезні обсяги даних, відслідковувати її актуальність та керувати інформаційними потоками [54]. Користувач, зацікавлений у певній інформації, отримує доступ до неї за декілька секунд, перебуваючи при цьому в будь-якому місці на планеті.

Мережа SWIM стосується багатьох складових SESAR і дозволяє об'єднувати дані для прийняття найбільш правильного вирішення певних проблем, оптимально планувати траєкторії польоту, враховувати нові моделі побудови повітряного простору та надавати доступ до всієї аеронавігаційної інформації.

Загальну концепцію побудови SWIM показано на рис. 14.4. SWIM об'єднує різні типи інформації [83; 84]:

- аеронавігаційну інформацію;
- польотну інформацію;
- метеорологічну інформацію;

- інформацію про повітряний рух;
- інформацію від наземних служб аеропортів;
- інформацію від систем спостереження.

Вільний доступ до цієї інформації забезпечується для всіх зацікавлених у ній. SWIM є важливою складовою аеронавігаційного забезпечення, оскільки дозволяє задовольняти потреби інформаційного характеру та підвищити усвідомлення стану повітряного простору навколо ПК, що в цілому впливає на безпеку повітряного руху.



Рис. 14.4. Принцип побудови концепції SWIM

14.5. Майбутня аеронавігаційна система

Обладнання авіоніки є невід’ємною складовою загальної аеронавігаційної системи. Напрями розвитку бортового обладнання тісно переплітаються з перспективними концепціями розвитку концепції CNS/ATM з урахуванням тенденції розвитку сучасної цифрової, обчислювальної, мікроелектронної та мікромеханічної техніки.

Міжнародна організація EUROCONTROL уявляє концепцію CNS/ATM у вигляді єдиного середовища функціонування, усі

складові якого нерозривно пов'язані між собою [90]. Загальну структуру CNS/ATM (Overall ATM/CNS Target Architecture – OATA) показано на рис. 14.5. Обладнання цифрового обміну даними створює інформаційний прошарок між різними структурними елементами, об'єднуючи бортове та наземне обладнання.

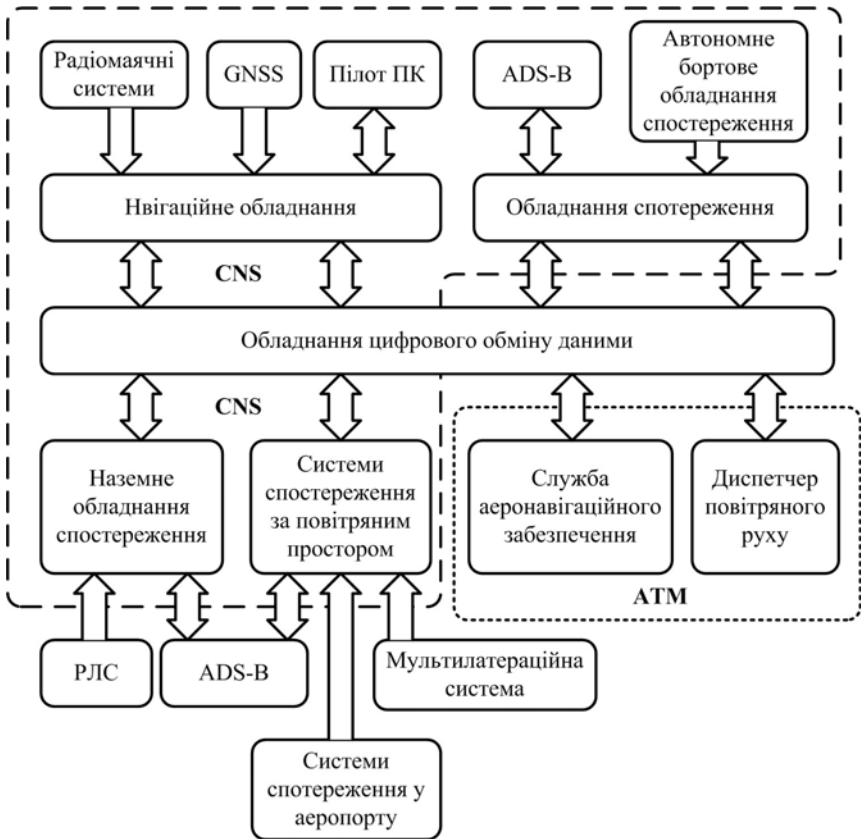


Рис. 14.5. Загальна структура CNS/ATM

Відповідно до розвитку концепції CNS/ATM програма OATA (EUROCONTROL) виділила основні перспективні напрями розвитку обладнання авіоники. У межах програми OATA проблемами розвитку обладнання займалися представники дослідного відділу Boeing Research and Technology Europe

(BR&TE) та Airbus. Відповідно до результатів дослідження було виокремлено три етапи розвитку обладнання авіоніки [90]: 2007, 2011 та 2020 рр.

2007 р. – короткострокова перспектива, що ґрунтується на існуючій парадигмі функціонування аеронавігаційної системи з використанням наявного обладнання авіоніки з поступовим збільшенням ролі цифрових мереж передавання даних та розвитком концепції ADS-B.

2011 р. – середньострокова перспектива, що передбачає більш прогресивні методи планування польотів за рахунок поступової інтеграції бортового та наземного обладнання, результатом якого стане створення єдиного інформаційного середовища між «бортом» та «землею». Крім того, планується застосування більш складних RNP–RNAV навігаційних систем, що підвищать точність виконання навігаційних завдань та сприятимуть більш гнучкому використанню повітряного простору.

2020 р. – довгострокова перспектива, що передбачає складні форми забезпечення польотів, ґрунтується на тісній взаємодії між обладнанням авіоніки та наземною інфраструктурою на всіх етапах польоту. Значна увага приділятиметься плануванню польотів для мінімізації конфліктних ситуацій та наданню можливостей вибору оптимальних для користувача траєкторій польоту.

Обладнання авіоніки має підтримувати закладені у трьох етапах цілі з урахуванням поступової еволюції електронної техніки.

Загалом за ОАТА передбачається загальна модель оптимального складу обладнання авіоніки, що відповідатиме існуючим темпам розвитку обладнання (рис. 14.6).

Модуль керування польотом забезпечує визначення необхідної траєкторії руху, що ґрунтується на тісній взаємодії АТС, авіакомпанії та пілотів ПК.

Модуль керування польотом забезпечує керування польотом для:

- RNAV – керування польотом зводиться до визначення місцеположення ПК та порівняння його із запланованою траєкторією руху.
- польоту від точки до точки за допомогою засобів навігації на основі радіомаяків. Цей режим застосовується у повітряному просторі, у якому RNAV недоступний.

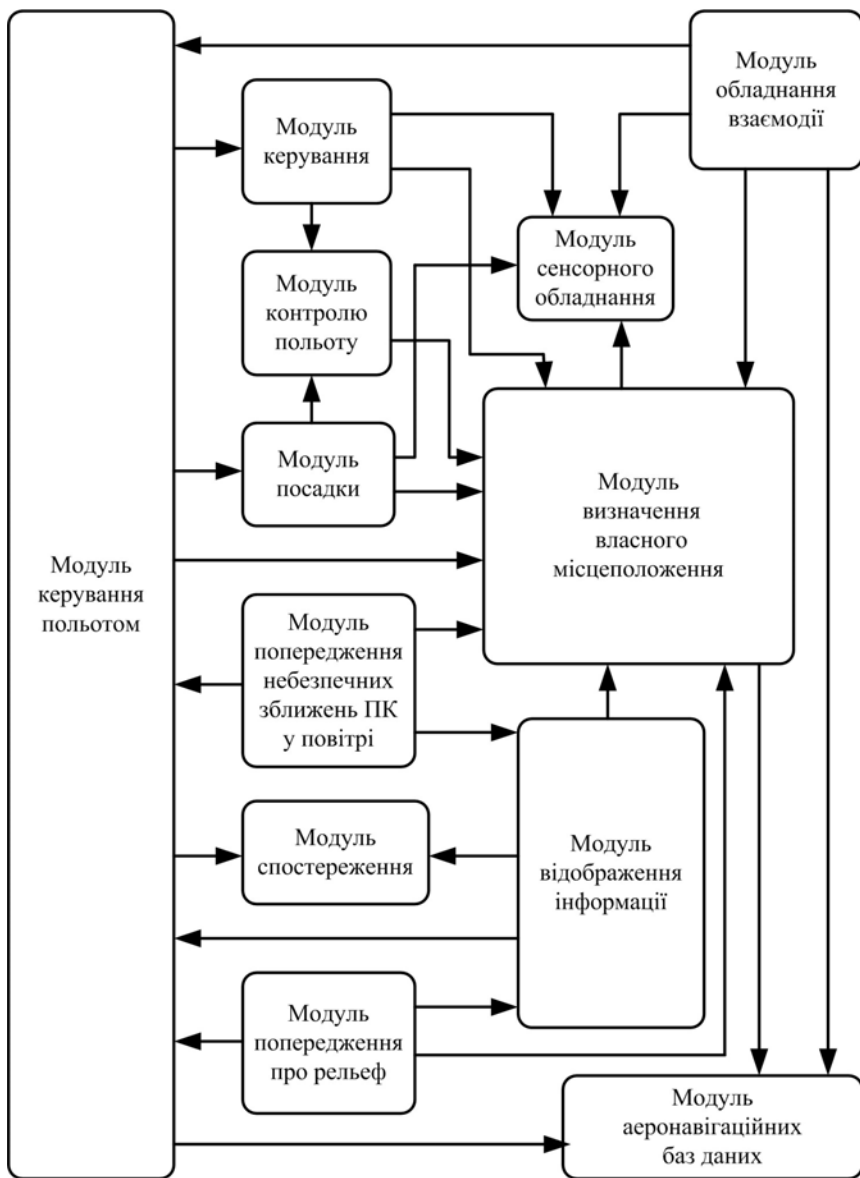


Рис. 14.6. Структура авіоніки (OATA)

Модуль посадки забезпечує керування ПК на етапі заходу та посадки. Системи, що забезпечують інформацію про місце-положення на етапі посадки – ILS, MLS і GLS.

Модуль контролю польоту охоплює засоби керування положенням ПК у повітрі, у тому числі і двигуном.

Модуль попередження про рельєф виконує функції виявлення потенційно можливого небезпечного зближення із земною поверхнею або зі штучними перешкодами і видає відповідні рекомендації щодо уникнення можливого зіткнення.

Модуль попередження небезпечних зближень ПК у повітрі виявляє гіпотетично можливі конфліктні ситуації між різними ПК та надає рекомендації пілотам щодо їх завчасного вирішення.

Модуль спостереження ґрунтується на прийманні ADS-B сигналів від сусідніх ПК для відстеження повітряного руху.

Модуль відображення інформації про:

- місцеположення (реальне місцеположення у просторі порівняно із запланованим);
- об'єкти, що можуть становити небезпеку (рельєф підстильної поверхні та повітряний рух);
- аеропорт (карта, шляхи руління);
- попередження про небезпечний повітряний рух та рельєф;
- метеорологічні дані та відомості аеронавігаційних баз даних.

Модуль аеронавігаційних баз даних містить статичну інформацію, необхідну для функціонування усіх модулів авіоніки, зокрема містить дані про маршрути польоту, навігаційні дані, метеорологічні дані, відомості про аеропорти та рельєф підстильної поверхні.

Модуль визначення місцеположення ПК об'єднує дані від різних навігаційних систем таких, як GNSS, DME і IRU для визначення точних та актуальних координат.

Модуль сенсорного обладнання забезпечує системи авіоніки відомостями від різних бортових датчиків, що вимірюють різні фізичні величини.

Модуль керування обладнанням взаємодії формує цифрові інформаційні повідомлення, що випромінюються за рахунок каналів зв'язку: ADS-B, ADS-C, Mode S, Mode AC.

Узагальнювальну схему взаємодії бортового обладнання авіоніки показано на рис. 14.7.

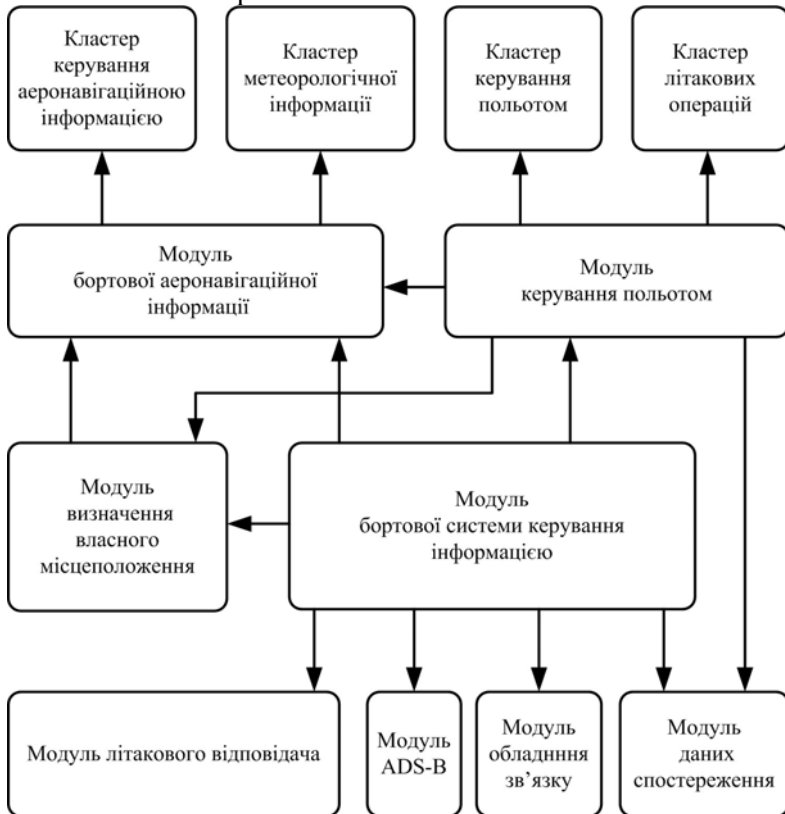


Рис. 14.7. Узагальнена схема взаємодії обладнання авіоніки (OATA)

Запитання для самоперевірки

1. У чому полягає концепція майбутньої аеронавігаційної системи?
2. Які основні шляхи вдосконалення навігаційного обладнання авіоніки?
3. У чому полягає відмінність RNP від RNAV?
4. Які основні пріоритети у розвитку систем спостереження?
5. Яка основна роль концепції SWIM у програмі SESAR?
6. Які основні складові авіоніки майбутнього літака цивільної авіації?

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. *Бондарчук И.Е.* Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета Ан-24 / И. Е. Бондарчук, В. И. Харин. – М.: Транспорт, 1975. – 280 с.
2. *Бабак В. П.* Супутникова радіонавігація / В.П. Бабак, В.В. Ко́нін, В.П. Харченко. – К. : Техніка, 2004. – 328 с.
3. *Барвинский А. П.* Электрооборудование самолетов: учеб. для сред. спец. учеб. заведений. – 2-е изд., перераб. и доп. / А.П. Барвинский, Ф. Г. Козлова. – М. : Транспорт, 1990. – 320 с.
4. *Безпека авіації / В. П. Бабак, В. П. Харченко, В. О. Максимов та ін.* –К. : Техніка, 2004. – 584 с.
5. *Воробьёв В.Г.* Автоматическое управление полётом самолётов / В.Г. Воробьёв, С.В. Кузнецов. – М. : Транспорт, 1995. – 448 с.
6. *Гофманн-Велленгоф Б.* Навігація. Основи визначення місцеположення та скеровування / Б. Гофманн-Велленгоф, К. Легат, М. Візер; пер. з англ. за ред. Я. С. Яцківа. – Л.: Львів. нац. ун-т імені Івана Франка, 2006. – 443 с.
7. *Денисов М.И.* Самолёт Як-42 : учеб. пособие. Т. 1 / М.И. Денисов, Л.Г. Уланова. – СКУТЦГА, 2000. – 145 с.
8. *Денисов М.И.* Самолёт Як-42 : учеб. пособие. Т. 2. / М.И. Денисов, Л.Г. Уланова. – СКУТЦГА, 2000. – 93 с.
9. *Остроумов І.В.* Електронний навчальний комплекс системи попередження зіткнень літаків у повітрі / І.В. Остроумов, В.П. Харченко. – Режим доступу: <http://www.ans.nau.edu.ua/tcas>
10. *Жаворонков В.П.* Радиоэлектронное оборудование самолёта Ту-154М и его лётная эксплуатация / В.П. Жаворонков. – М.: АО «МЕНАТЕП-ИНФОРМ», 1995. – 256 с.
11. *Конструкция и эксплуатация воздушных судов [электронный конспект лекций по дисциплине].* – Режим доступа: <http://www.kvs-vm.narod.ru>
12. *Кучерявый А.А.* Бортовые информационные системы: курс лекций / А.А. Кучерявый; под. ред. В.А. Мишина и Г.И. Ключева. – 2-е изд. – Ульяновск : УлГТУ, 2004. – 504 с.
13. *Лысов А.Н.* Прикладная теория гироскопов: учеб. пособие / А.Н. Лысов, Н.Т. Виниченко, А.А. Лысова. – Челябинск : Изд. центр ЮУрГУ, 2009. – 254 с.
14. *Международные стандарты и рекомендуемая практика. Авиационная электросвязь: Приложение № 10 к Конвенции*

- о международной гражданской авиации. Т. IV. Системы обзорной радиолокации и предупреждений столкновений. – ИКАО, 1995. – 208 с.
15. *Мелкумян В.Г.* Радіонавігаційні системи аеропортів. Радіомаячні системи посадки: навч. посіб. / В.Г. Мелкумян, А.А. Семенов. – К. : КМУЦА, 1998. – 108 с.
 16. *Мелкумян В.Г.* Радіонавігаційні системи аеропортів. Кутомірні та далекомірні системи: навч. посіб. / В.Г. Мелкумян, А.А. Семенов. – К. : КМУЦА, 1999. – 108 с.
 17. *Национальный план для систем CNS/ATM.* Инструктивный материал. Циркуляр 278-AN164. – Канада, Монреаль, 2000. – 174 с.
 18. *Остроумов И. В.* Недосконалість систем відображення повітряної обстановки навколо літака / І. В. Остроумов // *Авіа-2006* : Міжнар. наук.-техн. конф., 25–27 вересня 2006 р. : матеріали конференції. – К., 2006. – С. 21.29–21.32.
 19. *Правила полётов и обслуживание воздушного движения.* Правила аэронавигационного обслуживания. DOC 4444 – RAC / 501 / 12. – М. : МОГА, 1985. – 290 с.
 20. *Распопов В.Я.* Микросистемная авионика: учеб. пособие / В.Я. Распопов. – Тула : Гриф и К, 2010. – 248 с.
 21. *Словарь по международной гражданской авиации.* Doc 9713 / ИКАО. – 3-е изд. – Монреаль, 2007. – 816 с.
 22. *Студеникин А.И.* Устройство и эксплуатация магнитных компасов/ А.И.Студеникин. – Новороссийск : НГМА, 2001. – 148 с.
 23. *Харченко В.П.* Авіоніка безпілотних літальних апаратів / [В.П. Харченко, В.І. Чепіженко, А.А. Тунік, С.В. Павлова]; за ред. В.П. Харченка. – К. : ТОВ «Абрис-принт», 2012. – 464с.
 24. *Харченко В.П.* Основи практичної навігації: навч. посіб. / В.П. Харченко, В.Г. Лялько, В.Г. Мелкумян. – К. : НАУ, 2004. – 256 с.
 25. *Харченко В.П.* Аеронавігація: навч. посіб. / В.П. Харченко, Ю.В.Зайцев. – К. : НАУ, 2008. – 272 с.
 26. *Харченко В.П.* Радіомаячні системи ближньої аеронавігації: навч. посіб. / В.П. Харченко, В.Г. Мелкумян, О.П. Сушич. – К. : НАУ, 2011. – 208 с.
 27. *Харченко В.П.* Системи зв'язку та навігації : навч.посіб. / В.П. Харченко, Ю.М. Барабанов, М.А. Міхалочкін. – К. : НАУ, 2009. – 216 с.

28. *Энциклопедия безопасности авиации* / Н.С. Кулик, В. П. Харченко, М. Г. Луцкий, А. Г. Кучер. – К. : Техніка, 2008. – 1000 с.
29. *Ярлыков М.С.* Статистическая радионавигация / М.С. Ярлыков. – М. : Радио и связь, 1987. – 344 с.
30. *ACARS decoder*. – Режим доступа: <http://www.acarsd.org>
31. *ACAS brochure/ACASA*. – Eurocontrol, 2010. – 28 p.
32. *ACSS*. – Режим доступа: <http://www.acss.com>
33. *ADS-B*. – Режим доступа: <http://www.ads-b.com>
34. *Advanced Avionics Handbook*. – Federal Aviation Administration (U.S.). Government Printing Office, 2009. – 100 p.
35. *Air Transport Association*. – Режим доступа: <http://www.airlines.org>
36. *Airbus*. – Режим доступа: <http://www.airbus.com>
37. *AFDX / ARINC 664 tutorial*. – TechSAT GmbH, Poing, 2008. – 30 p.
38. *ARINC 429 specification tutorial*. – AIM GmbH Avionics databus solutions, 2001. – 21 p.
39. *ARINC*. – Режим доступа: <http://www.arinc.com>
40. *Audio English web site*: <http://www.audioenglish.net/dictionary/avionics.htm>
41. *AVEO engineering*. – Режим доступа: www.aveoengineering.com
42. *Aviation Glossary – Defining the Language of Aviation*. – Режим доступа: <http://aviationglossary.com/category/avionics-definition>
43. *Avionics Fundamentals*. – IAP inc., 1991. – 394 p.
44. *Avionics Systems Standardization Committee*. – Режим доступа: <http://assconline.co.uk>
45. *BAE systems*. – Режим доступа: <http://www.baesystems.com>
46. *Alaskan flight trials of a synthetic vision system for instrument landings of a piston twin aircraft* / Andrew K. Barrows, Keith W. Alter, Chad W. Jennings, J. David Powell. – Stanford University, Stanford, 2009. – 9 p.
47. *Boeing*. – Режим доступа: <http://www.boeing.com>
48. *Cary R. Spitzer*. *Digital Avionics Handbook* / Cary R. Spitzer / AvioniCon, Inc. – Williamsburg, Virginia, USA, 2006. – 448 p.
49. *Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25*. – EASA, 2010. – 807 p.
50. *Collinson R. P. G.* *Introduction to avionics systems* / R. P. G. Collinson. – Springer, 2003. – 492 p.
51. *Concept of Operations for Commercial and Business Aircraft Synthetic Vision Systems*. TM-2001-211058. – NASA, 2001. – 89 p.

52. *ECS*. – Режим доступа: <http://www.ecsdirect.com>
53. *EMTEQ*. Aircraft lighting. – Режим доступа: <http://www.emteq.com/interior-lighting.php>
54. *Eurocontrol*. – Режим доступа: <http://www.eurocontrol.int>
55. *Eurocontrol*. ACAS II Bulletins and Safety Messages. – Режим доступа: http://www.eurocontrol.int/msa/public/standard_page/ACAS_Bulletins_Safety_Messages.html
56. *Eurocontrol*. ACAS program. – Режим доступа: www.eurocontrol.int/msa/public/standard_page/ACAS_Startpage.html
57. *Eurocontrol*. Requirements for civil aircraft. – Режим доступа: www.eurocontrol.int/avionics
58. *European Aviation Safety Agency*. – Режим доступа: www.easa.europa.eu
59. *FANS-1/A*. Operations Manual. – 2006. – 105 p.
60. *Federal Aviation Administration*. Next generation air transportation system. – Режим доступа: www.faa.gov/nextgen
61. *Federal Aviation Administration*. – Режим доступа: www.faa.gov
62. *Flight Display Systems*. – Режим доступа: www.flightdisplay.com
63. *FlightAware* corporation. – Режим доступа: www.flightaware.com
64. *Fly Smarter*. – Режим доступа: www.flightstats.com
65. *Free dictionary*. – Режим доступа: www.thefreedictionary.com/avionics
66. *Gables Engineering Inc*. – Режим доступа: www.gableseng.com
67. *Garming*. – Режим доступа: www.garming.com
68. *Synthetic vision system for improving unmanned aerial vehicle operator situation awareness* // Gloria L. Calhoun, Mark H. Draper, Mike F. Abernathy, Frank Delgado, Michael Patzeka / Proc. SPIE. – Vol. 5802., Enhanced and Synthetic Vision 2005, Jacques G. Verly, Ed. – 2005. – 219–230 pp.
69. *Glossary web site*. – Режим доступа: <http://www.glossary.com/dictionary.php?q=Avionics>
70. *Lopez Carlos Gonzaga*. GSM on board aircraft / Carlos Gonzaga Lopez, Lecturer Ari Rantala. – 2008. – 53 p.
71. *Guide to digital interface standards for military avionics applications*. – ASSC/110/6/2. – Iss. 3. – ASSC, 2006. – 248 p.
72. *Hall effect sensor: Micro switch sensing and control*. – Honeywell, 2011. – P. 3–8

73. *Helfrick A.D.* Principles of Avionics / A. D. Helfrick. – Avionics Communications, 2007. – 426 p.
74. *Honeywell.* Magnetic sensors. – Режим доступа: www.magneticsensors.com
75. *Honeywell.* – Режим доступа: www.honeywell.com
76. *Ian Moir.* Civil avionics systems / Ian Moir, Allan Seabridge // AIAA. – 2006. – 396 p.
77. *Interface bus :* avionics data buses. – Режим доступа: www.interfacebus.com/Design_Connector_Avionics.html
78. *International Air Transport Association.* – Режим доступа: www.iata.org
79. *Joint Aviation Authorities.* – Режим доступа: www.jaa.nl
80. *Kayton Myron.* Avionics navigation systems / Myron Kayton, Walter R. Fried. – John Wiley & Sons Inc., 1997. – 773 p.
81. *Kestrel-Air.* Aircraft lighting. – Режим доступа: www.kestrel-air.com
82. *Kunzi Fabrice.* ADS-B benefits to general aviation and barriers to implementation. Report no ICAT-2011-6 / Fabrice Kunzi, R. Jonsman Hansman. – MIT, 2011. – 103 p.
83. *Kuz'menko N.S.* Information management in air traffic / N.S. Kuz'menko, I.V. Ostroumov // Problems of navigation and Air traffic management: International Scientific-Practical Conference of Researches and Students, November 23 – 24, 2010 : theses. – K., 2010. – P. 33.
84. *Kuz'menko N.S.* Weather Web Service / N.S. Kuz'menko, I.V. Ostroumov // The Fourth World Congress “AVIATION IN THE XXII-st CENTURY” – Safety in Aviation and Space Technologies.– Kiev : NAU, 2010. – Vol. 1. – P. 329–338.
85. *Maher E.R.* Avionics Troubleshooting and Repair / Edward R. Maher. – McGraw-Hill Professional, 2001. – 398 p.
86. *MIL-STD-1553* tutorial. – AIM GmbH Avionics databus solutions, 2002. – 82 p.
87. *Myron Kayton.* Avionics navigation systems / Myron Kayton, Walter R. Fried / Wiley – Interscience, John Wiley & Sons. Inc. – New York., 1997. – 800 p.
88. *NASA's Aviation Safety Program, Synthetic Vision Project.* – Режим доступа: <http://avsp.larc.nasa.gov>
89. *NextGen Avionics Roadmap Version 1.0 Overview.* JPDO Aircraft Working Group.– FAA, 2008. –72 p.

90. *OATA Project Management Plan*. – Режим доступа: <http://www.eurocontrol.int/eatmp/oca>
91. *Ostroumov I.V.* Application for aircraft tracking / I. Ostroumov, N. Kuz'menko // *Proceeding of the NAU*. – 2011. – № 3. – P. 43–48
92. *Ostroumov I.V.* Monitoring of private aviation flying / I.V. Ostroumov // *The Fourth World Congress “AVIATION IN THE XXII-st CENTURY” – Safety in Aviation and Space Technologies*. – К.: NAU, 2010. – Vol. 1. – P. 329–338
93. *Performance-based Navigation (PBN) Manual*. Doc 9613. – ICAO, 2008. – 304 p.
94. *Peters Mark*. Multi-modal digital avionics for commercial applications. – Seagull Technology, Inc., 2009. – 186 p.
95. *Piezoresistive Technology: Sensing and control*. – Honeywell, 2011. – P. 101–103
96. *Prinzel L. J.* Synthetic vision systems / L. J. Prinzel, L. J. Kramer. – NASA Langley Research Center, Hampton, 2009. – 14 p.
97. *Radio Technical Commission for Aeronautics*. – Режим доступа: www.rtca.org
98. *Rockwellcollins*. – Режим доступа: www.rockwellcollins.com
99. *SESAR ATM Master Plan*. Edition 1. – Eurocontrol, March 2009. – 152 p.
100. *Society of Automotive Engineers*. – Режим доступа: www.sae.org
101. *Spitzer C.R.* The avionics handbook / C. R. Spitzer. – CRC Press, 2001. – 527 p.
102. *Spitzer C.R.* Digital Avionics Handbook / C. R. Spitzer // AvioniCon, Inc. – Williamsburg, Virginia, USA, 2006. – 448 p.
103. *Spitzer C.R.* Digital avionics handbook: development and implementation. Avionics / C. R. Spitzer. – CRC Press, 2007. – 232 p.
104. *Thales*. – Режим доступа: www.thalesgroup.com
105. *Universal Avionics Systems Corporation*. – Режим доступа: www.uasc.com
106. *Vibro-Meter*. – Режим доступа: www.vibro-meter.com
107. *Watch aircraft live*. – Режим доступа: www.flightradar24.com



Рис. Д1. Полиця для блока LRU

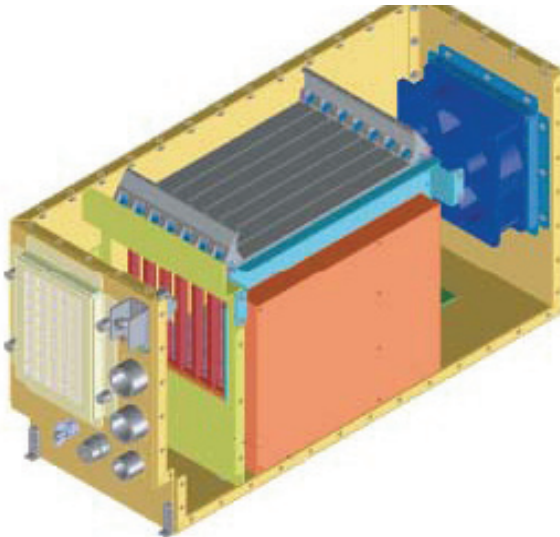


Рис. Д2. Внутрішня будова LRU

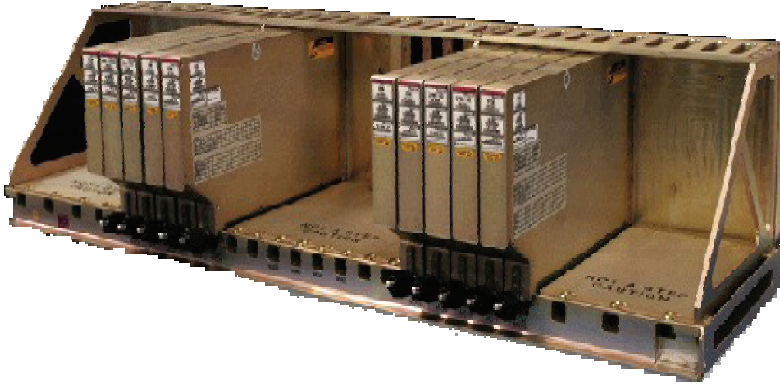


Рис. Д3. Полиця для LRM



Рис. Д4. Аеронавігаційний вогонь «Ultra Aurora» [41]



Рис. Д5. Розміщення датчиків тиску на борту літака В-737



Рис. Д6. Датчик кутів ковзання та атаки



Рис. Д7. Температурний датчик

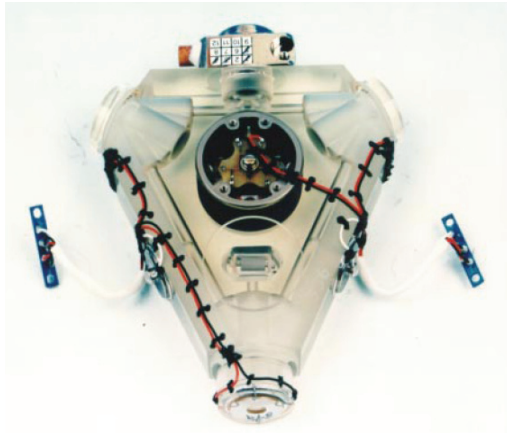


Рис. Д8. Лазерний гіроскоп



Рис. Д9. Оптиволоконний гіроскоп Honeywell (GG1320)

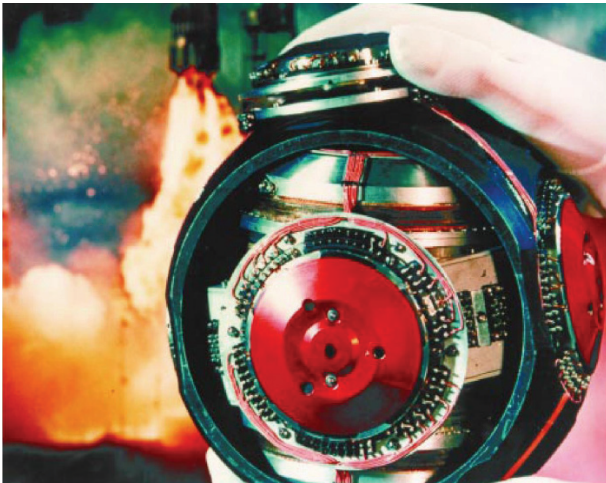


Рис. Д10. Платформний модуль інерціальних датчиків

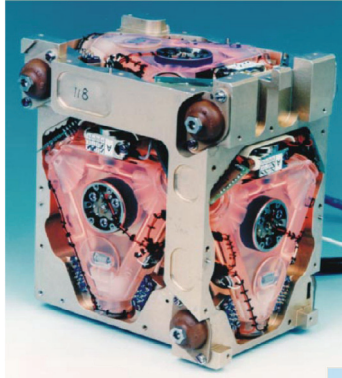


Рис. Д11. Безплатформна ІНС (Marconi FIN3110)



Рис. Д12. Магнітний резервний компас (S.I.R.S.)



Рис. Д13. Датчик X-MAG
(Rockwell Collins)



Рис. Д14. Датчик HMR2300
(Honeywell)



Рис. Д15. Курсовертикаль Honeywell (АН-2100) [75]



Рис. Д16. Автоматичний радіокомпас ADF-462 (RocwellColins)



Рис. Д17. Радіомаяк VOR



Рис. Д18. Обладнання DME-42 (Rocswell Colins)



Рис. Д19. Розміщення антен RAL на B737



Рис. Д20. Радіовисотомір RA-4000

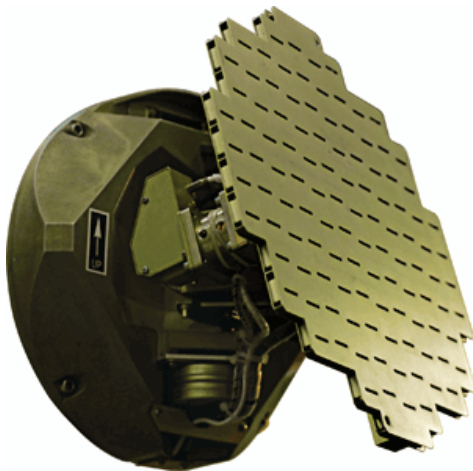


Рис. Д21. Антенна система метеонавігаційного радіолокатора

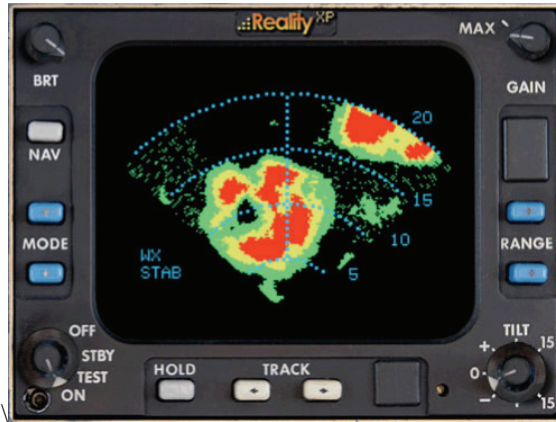


Рис. Д22. Зображення на індикаторі радіолокатора



Рис. Д23. Відображення інформації на дисплеї VSI/TDI [9]



Рис. Д24. Відображення даних від TCAS на дисплеї метеорадіолокатора

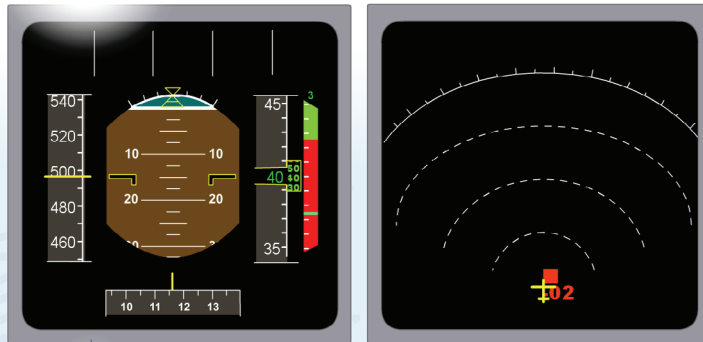


Рис. Д25. Відображення даних від TCAS на EFIS [9]



Рис. Д26. Система CAS 100 (Honeywell) [75]

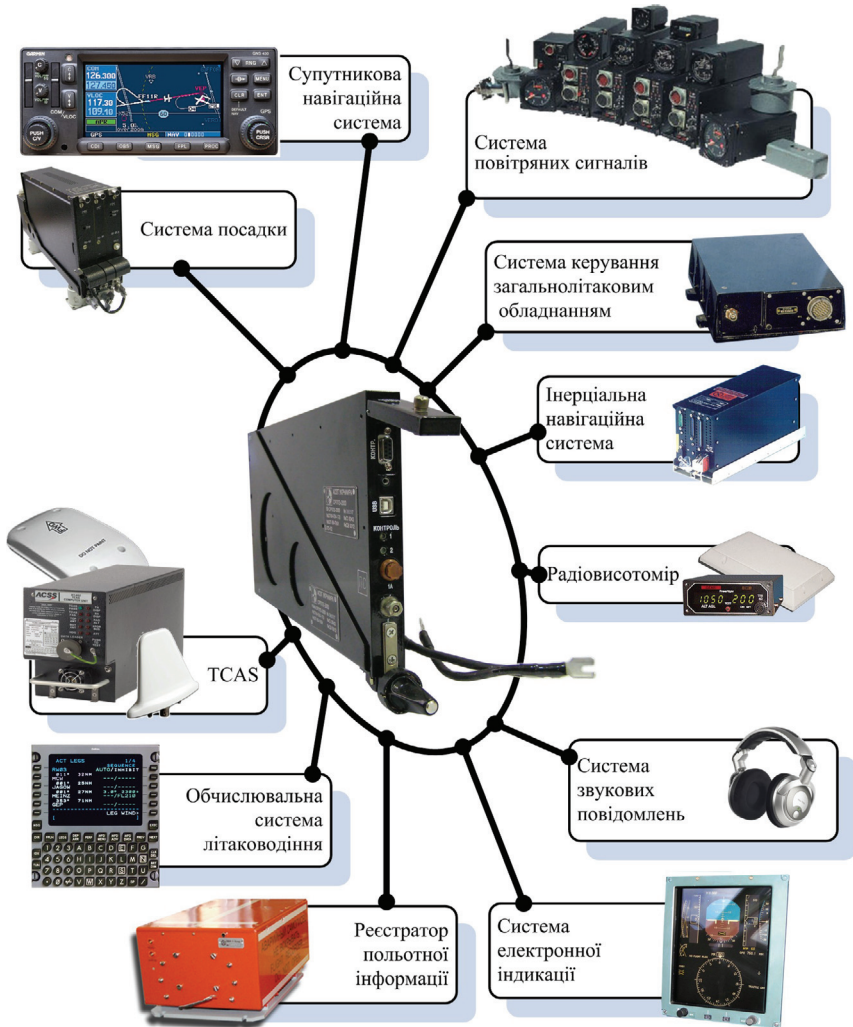


Рис. Д27. Взаємозв'язки ТАВС

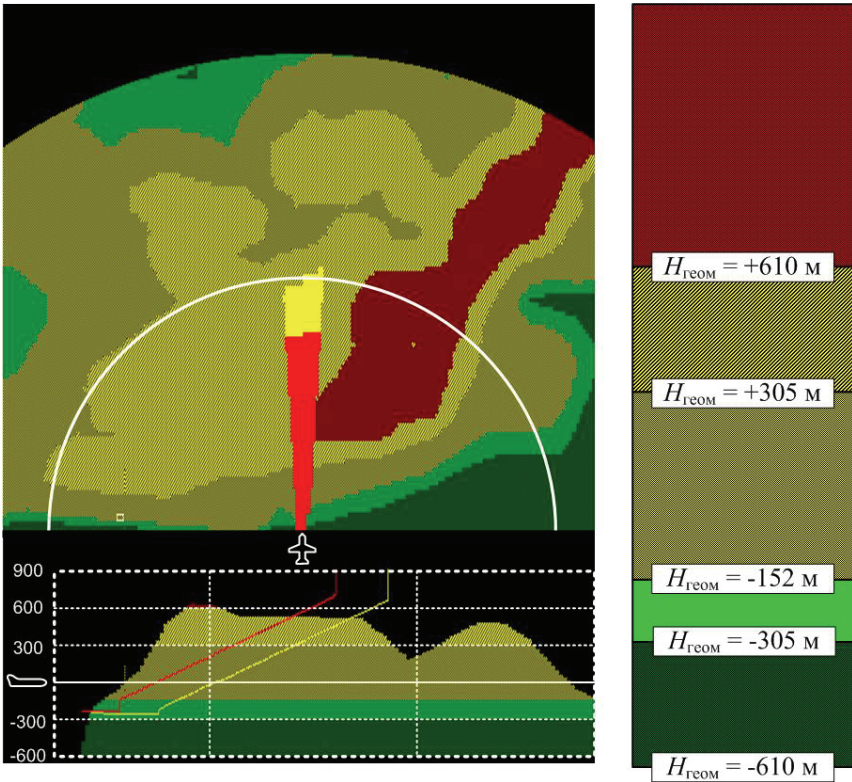


Рис. Д28. Відображення рельєфу місцевості (кримських гір) на EFIS



Рис. Д29. Приймач GNSS GNS-430W [67]



Рис. Д30. Пульта керування обладнанням зв'язку UASC [105]

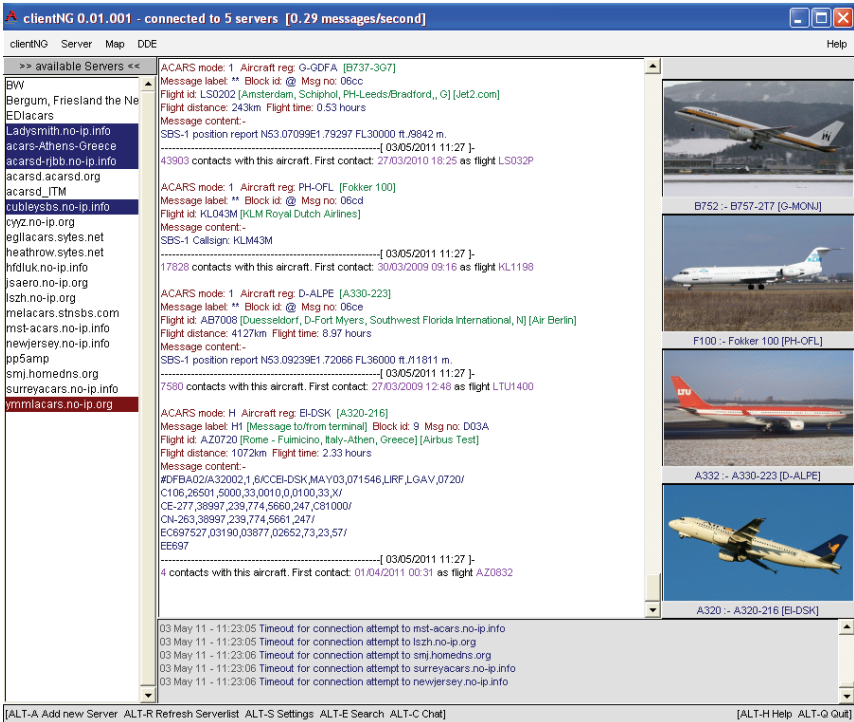


Рис. Д31. Повідомлення ACARS, отримані за допомогою «ClientNG»



Рис. Д32. Моніторинг повітряного руху за повідомленнями ACARS [91]

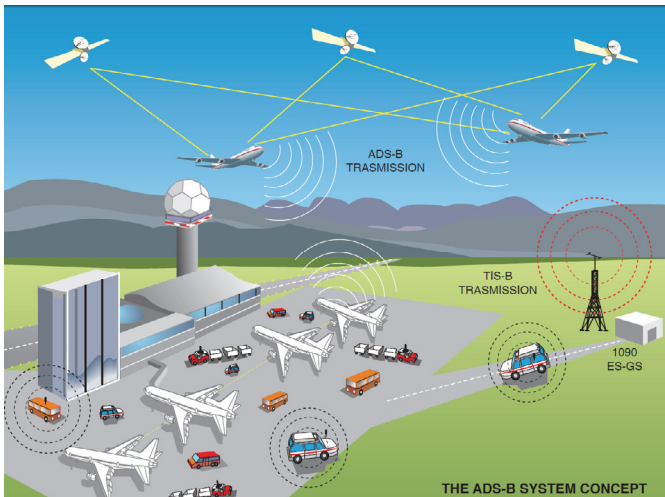


Рис. Д33. Функціонування ADS-B



Рис. Д34. Відображення даних від TIS-B [61]



Рис. Д35. Відображення даних від FIS-B [61]

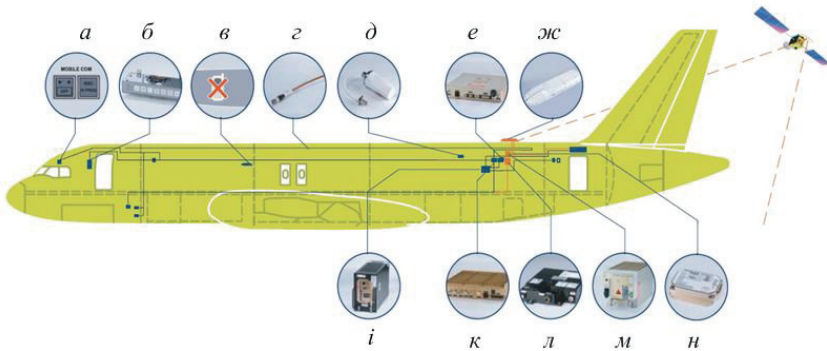


Рис. Д36. Приклад розміщення GSMOB на літаку А320 :
а – перемикач ввімкнення/вимкнення; б – пульт контролю за системою бортпроводника; в – індикатор дозволу на користування послугами зв'язку; г і д – антени; е – BTS; ж – антена забезпечення супутникового зв'язку; і – AGS; к, л – NCU; м і н – CSDU



Рис. Д37. Розміщення MCDU у кабіні Ту-214

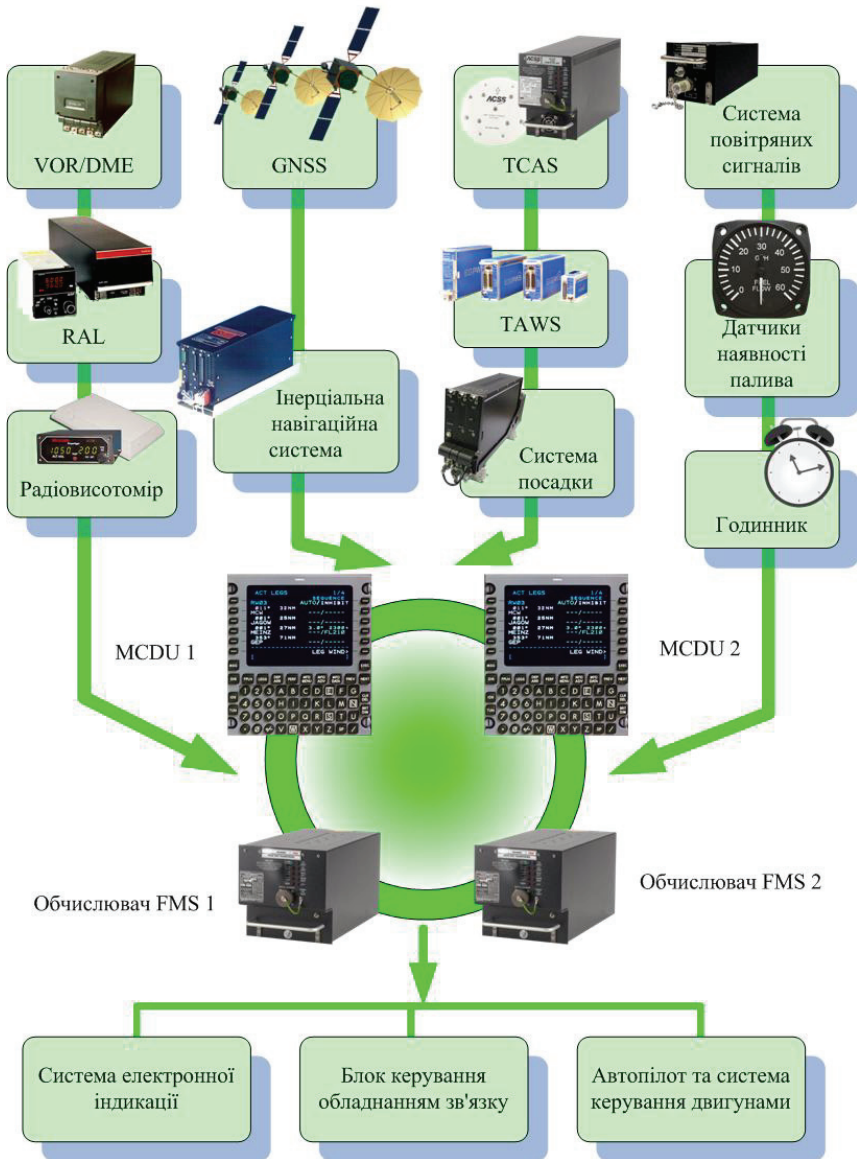


Рис. Д38. Взаємодія FMS з іншими системами

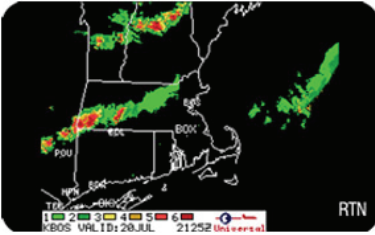


Рис. Д39. Система FMS з модулем зв'язку (Universal Avionics System) [105]

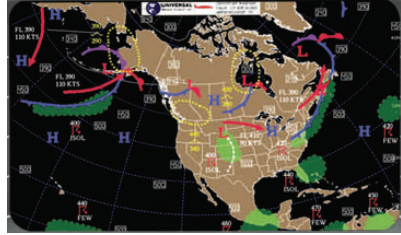


Рис. Д40. Типовий MCDU «GNX-Xls» (Honeywell)

Продовження додатка



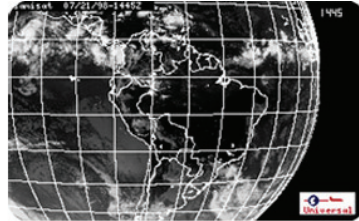
Зображення метеорадіолокатора



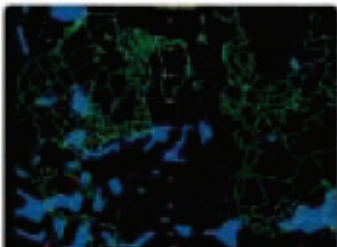
Метеорологічна карта



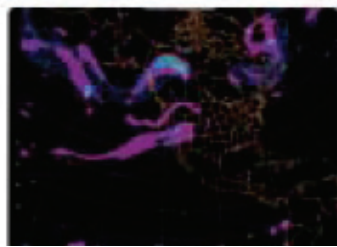
Карта вітрів



Супутникове зображення в інфрачервоному діапазоні



Зони можливого обледеніння



Турбулентність

Рис. Д41. Приклади метеорологічної інформації на екрані FMS [105]

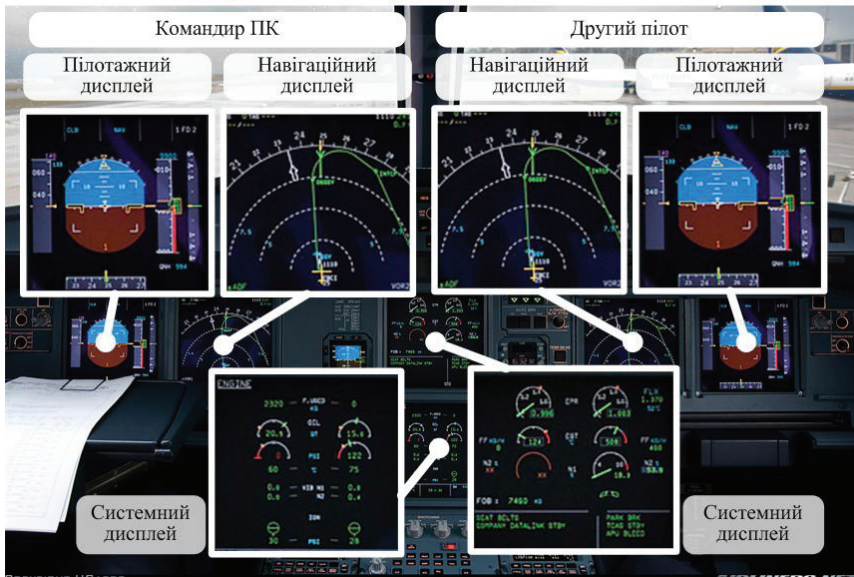


Рис. Д42. Дисплеї EIS (A320)

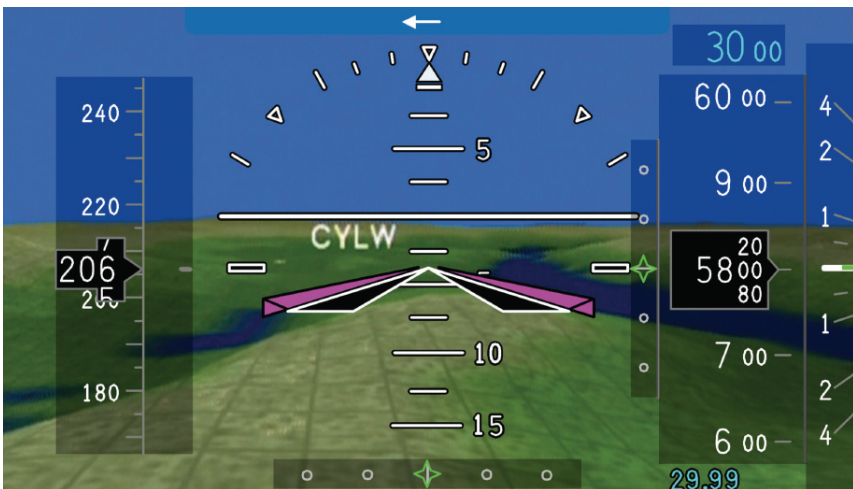


Рис. Д43. Пілотажний дисплей із SVS [98]

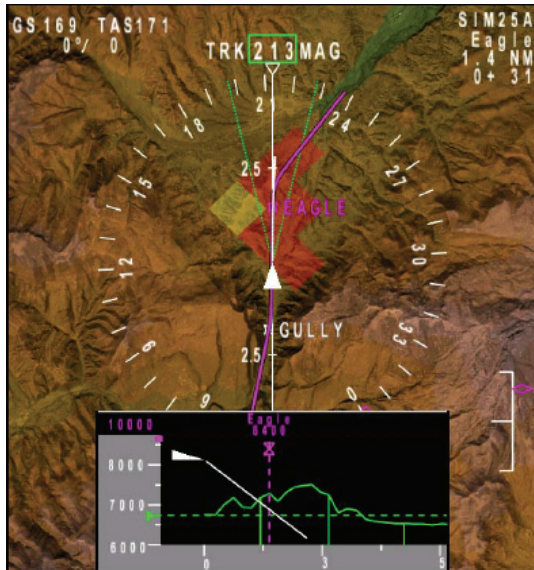


Рис. Д44. Навігаційний дисплей із SVS [96]

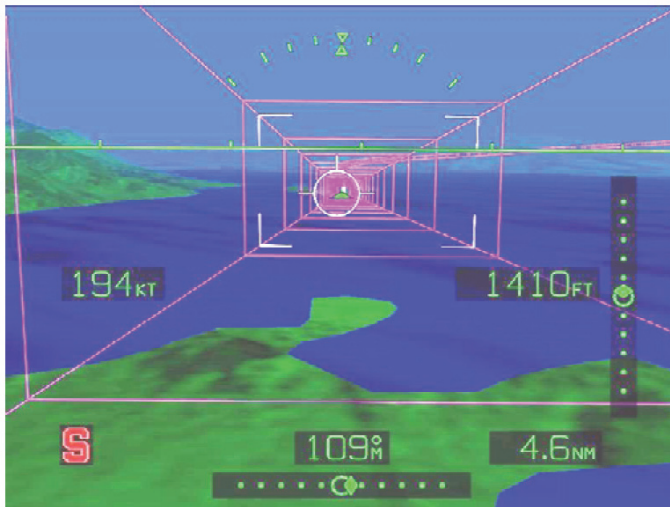


Рис. Д45. Тунельне відображення запланованої траєкторії руху [46]

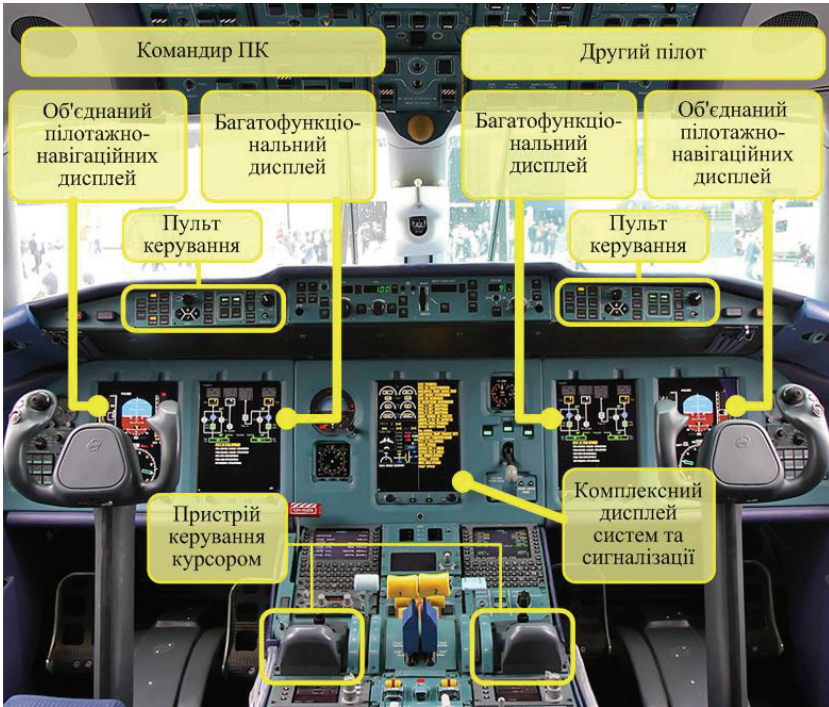


Рис. Д46. Комплексна система електронної індикації Ан-148

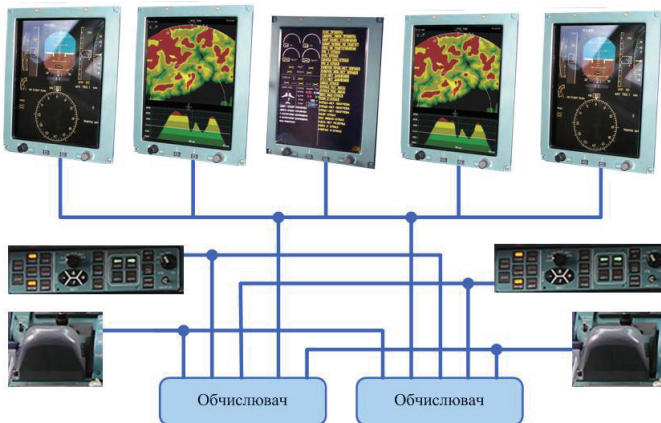


Рис. Д47. Побудова EIS Ан-148



Рис. Д50. Електронна система індикації А340



Пілотажний дисплей



Навігаційний дисплей

Рис. Д51. Відображення інформації на дисплеях EFIS



Рис. Д52. Система електронної індикації А-380



Рис. Д53. Система електронної індикації А-350 XWB

Продовження додатка

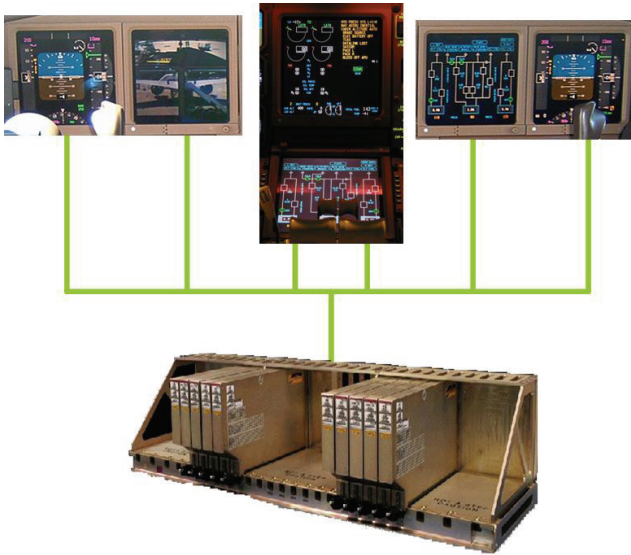


Рис. Д54. Принцип побудови EIS B777



Рис. Д55. Система електронної індикації B-777



Рис. Д56. Система електронної індикації В-787



Рис. Д57. Принцип функціонування HUD В-787



Рис. Д58. Відображення пілотажно-навігаційної інформації на етапі зльоту (HGS, RocwellColins)

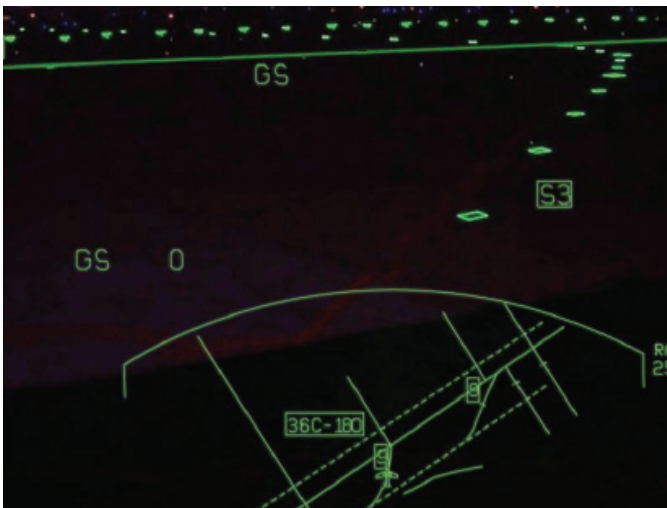


Рис. Д59. Відображення пілотажно-навігаційної інформації під час заходу на посадку (HGS, RocwellColins)



Рис. Д60. Відображення рельєфу місцевості від SVS (HGS, RoswellColins)

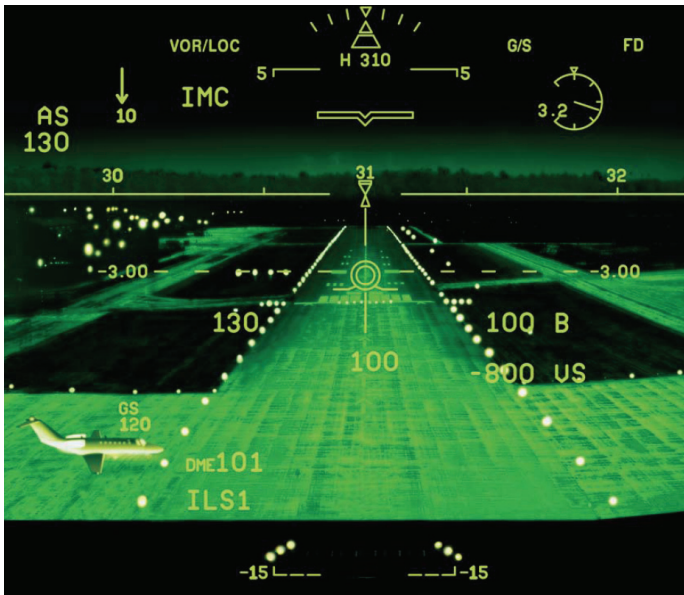


Рис. Д61. Поєднання видачі інформації системою нічного бачення з пілотажно-навігаційною інформацією (HGS, RoswellColins)

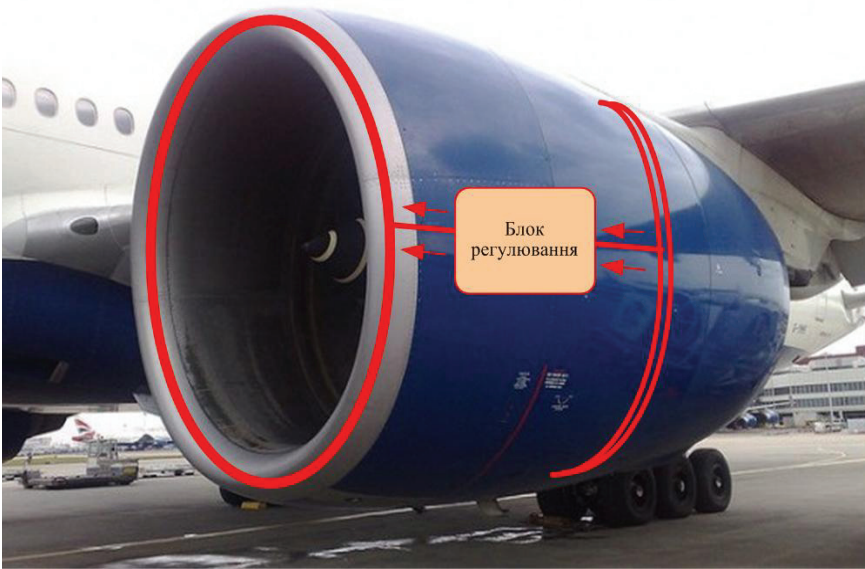


Рис. Д62. Система обігріву повітрязабірника



Рис. Д63. П'єзоелектричний датчик наявності льоду EW-164 (Vibro-Meter) [106]



Рис. Д64. Обладнання IFE (Emirates' airlines)



Рис. Д65. Обладнання TES (Rockwell Collins)