



centroappunti.it

CORSO LUIGI EINAUDI, 55/B - TORINO

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 2492A

ANNO: 2020

A P P U N T I

STUDENTE: Jonathan Epifani

MATERIA: Equipaggiamenti di bordo e sistemi avionici - Prof. Viola

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

**ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTIE NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.**

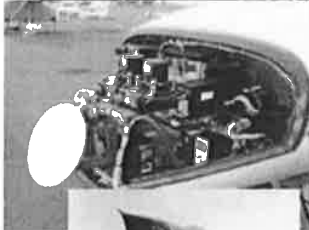


Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

Avionic systems and on-board equipment

Lesson 2

*Avionic technologies: fundamentals of
electromagnetic waves and their propagation.
Basics on RF communications*



II semestre, AA 2019-2020

Fabrizio Stesina

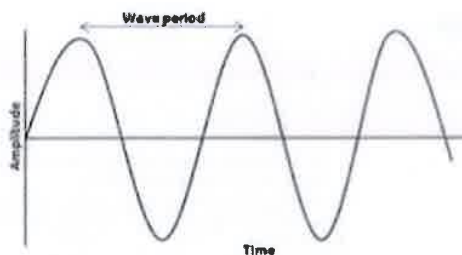
Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: nicola.viole@polito.it,

marco.fioriti@polito.it, fabrizio.stesina@polito.it

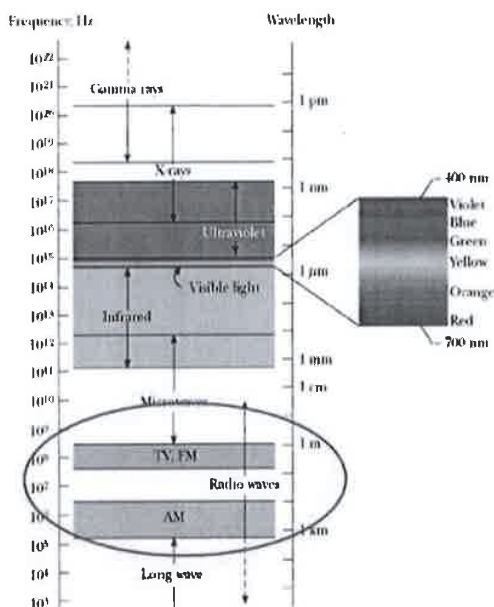
Electromagnetic waves features:

- amplitude A ,
- period T ,
- frequency f ,
- wave length λ
- Propagation velocity c .



$$f = \frac{1}{T}$$

$$\lambda = \frac{c}{f} \rightarrow 300[m] = \frac{300000 \cdot 10^3 [m/sec]}{10^6 [Hz]} \rightarrow 300[m] = \frac{300000 \cdot 10^3 [m/sec]}{1 [MHz]}$$



Gamma rays: $\lambda \rightarrow 10^{-10} - 10^{-14} \text{ m}$

X rays: $\lambda \rightarrow 10 \text{ nm} - 10^{-4} \text{ nm}$

UV rays: $\lambda \rightarrow 4 \times 10^{-7} - 6 \times 10^{-10} \text{ m}$
(400 nm - 0.6 nm)

Visible:

$\lambda \rightarrow 400 - 430 \text{ nm} - \text{violet} ;$

$\lambda \rightarrow 430 - 485 \text{ nm} - \text{blue}$

$\lambda \rightarrow 485 - 560 \text{ nm} - \text{green} ;$

$\lambda \rightarrow 560 - 575 \text{ nm} - \text{yellow}$

$\lambda \rightarrow 575 - 625 \text{ nm} - \text{orange} ;$

$\lambda \rightarrow 625 - 700 \text{ nm} - \text{red}$

IR: 700 nm - 1 mm

Microwaves: $\lambda \rightarrow 1 \text{ mm} - 30 \text{ cm}$

Radio waves: $\lambda > 30 \text{ cm}$

Attenuation

Un segnale RF trasmesso da un'origine / sorgente e propagato ha una certa potenza, misurato in Watt (W) o in decibel (dB)

Durante la propagazione, il segnale perde parte della potenza a causa di:

- la distanza dall'origine
- l'effetto dell'ambiente nel quale si sposta il segnale

L'attenuazione (o perdita) del segnale dovuta alla distanza nello spazio libero è:

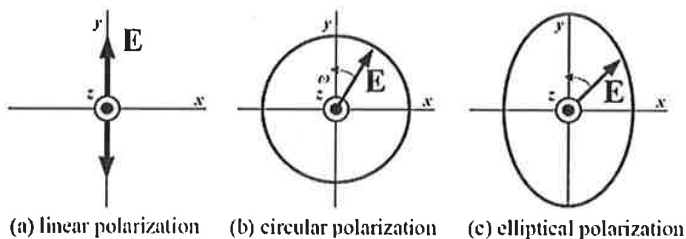
$$E_S = \left(\frac{\lambda}{4 \pi S} \right)^2 = \left(\frac{c}{f} \frac{1}{4 \pi S} \right)^2$$

Dove lambda è la lunghezza d'onda del segnale e S è lo slant range (ovvero la distanza in metri tra l'origine e la destinazione).

Polarization

La polarizzazione è una proprietà delle onde che possono oscillare con più di un orientamento.

La polarizzazione di un'antenna si riferisce all'orientamento del campo elettrico (piano E) dell'onda radio rispetto alla superficie terrestre



La polarizzazione quindi indica come si muove il campo elettrico nello spazio.

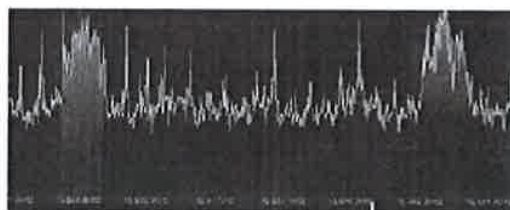
Signal power spectrum

Lo spettro di potenza evidenzia la potenza di un segnale rispetto allo spettro di frequenza.

Il rapporto segnale / rumore è uno dei parametri di prestazione più importanti di un sistema di comunicazione, (indica la potenza del segnale rispetto al rumore)

Spettro di potenza del segnale:

- Frequenza sull'asse x [HZ]
- Potenza del segnale sull'asse y [dB]



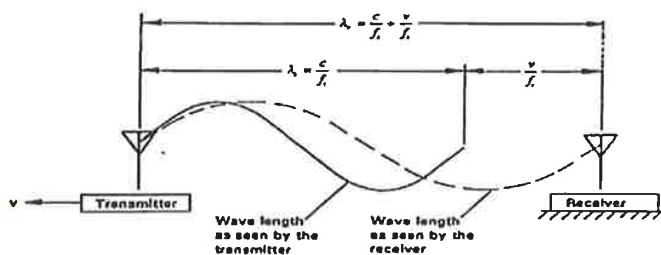
«Waterfall» è uno spettro di potenza del segnale in 3D:

- Frequenza sull'asse x [HZ]
 - Tempo (s) sull'asse y
 - Potenza del segnale sull'asse z [dB]
- (colori diversi → intensità diverse)



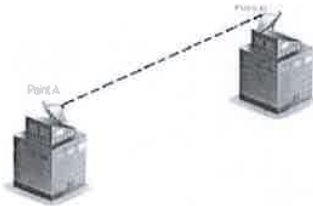
Doppler effect

Quando esiste una velocità relativa tra un trasmettitore e un ricevitore, la frequenza ricevuta non è la stessa della frequenza trasmessa. Quando si allontanano l'uno dall'altro, la frequenza ricevuta è inferiore alla frequenza trasmessa e viceversa. Questa variazione di frequenza è chiamata effetto Doppler.



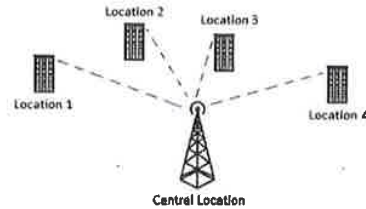
L'effetto Doppler è ampiamente utilizzato per misurare la velocità e la portata dei veicoli spaziali.

Point-to-point, Point-to-multipoints, broadcasting



Il caso più semplice riguarda due punti: un punto è la stazione trasmittente e l'altro punto è la stazione ricevente.

Quando c'è una singola stazione trasmittente e più stazioni riceventi, abbiamo una point-to-multipoints communication.



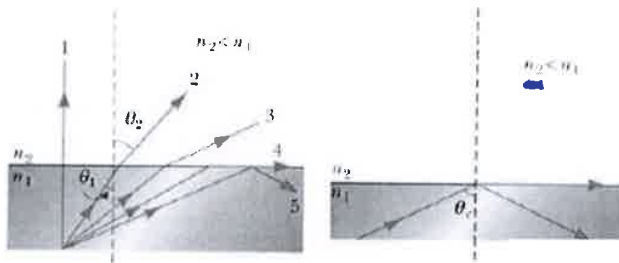
Una rete di trasmissione può essere costruita come point-to-multipoints ma il numero di ricevitori non è noto a priori.

Quando un'onda passa da un mezzo a un altro, la **frequenza NON CAMBIA**, mentre la **velocità di propagazione e la lunghezza d'onda cambia**.

$$f_1 = \frac{v_1}{\lambda_1} \Rightarrow \frac{\lambda_1}{\lambda_2} = \frac{v_1}{v_2} \quad n_1 = \frac{c}{v_1} \Rightarrow \frac{\lambda_1}{\lambda_2} = \frac{n_2}{n_1}$$

Riflessione totale / riflessione interna

Succede solo quando la luce passa da un mezzo con n_1 come indice di rifrazione in un mezzo con n_2 con indice di rifrazione e $n_2 < n_1$.

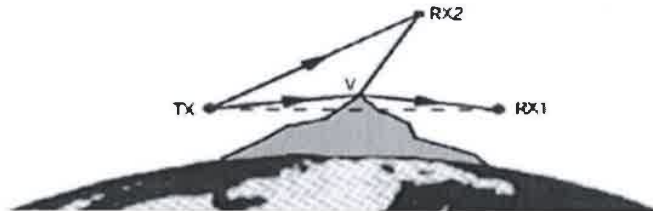


$$\frac{\sin \theta_1}{\sin 90^\circ} = \frac{n_2}{n_1} \rightarrow \sin \theta_1 = \frac{n_2}{n_1}$$

Total reflection is the base of the Fiber Optic/Optical fibres

Diffrazione

La diffrazione si verifica quando un'onda incontra un bordo (cioè un'improvvisa discontinuità superficiale impenetrabile) che ha **dimensioni grandi rispetto alla lunghezza d'onda del segnale**. In tali casi l'onda viene piegata in modo che segua il profilo della discontinuità. La diffrazione si verifica più facilmente alle **frequenze VHF e inferiori**.



*spare split del segnale
α range, angolo*

Il livello di attenuazione del segnale dipende dalla distanza in λ tra TX e RX e dall'angolo di incidenza tra RX1 / V e TX / V rispetto alla linea TX / RX1.

Dispersione

Lo scattering si verifica quando un'onda incontra uno o più oggetti sul suo percorso aventi una **dimensione che è una frazione della lunghezza d'onda del segnale**. Quando un'onda incontra un ostacolo di questo tipo, sarà frammentata e irradiata di nuovo su un ampio angolo. Lo scattering si verifica più facilmente a **frequenze più alte (in genere VHF e superiori)** e si verifica regolarmente nella troposfera a UHF ed EHF.



Le **onde terrestri** (o onde di superficie) viaggiano vicino alla superficie della Terra e si propagano per grandi distanze come VLF, LF e MF.

RICHIEDONO MOLTA POTENZA

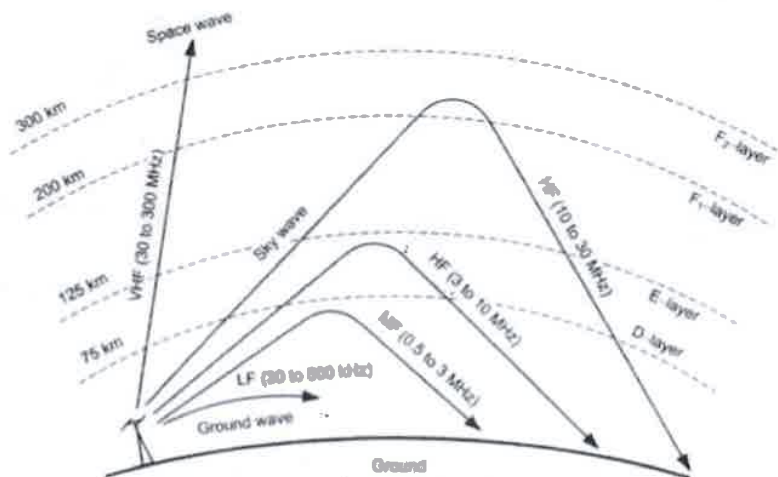
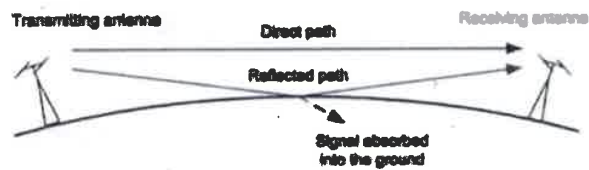
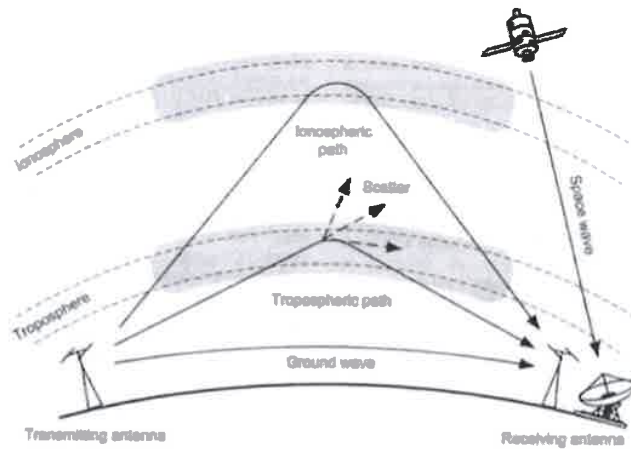
Le onde terrestri hanno due componenti di base:

- un'onda **diretta** (linea di mira, LOS, tra il trasmettitore e il ricevitore);
- un'onda **riflessa dal suolo**. La riflessione del terreno dipende molto dalla qualità del terreno.

Inoltre, una parte del segnale radio incidente viene assorbito nel terreno e non tutto viene utilmente riflesso.

Le **onde spaziali** viaggiano in gran parte non deviate attraverso l'atmosfera attraverso la linea di vista, LOS, percorsi a VHF, UHF e altre.

Le **onde ionosferiche** (o le onde del cielo) possono viaggiare per lunghe distanze principalmente ad alta frequenza. La ionosfera ci fornisce un mezzo ragionevolmente prevedibile per comunicare su lunghe distanze usando segnali radio HF. Gran parte delle comunicazioni a breve e lunga distanza inferiori a 30 MHz dipendono dal riflesso dell'onda trasmessa nella ionosfera terrestre, dove ci sono regioni ad alta ionizzazione causate dalla radiazione ultravioletta del Sole e che si trovano a circa 60-200 miglia sopra la superficie terrestre.



Livelli molto elevati di ionizzazione nelle nuvole causeranno riflessione di qualsiasi segnale nella porzione HF dello spettro radio. Ciò può impedire loro di raggiungere le regioni F superiori, impedendo loro di raggiungere distanze molto maggiori. In queste circostanze, verranno rilevati segnali a corto raggio quando si prevedono segnali a lungo raggio. Tuttavia, la natura intermittente delle sporadiche nuvole E e il fatto che le nuvole sono molto mobili significa che è probabile che qualsiasi effetto abbia vita relativamente breve.

Il verificarsi di sporadica E è molto difficile da prevedere. Tuttavia, è stata raccolta una grande quantità di dati statistici relativi al suo verificarsi. Si è constatato che la presenza di E sporadica varia in base alla regione del pianeta:

- **Regioni temperate:** nelle regioni temperate, cioè quelle a metà latitudine tra le regioni equatoriali, si verifica principalmente in estate. Nell'emisfero settentrionale i mesi da maggio ad agosto producono il maggior numero di aperture con un picco a giugno. Un piccolo picco si nota anche a dicembre. Un modello simile è evidente anche nei mesi equivalenti, da novembre a febbraio nell'emisfero meridionale. Generalmente le frequenze ben nella porzione VHF dello spettro sono influenzate solo nel mezzo della sporadica stagione E, vale a dire principalmente a giugno e luglio nell'emisfero settentrionale.
- **Regioni polari:** nelle regioni polari si verifica ciò che viene spesso definito E sporadica aurorale e, di nuovo, c'è poca differenza tra le stagioni e si verifica di solito al mattino.
- **Regioni equatoriali:** nelle regioni equatoriali la comparsa di sporadica E è principalmente un fenomeno diurno, e come ci si potrebbe aspettare a causa della posizione, c'è poca differenza durante tutto l'anno. La sua presenza è anche più frequente che nelle regioni temperate e di conseguenza si ritiene che il meccanismo alla base della sua formazione possa essere leggermente diverso. È possibile tracciare una curva molto approssimativa per l'insorgenza di sporadica E nelle regioni temperate nel corso di un anno. Questo dovrebbe essere preso come una guida approssimativa solo in vista dei cambiamenti con la posizione e la natura sporadica della modalità di propagazione.

Onde troposferiche: I segnali radio possono essere diretti verso il basso o verso l'alto.

I segnali verso l'alto → possono entrare nella troposfera (percorso del condotto troposferico).

I segnali verso il basso → possono essere dispersi nella troposfera, in modo che una piccola proporzione ritorni a terra.

La dispersione troposferica richiede apparecchiature di trasmissione ad alta potenza e antenne ad alto guadagno ma viene regolarmente utilizzata per la trasmissione oltre l'orizzonte in condizioni specifiche.

La qualità della trasmissione dipende da:

- Temperatura
- Indice di rifrazione
- Pressione atmosferica
- Percentuale di umidità
- Dimensione (altezza massima e minima) del canale di canalizzazione



Type of signals

Sono due le categorie di segnali principali per aeromobili, che si possono trasmettere:

- **Comunicazioni vocali (analogiche/digitali):**
es. comunicazioni vocali per la comunicazione umana
- **Comunicazione non vocali (digitale):** Data (Links) Communications.
es. comunicazioni tra sistemi embedded

L'uso della voce era il mezzo originale per usare la radio analogica per comunicazioni in frequenza (RF). Tuttavia, l'uso della comunicazione della voce analogica ha molte limitazioni: è lento in termini di trasmissione di informazioni ed è incline a fraintendimenti; le comunicazioni digitali avendo una elevata larghezza di banda possono fornire molte più informazioni, se necessario incorpora la correzione degli errori o la crittografia.

Il collegamento dati anziché le comunicazioni vocali saranno sempre più utilizzati per comunicazioni aria-terra e aria-aria, poiché la velocità di trasmissione dati è più elevata.

Based on signal: quality of data and Data Rate

1) **Quali sono le informazioni da trasferire sui nostri collegamenti di comunicazione?**

La QUANTITÀ DI DATI (D) è l'informazione totale che devono essere inviati / ricevuti. Può essere riferito all'intera missione o a una parte della missione (una fase, un anno, un mese, un giorno, un'orbita, ...).

Dipende principalmente da:

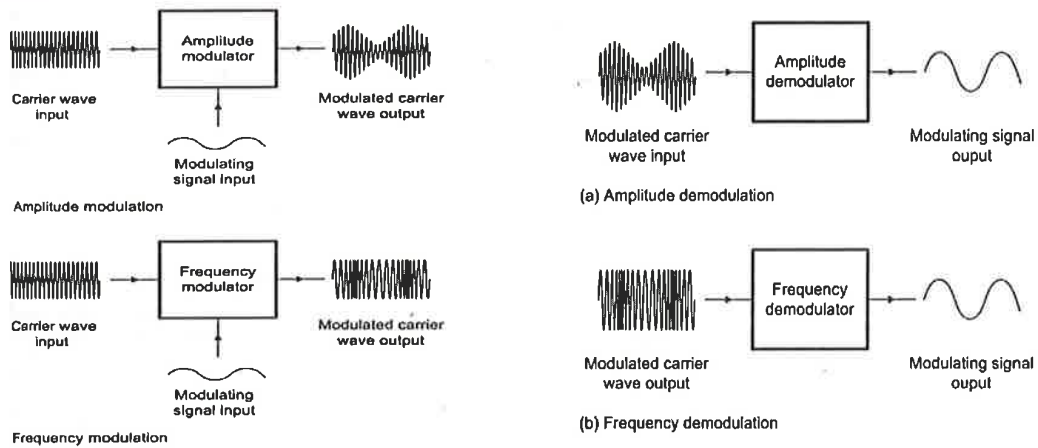
- il tipo di missione
- il numero di informazioni "prodotte" dagli elementi (veicoli spaziali, sensori stazioni di terra) coinvolti nell'architettura
- il tipo di dati
- le funzionalità di comando e gestione dei dati (codifica, crittografia, compressione, eccetera)

2) **Quanto deve essere veloce la velocità di trasferimento?**

DATA RATES R:

- Numero di campioni al secondo
- Numero di bit al secondo (bps)

Modulator and demodulator



Il processo di modulazione di un vettore è intrapreso da un circuito modulatore.

La demodulazione è il contrario della modulazione ed è il mezzo con cui le informazioni del segnale vengono recuperate dal segnale modulato.

La demodulazione è raggiunta da mezzi di un demodulatore (a volte chiamato anche rivelatore). L'output del demodulatore consiste in una versione ricostruita delle informazioni del segnale originale presenti all'ingresso dello stadio modulatore all'interno del trasmettitore.

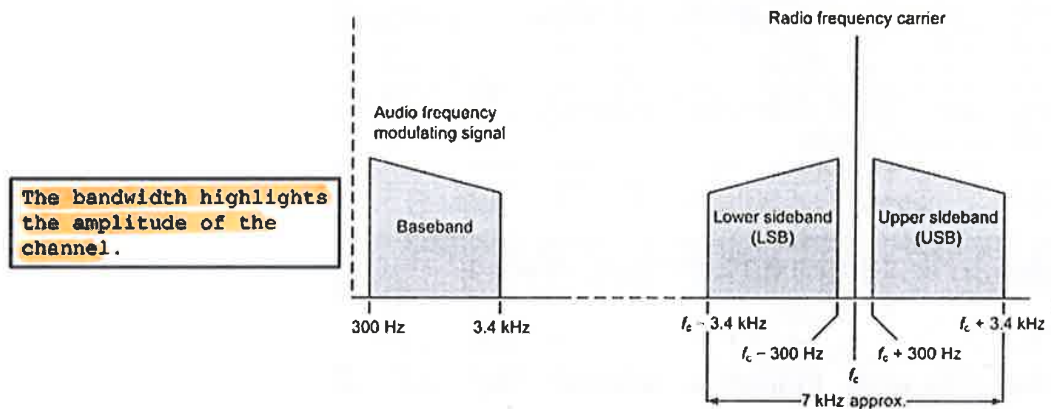
Un dispositivo in grado di eseguire entrambe le operazioni è un modem (da "modulatore-demodulatore").

RF portante modulato da un segnale vocale.

Il segnale in banda base (cioè il segnale vocale stesso) occupa tipicamente a gamma di frequenza che si estende da circa 300 Hz a 3,4 kHz.

La risposta in frequenza di un microfono e l'amplificatore vocale al ricevitore è progettato invariabile per selezionare questa particolare gamma di frequenze e rifiutare qualsiasi segnale audio che si trovano al di fuori di esso.

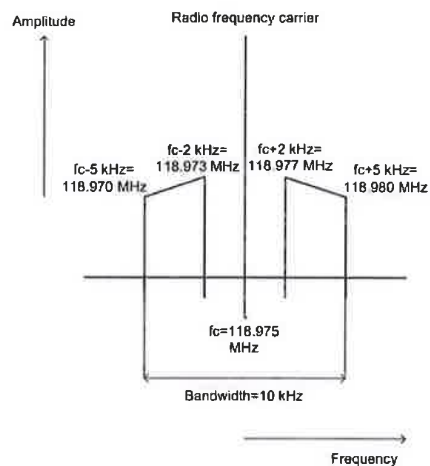
Dalla figura sotto si dovrebbe notare che la larghezza di banda del segnale RF è circa 7 kHz, ovvero il doppio di quello del segnale di modulazione (modulante) più alto.



EXERCISE

Determina le componenti di frequenza del segnale RF presenti in un DSB onda portante modulata in ampiezza a 118.975 MHz, quando il segnale modulante comprende toni puri a 2 kHz e 5 kHz.

Determina anche la larghezza di banda del segnale RF.



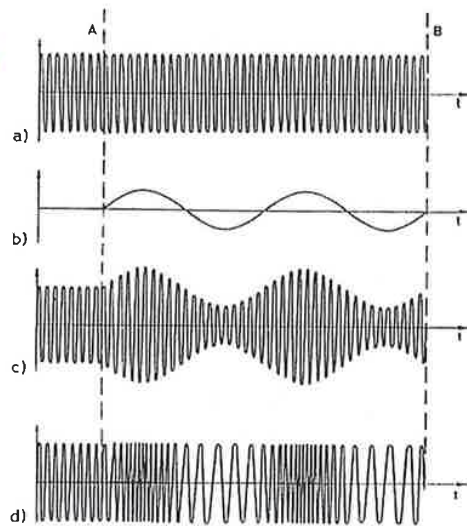
MODULATION: some advices

Per un corretto funzionamento del trasmettitore è dunque necessario che:

- la frequenza della portante sia superiore non meno di 100 volte la frequenza della modulante in più alta frequenza;
- l'ampiezza del segnale modulante non superi mai quella della portante. In caso contrario si avrebbe una cosiddetta "sovramodulazione", ovvero una profondità di modulazione superiore al 100%. La conseguenza pratica di questa situazione è che l'involuppo dell'onda modulata non rappresenta più il segnale modulante, ovvero il segnale con contenuto di informazione, con conseguente sua **distorsione e perdita di intelligibilità in ricezione.**

Frequency modulation

L'onda portante (a) è modulata in frequenza dall'onda modulante (b) a partire dall'istante A fino all'istante B. L'onda (c) è l'onda risultante modulata in ampiezza mentre l'onda (d) è l'onda risultante modulata in frequenza.

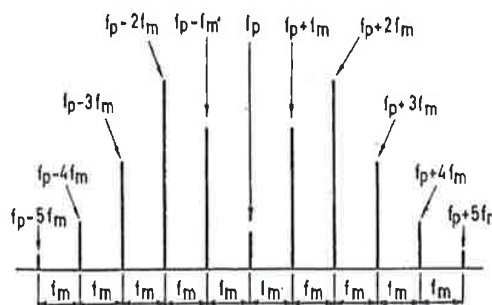


Nella modulazione in frequenza la frequenza della portante diviene tanto maggiore (come indica l'infittirsi delle sinusoidi) quanto più aumenta positivamente l'ampiezza del segnale modulante, mentre diviene tanto minore (come indica il diradarsi delle sinusoidi) quanto più aumenta negativamente l'ampiezza dello stesso segnale modulante.

L'ampiezza dell'onda portante invece in questo caso non varia.

Nel caso della modulazione in frequenza lo spettro assume un aspetto in cui compaiono numerose coppie di frequenze laterali rispetto alla frequenza centrale della portante.

Si potrebbe pensare che il canale di trasmissione in modulazione in frequenza sia "infinitamente" grande. In realtà, pur essendo tale canale ovviamente più grande di un corrispettivo canale di trasmissione in modulazione di ampiezza, si considera per convenzione che esso sia costituito dalle frequenze laterali la cui ampiezza non è inferiore all'1% della portante non modulata, trascurando così le frequenze di ordine inferiore. Al fine di determinare l'ampiezza del canale occorre dunque conoscere l'ampiezza delle varie coppie di frequenze laterali.



Channels and channel spacing

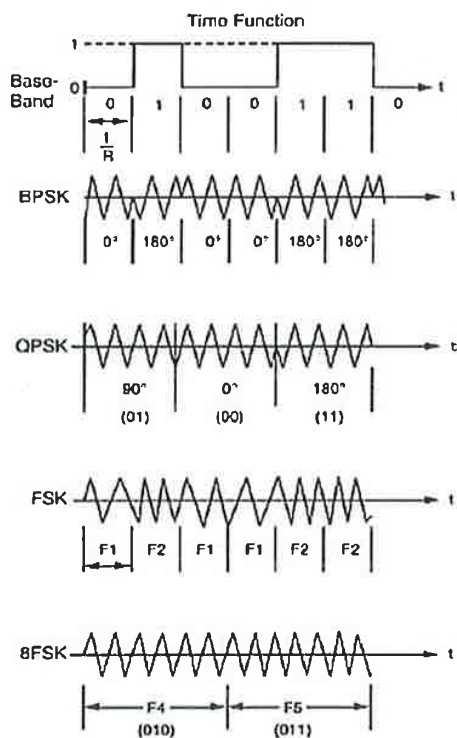
Le comunicazioni degli aeromobili prendono posto in un numero di assegnato canali. In particolare VHF i canali di comunicazione erano originariamente spaziatosi di 200 kHz intervalli in tutto il VHF banda di aeromobili.

Tuttavia all' aumento incessante traffico aereo abbinato al crescente utilizzo di sistemi avionici per comunicazioni di collegamento dati ha posto crescenti richieste allo spettro di frequenza disponibile. In risposta a questa richiesta, la spaziatura tra canali adiacenti nella banda da 118 MHz a 137 MHz (tipico dei velivoli VHF comunicazioni) è stato successivamente ridotto in modo da aumentare il numero di canali disponibile per comunicazioni VHF.

Evolution of VHF COMs on board

Date	Frequency range	Channel spacing	Number of channels
1947	118 MHz to 132 MHz	200 kHz	70
1958	118 MHz to 132 MHz	100 kHz	140
1959	118 MHz to 136 MHz	100 kHz	180
1964	118 MHz to 136 MHz	50 kHz	360
1972	118 MHz to 136 MHz	25 kHz	720
1979	118 MHz to 137 MHz	25 kHz	760
1995	118 MHz to 137 MHz	8.33 kHz	2280

Digital modulations



La **conversione binaria a sfasamento (BPSK)** consiste nell' impostare la fase portante a 0 gradi per trasmettere un binario 0 e impostando la fase a 180 gradi si trasmette un binario 1.

La **digitazione quadrifase a sfasamento (QPSK)** richiede due bit alla volta per definire uno dei quattro simboli. Ogni simbolo corrisponde a uno dei quattro carrier fasi: 0 gradi, 90 gradi, 180 gradi o 270 gradi. Nota che il symbol rate è la metà del bit rate, riducendo così la larghezza dello spettro della metà.

Frequency shift keying (FSK) imposta il vettore frequenza su F1 per trasmettere un 0 binario e su F2 per trasmettere un 1 binario. La separazione tra F1 e F2 deve essere almeno uguale alla velocità dati per evitare perdite di prestazioni dovute a interferenze reciproche. Pertanto, la larghezza dello spettro trasmessa è almeno doppia della larghezza dello spettro generato da BPSK.

La **codifica a spostamento di frequenza multipla (MFSK)** imposta la frequenza portante su una delle frequenze M. Per esempio, per M = 8, i primi tre bit binari, 010, determina che la frequenza trasmessa sarà F5. I successivi tre bit, 011, impostano la frequenza a F6.

TWTA

In un TWT, l'amplificazione è ottenuta dall'interazione tra un fascio di elettroni e un segnale sotto forma di un campo elettromagnetico che viaggia lungo una struttura guida allungata.

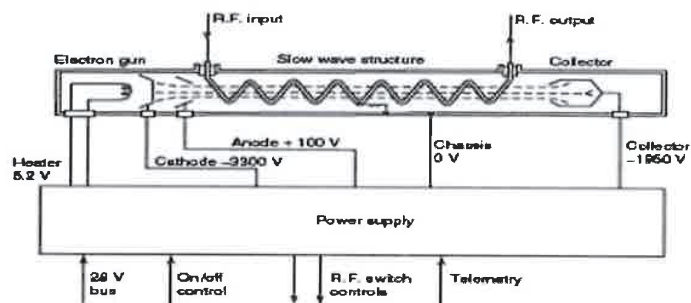
Per un effetto significativo, gli elettroni e il segnale devono viaggiare quasi alla stessa velocità, questo implica che il segnale deve essere rallentato notevolmente dalla struttura guida.

Nei tubi a bassa e a media potenza la "struttura ad onde lente" è un'elica di filo tenuta in posizione da barre di ceramica.

Il segnale viaggia nella struttura ad elica.

L'interazione tra il fascio di elettroni e il segnale che viaggia nella struttura ad elica porta ad una amplificazione del segnale.

I tubi dell'elica sono in grado di erogare fino a circa 200 W. Per potenze più elevate un'onda lenta più robusta può essere richiesta una struttura, come una serie di cavità accoppiate elettricamente.



- L'efficienza di un TWTA può essere elevata, fino al 70% per il tubo stesso o circa il 60-65% compresi gli alimentatori.
- Guadagni elevati e uscite ad alta potenza
- I TWT ora possono essere resi sufficientemente affidabili per la maggior parte delle missioni ma soffrono di un graduale deterioramento in prestazioni dovute alla perdita di emissione di catodi durante la loro tutta la vita.
- Il tubo può essere azionato più vicino alla sua massima potenza (saturazione) livello mantenendo alte prestazioni.



- Per avere alte potenze in uscita, bisogna fornire elevate tensioni in ingresso. La tensione è di diversi kilovolt e deve essere regolata.
- Un TWT è un amplificatore non lineare, in genere viene ottimizzato per avere un'amplificazione lineare per questo motivo viene inserito un linearizer

Antennas: main concepts

L'antenna è un trasduttore progettato per trasmettere e ricevere onde elettromagnetiche; le antenne convertono le onde elettromagnetiche in corrente alternata elettrica e viceversa.

L'antenna è fisicamente una disposizione di conduttori che generano una radiazione del campo elettromagnetico in risposta ad una tensione alternata applicata e alla corrente elettrica alternata associata.

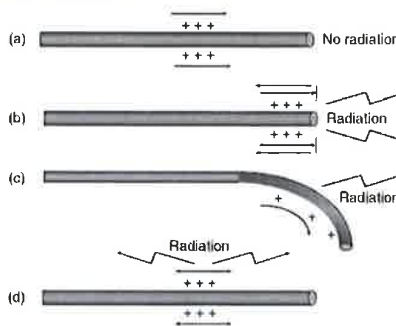
- (a) un gruppo di cariche in moto uniforme (o cariche fisse) non producono radiazioni.

(b), (c), (d) è presente radiazione perché la velocità delle cariche sta cambiando nel tempo.

- (b) gli elettroni nel momento in cui raggiungono l'estremità e invertono direzione producono radiazioni.

- (c) la velocità delle cariche rimane costante, ma la loro direzione cambia, creando così radiazioni.

- (d), le cariche oscillano moto periodico, causando un continuo flusso di radiazioni.



Dal punto di vista della linea di trasmissione, l'antenna appare come a elemento circuitale a due terminali con impedenza.

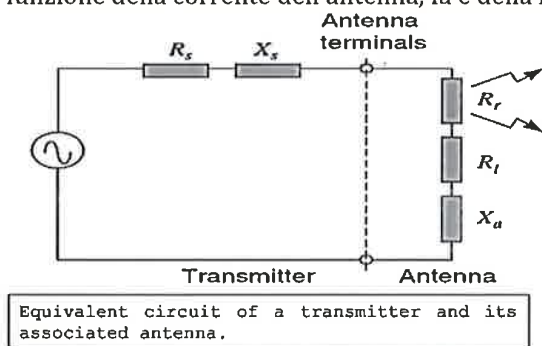
L'impedenza è un insieme di resistenza, R e reattanza, X, entrambi misurati in ohm. X varia con la frequenza, mentre R rimane costante.

La parte resistiva dell'antenna l'impedenza è divisa in due parti, una resistenza alle radiazioni, R_r e una resistenza di perdita, R_l.

La potenza dissipata nella resistenza di radiazioni è la potenza effettivamente irradiata dall'antenna. Attraverso la resistenza alle radiazioni la potenza irradiata viene trasformata in energia elettromagnetica irradiata (in caso di antenna trasmittente) e l'energia elettromagnetica incidente viene trasformata in energia elettrica (nel caso di un' antenna di ricezione).

La resistenza di perdita è la potenza persa all'interno dell'antenna stessa; generalmente molto piccola rispetto alla sua impedenza e quindi può essere ignorata.

Nel caso di un'antenna trasmittente, la potenza irradiata, P_r, prodotta dall'antenna è una funzione della corrente dell'antenna, I_a e della resistenza alle radiazioni, R_r.



Equivalent circuit of a transmitter and its associated antenna.

$$P_r = I_a^2 \cdot R_r$$

$$[P_r] = W, [I_a] = A, [R_r] = \Omega$$

$$\eta_r = \frac{P_r}{P_r + P_{loss}} \cdot 100\%$$

The efficiency η_r is vitally important in case of a transmitting antenna. In most practical applications it is important to ensure that P_r is maximized and this is achieved by ensuring that R_r is much larger than the loss resistance of the antenna elements.

Antennas features: beamwidth

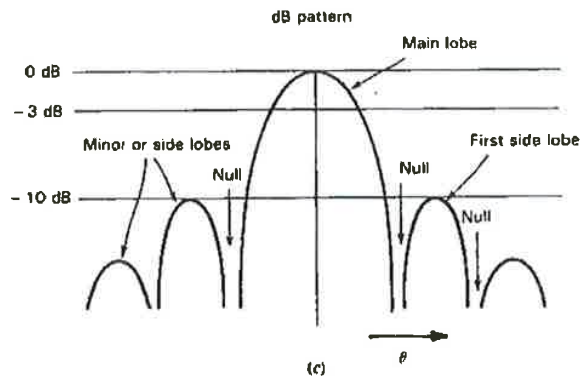
Il beamwidth del main beam è definito come il punto in cui l'intensità del segnale è scesa a 3 dB al di sotto (-3 dB) del valore di picco.

Il beamwidth è anche noto come angolo di beamwidth a metà potenza perché una riduzione di potenza di 3 dB è equivalente a una riduzione della potenza del 50%.

Il diagramma mostra il main beam e sidelobes generati da una tipica antenna direzionale. L'area di interesse è il raggio principale (main beam).

I sidelobes sono caratterizzato come il primo sidelobe, il secondo sidelobe, ecc., ciascuno divenuto progressivamente più debole.

I sidelobes sprecano energia durante la trasmissione.

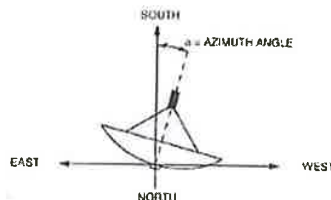
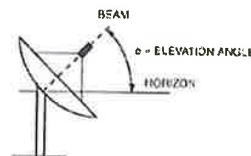
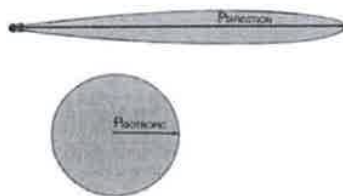


Antennas features: gain

La proprietà direzionale dell'antenna può quindi essere espressa come capacità dell'antenna di focalizzare l'energia in un raggio di trasmissione e in modo efficace di raccogliere l'energia riflessa durante la ricezione.

Questa proprietà direzionale è nota come "guadagno" dell'antenna. Quindi più piccolo è l'angolo di larghezza del fascio (beamwidth), maggiore è il guadagno dell'antenna.

$$G = \frac{P_d}{P_t}$$



Gain wrt antenna orientation

Antennas types: half wave dipole

Il dipolo a semionda è uno dei tipi fondamentali di antenna. Consiste di un singolo conduttore avente una lunghezza, l , pari a metà della lunghezza della onda trasmessa o ricevuta, come espresso nella seguente equazione:

$$l = \frac{\lambda}{2}$$

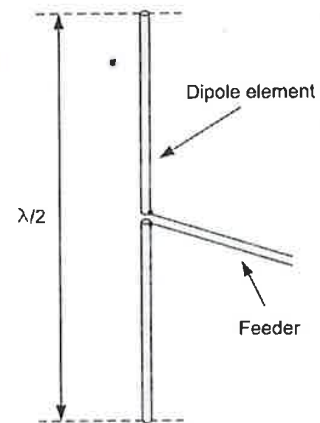
Il conduttore viene quindi diviso al centro per abilitare la connessione dell'alimentatore (feeder).

Lo scopo dell'alimentatore è di trasmettere energia prodotta da una fonte a un carico, che potrebbe essere a una certa distanza.

Nel caso di un ricevitore, la fonte è l'antenna di ricezione, mentre il carico è l'ingresso dell'impedenza del primo stadio amplificatore RF.

Nel caso di un sistema di trasmissione, la fonte è lo stadio di output di un trasmettitore e il carico è l'impedenza dell'antenna trasmittente.

Idealmente un feeder non avrebbe perdite, in pratica questo un caso raro.



Antennas types: parabola

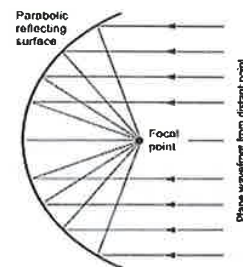
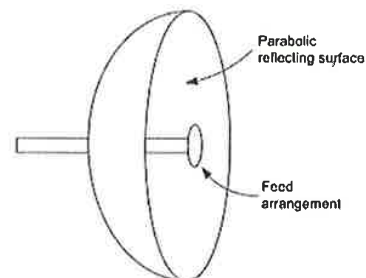
La necessità di un guadagno molto elevato unita alla risposta direzionale alle UHF o microonde sono spesso soddisfatte dall'uso di un riflettore parabolico in congiunzione con un elemento radiante posizionato sul punto di alimentazione del piatto.

Per essere efficiente, il diametro della superficie riflettente parabolica deve essere grande rispetto alla lunghezza d'onda del segnale.

Il guadagno di tale antenna è direttamente proporzionale al rapporto del diametro e la lunghezza d'onda.

I segnali arrivano da un trasmettitore lontano saranno riflessi in modo che essi passino attraverso il punto focale della superficie parabolica.

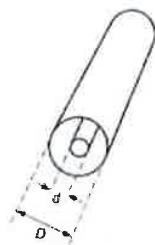
Altrettanto importante (e cruciale per l'efficacia dell'antenna) è il metodo di alimentazione della superficie parabolica.



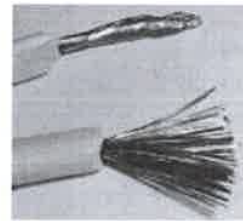
Cables and arrangement

Invece di due alimentatori a filo aperto, vengono quasi utilizzati cavi coassiali esclusivamente in applicazioni aerospaziali, perché i cavi coassiali sono schermati.

Il cavo coassiale ha un conduttore centrale (solido o filo a trefolo) e un conduttore esterno, che protegge completamente l'interno del conduttore. I due conduttori sono concentrici e separati da un dielettrico isolante, che di solito è aria o una qualche forma di politene.



(b) Coaxial cable



I cavi coassiali convenzionali sono ideali per accoppiare apparecchiature RF su LF, HF e VHF.

Tuttavia, alle frequenze delle microonde (sopra i 3 GHz) questo tipo di alimentatore può avere perdite significative ed è anche limitato in termini di potenza RF di picco (tensione e corrente), che può gestire.

Per questo motivo, i waveguide feeders sono utilizzati per sostituire i cavi coassiali per applicazioni SHF ed EHF, come ad esempio radar meteorologico.

Una guida d'onda (waveguide) è costituita da un rigido o tubo metallico flessibile (di solito di sezione rettangolare) nella quale un'onda elettromagnetica è lanciata. L'onda viaggia con perdita molto bassa all'interno del guida d'onda.

Un esempio dell'uso della guida d'onda è mostrato in figura accanto. In questa applicazione una guida d'onda flessibile viene utilizzata per l'alimentazione dell'antenna radar meteorologica montata nel naso di un grande velivoli passeggeri.



COMMUNICATIONS SYSTEM

Introduction

Definizione delle **comunicazioni aeronautiche** in due diversi scenari.

o **Scenario militare:**

La capacità di comunicare tramite **voce** o collegamento dati (**link data**) con le forze cooperative, siano essi uomini nello stesso volo di un aereo, centro di comando aereo o truppe a terra.

o **Scenario civile:**

La capacità di comunicare tramite **voce** o collegamento dati (**link data**) con altri aeromobili (**comunicazioni aria-aria**) o stazioni di terra (**comunicazioni aria-terra**).

L'elemento di comunicazione di **CNI/ATM** (Communications Navigation Identification / Air Traffic Management) prevedono pertanto lo **scambio di dati e messaggi aeronautici tra utenti aeronautici** (voce communications means) e/o **sistemi automatizzati** (data link means).

I sistemi di comunicazione sono utilizzati anche a **supporto di navigazione specifica e funzioni di sorveglianza**.

Sia in scenari militari che civili, oltre alle **comunicazioni esterne** (ad es. comunicazioni aria-aria e comunicazioni aria-terra), esistono anche **comunicazioni interne** (cioè all'interno dell'aeromobile).

Esistono sostanzialmente **due categorie di comunicazioni aeronautiche:**

1. **comunicazioni relative alla sicurezza** che richiedono elevata integrità e risposta rapida:

- **air traffic services communications (ATSC)** effettuate tra **ATS** (air traffic service) units o tra un'unità **ATS** e un aeromobile per **ATC** (air traffic control), informazioni sui voli, avvisi, ecc. (air traffic management, **ATM**);
- **aeronautical operation control communications (AOC)** effettuate da operatori aerei su questioni relative alla **sicurezza, regolarità ed efficienza dei voli**. Ciò implica lo stato di salute dell'aeromobile e tutti i **problemi di navigazione** (informazioni relative alla traiettoria, meteo, ecc.).

2. **comunicazioni non legate alla sicurezza:**

- **aeronautical administrative communications (CAA)** effettuate da personale aeronautico e / o organizzazioni in ambito amministrativo e questioni private;
- **aeronautical passenger communications (APC)**.

In generale, i sistemi di comunicazione usati in **CNS/ATM system** sono un grado di utilizzare entrambe le categorie sopra menzionate.

Tuttavia, le **comunicazioni relative alla sicurezza devono sempre avere la priorità su quelle non legate alla sicurezza**.

The radio frequency spectrum

Lo spettro delle radiofrequenze (RF) associato alla Communication Navigation Identification, CNI, è mostrato nella figura seguente.

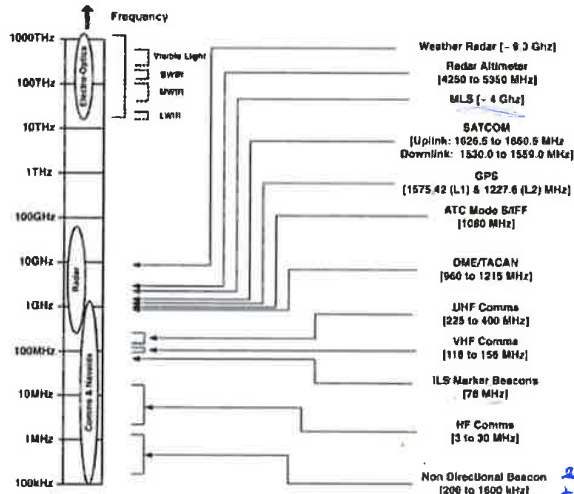
Lo spettro CNI copre una gamma di apparecchiature diverse che sono spalmate su quasi cinque decenni, da 100 kHz a 10 GHz e comprendendo una gamma di funzioni, ad es. comunicazione, navigazione e identificazione.

In questo capitolo ci concentreremo su le funzioni di comunicazione (Communication Functions).

Lo spettro di frequenza dedicato alle funzioni di comunicazione varia da 3 MHz a circa 3 GHz.

Per facilità di riferimento, le attrezzature sono elencate in ordine crescente di frequenza operativa:

- High-frequency (HF) communications;
- Very high-frequency (VHF) communications;
- Ultra high-frequency (UHF) communications;
- Satellite communications (SATCOM).



elementi di terra che comunica con l'aereo

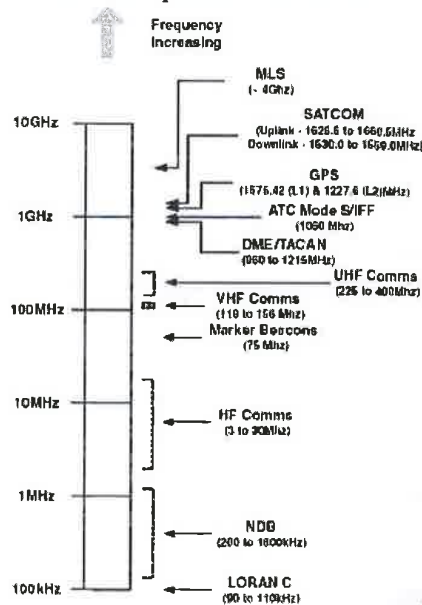
The equipment within the radio frequency spectrum

Con una o due eccezioni, gli equipaggiamenti (equipment) rappresentati nella figura a fianco sono tutti liberamente disponibili per l'uso da parte della comunità civile e dalle piattaforme militari.

Tutte le frequenze operative sono pubblicate su carte aeronautiche per garantire sicurezza e integrazione e interoperabilità riuscite di tutto il traffico all'interno dello spazio aereo.

Ci sono alcune eccezioni, vale a dire:

1. Il traffico civile di solito non utilizza la banda di comunicazione l'UHF. Gli utenti militari possono anche usare UHF SATCOM che non è ampiamente disponibile.
2. Il traffico civile non sarebbe normalmente dotato di TACAN (Navigation equipment).
3. Alcuni codici GPS che offrono più accurate funzionalità di navigazione potrebbero essere negate a comunità di utenti civili (Navigation equipment).
4. IFF (Interrogation Friend or Foe) è compatibile con le modalità ATCS ma non disponibile agli utenti civili (Identification equipment).



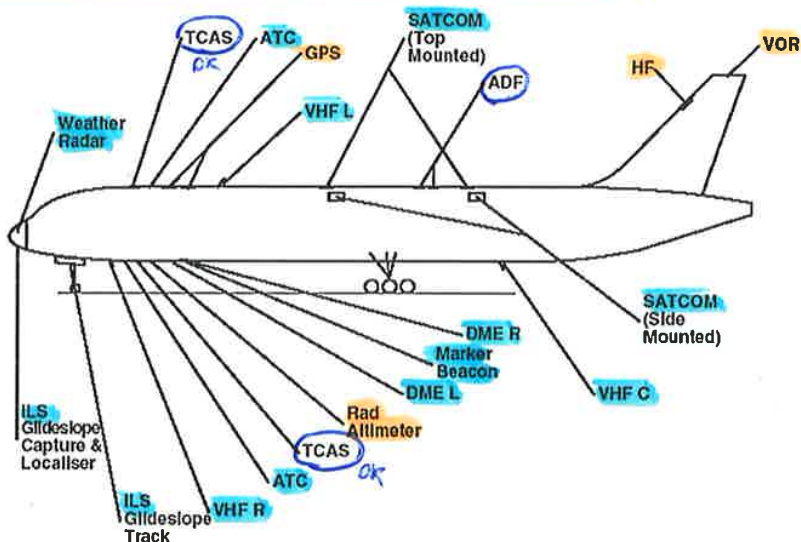
Antennae location

Il numero di antenne necessarie a bordo di un aeromobile per gestire tutti i sensori, le comunicazioni, i dispositivi di navigazione e di identificazione è considerevole. Ciò è aggravato dal fatto che molte delle apparecchiature chiave possono essere replicate in doppio o triplo.

Ciò è particolarmente vero per le apparecchiature VHF, HF, VOR e DME.

La figura a fianco mostra le posizioni tipiche delle antenne su un aereo Boeing 777.

Questo è indicativo dell'installazione sulla maggior parte degli aeromobili civili che operano oggi, in particolare quelli che effettuano rotte transoceaniche.



A causa delle loro caratteristiche operative e proprietà di trasmissione, molte di queste antenne hanno i propri criteri di installazione.

Le antenne VHF presenti sono 3 (left, center and right).

Le antenne DME presenti sono 2 (left and right).

Le antenne ATC presente sul ventre e sul dorso.

Le antenne SATCOM, ad esempio, comunicando con i satelliti avranno l'antenna montata sulla parte superiore del velivolo in modo da avere la migliore copertura del cielo.

Le antenne ILS associate all'approccio e alla fase di atterraggio saranno posizionate sul lato anteriore inferiore della fusoliera.

Altri possono richiedere una copertura continua mentre l'aeromobile sta effettuando manovre e possono avere antenne posizionate sia nella parte superiore che in quella inferiore dell'aeromobile.

Le installazioni multiple sono all'ordine del giorno.

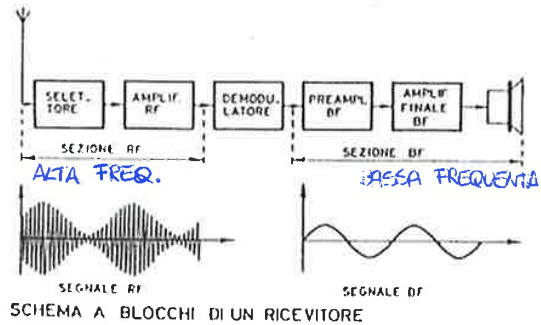
La posizione dell'antenna dipende:

1. dall'operabilità dell'antenna: con quale altro elemento l'antenna dovrà trasmettere informazioni e ricevere informazioni.
2. dalle proprietà dell'antenna, antenne non direttive o direttive (parabola).

INDICAZIONI

Un **ricevitore** è un dispositivo atto ad operare sul segnale captato le **elaborazioni inverse a quelle impresse all'atto della trasmissione**. Esso deve quindi:

- **selezionare una particolare frequenza portante** fra tutte quelle intercettate dall'antenna ricevente;
- **amplificare il segnale**, che in genere è a livelli estremamente bassi;
- **estrarre dall'onda modulata il segnale** che in fase di trasmissione aveva modulato la portante stessa (**demodulazione**).



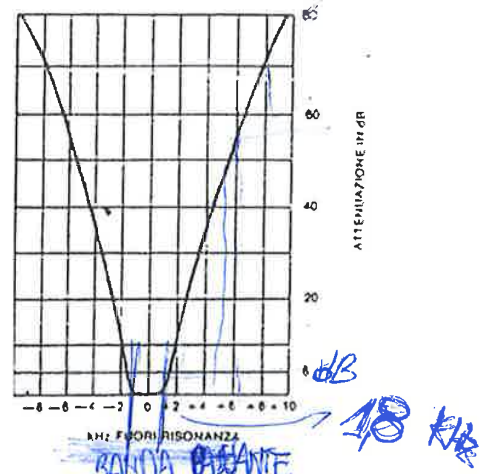
Caratteristiche peculiari dei ricevitori sono:

- la **stabilità**, ovvero l'attitudine a rimanere perfettamente **sintonizzato su una frequenza prestabilita**;
- la **sensibilità**, ovvero la capacità di ricevere segnali molto deboli. Per sensibilità di un ricevitore si intende dunque il **valore del minimo segnale presente al suo ingresso capace di generare un messaggio utile**, che sovrasti i segnali spuri originati dal ricevitore stesso e che sia quindi distinguibile da questi.

Il problema è molto delicato in quanto tutti i circuiti elettronici generano rumore ed in aggiunta a ciò i **segnali che entrano nel ricevitore sono debolissimi**, ovvero dell'ordine di qualche **milionesimo o frazione di milionesimo di Volt** (microVolt). Tali segnali devono quindi subire un'amplificazione pari a circa un milione di Volt. Il problema consiste quindi nel **realizzare circuiti che amplifichino il più possibile l'intensità del segnale utile in arrivo ed il meno possibile quella del rumore**.

- la **selettività**, ovvero l'abilità a **distinguere fra due segnali estremamente vicini l'uno all'altro in frequenza**. La selettività è rappresentabile graficamente dalla figura a fianco. In ascisse si riportano le differenze, positive e negative, fra la frequenza dei segnali indesiderati e la frequenza del segnale voluto (indicata dallo zero) e in ordinate si riportano le attenuazioni (espresse in decibel), che vengono apportate dal ricevitore ai segnali indesiderati. La **banda passante del ricevitore, ovvero la banda di frequenze ritenute integralmente utilizzabili, si estende fino ai punti che corrispondono ad un'attenuazione di 6 dB**.

confronto alla banda passante



La possibilità di reiettare segnali su canali adiacenti dipende dalla pendenza della curva di selettività: tanto più è vicina alla verticale, tanto più attenua le frequenze lontane da quella desiderata.

Perché 6dB è l'attenuazione oltre la quale le frequenze sono ritenute inutilizzabili?

Ricordiamoci la formula per passare da dB a scala numerica per le potenze: $dB = 10 \log_{10} P$

Ipotizziamo $P = 100 \rightarrow \log_{10} P = dB/10 \rightarrow \log_{10}(100) = dB/10 \rightarrow 10dB/10 = 100 \rightarrow dB = 20$.

Consideriamo ora un'attenuazione di 6 dB. A che valore di potenza rimanente corrisponde?

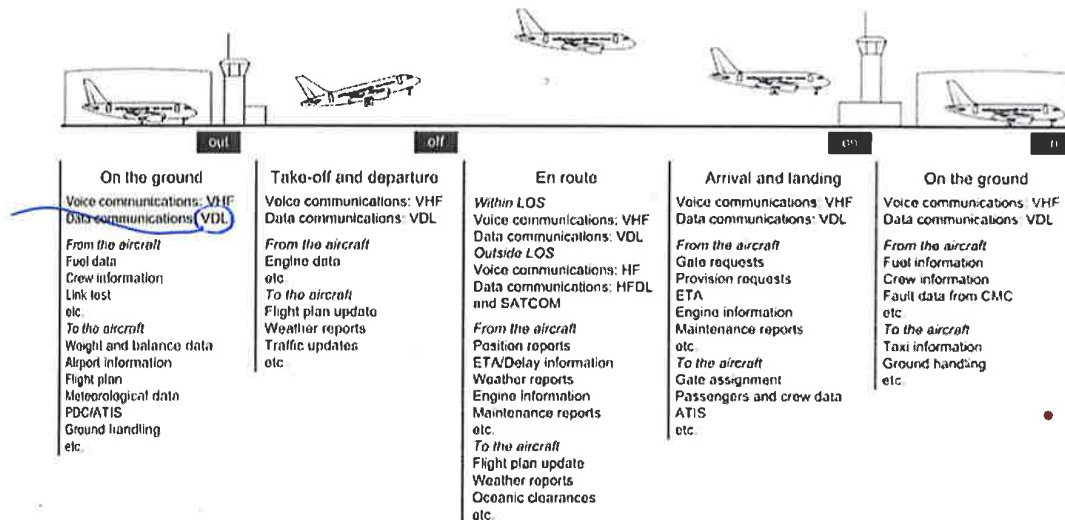
$1014/10 = 25$. Quindi 6 dB corrisponde ad un'attenuazione del 75%.

La comunicazione VHF viene utilizzata per vari scopi:

- **Air Traffic Control (ATC);**
- **Informazioni di avvicinamento e partenza;**
- **Trasmissione di informazioni meteorologiche;** → TRANSMISSION OF METEOROLOGICAL INFO
- **Assistenza a terra degli aeromobili;**
- **Comunicazioni della compagnia;** → COMPANY COMMUNICATION
- **Aircraft Communications and Reporting System (ACARS).**

Nella gamma VHF (30-300 MHz) le onde radio di solito si propagano come onde linea diretta (LOS).

Le comunicazioni attraverso percorsi rigidi in linea di vista, aumentati in alcune occasioni da diffrazione o riflessione, impongono un limite al campo di lavoro che può essere ottenuto. Dovrebbe anche essere evidente che il range dipenderà dall'altezza di un aeromobile da terra: maggiore è l'altezza dell'aeromobile da terra, maggiore sarà il range.



VEICOL MANAGEMENT SYSTEM

autorizzazione dec 020

DCL: Departure Clearance
D-ATIS: Digital Automatic Terminal Information Service
ETA: Estimated Time of Arrival
CMC: Centralized Maintenance Computer

VHF (HF and SATCOM) communications: ACARS

Le moderne apparecchiature di comunicazione VHF per aeromobili supportano sia le **comunicazioni dati che vocali**.

In genere gli aeromobili civili sono dotati di **tre radio VHF**:

- **due delle quali sono utilizzate per le ATC voice communications;**
- **una viene utilizzata per le Aircraft Communications Addressing and Reporting System (ACARS) data link** (noto anche come comunicazione di controllo operativo della compagnia aerea).

ACARS è un sistema di collegamento dati digitale che può trasmettere nella **gamma VHF** *linea di vista*

ACARS fornisce quindi un mezzo con cui gli **operatori aerei a terra possono scambiare dati con un aereo senza intervento umano, riducendo così la necessità di messaggi vocali HF e VHF e fornendo un sistema che può essere registrato e rintracciato.**

Una **caratteristica** significativa di ACARS è la capacità di **fornire dati in tempo reale a terra** relativi alle prestazioni dell'aeromobile; ciò ha permesso di identificare e pianificare le attività di **manutenzione degli aeromobili.**

I **messaggi ACARS** tipici vengono utilizzati per trasmettere **informazioni di routine** quali:

- o carichi passeggeri;**
- o rapporti di partenza;**
- o rapporti di arrivo;**
- o dati sul carburante;**
- o dati sulle prestazioni del motore.**

Sebbene ACARS fosse **originariamente per comunicazioni private** (cioè non direttamente correlate al controllo del traffico aereo) tra l'**aeromobile** e i **Airline Operational Center, AOC** (stazioni di terra), per questioni organizzative, negli ultimi decenni è stato esteso per includere **Air Traffic Control (ATC) data** (ad esempio, per gli aggiornamenti meteorologici in volo).

Esistono **due tipi di messaggi ACARS**: i messaggi di **downlink**, che provengono dall'aeromobile, e i messaggi di **uplink**, che provengono dalle stazioni di terra.

Queste informazioni possono essere richieste dalla compagnia e recuperate dall'aeromobile a **intervalli periodici** o su **richiesta**. Vale la pena ricordare che, prima di ACARS, questo tipo di informazioni sarebbe stato trasferito tramite voce VHF, con un carico di lavoro dell'equipaggio molto più elevato.

Le **comunicazioni ACARS** vengono automaticamente dirette attraverso una serie di computer **ARINC** (Aeronautical Radio Inc.) a terra ai relativi operatori aerei.

La **rete di terra ACARS** comprende le **stazioni di trasmissione / ricezione remote ARINC ACARS** e una **rete di computer e sistemi di commutazione.**

Il comando ACARS, il controllo e la gestione comprende le operazioni a terra delle compagnie aeree e le funzioni associate tra cui il controllo delle operazioni, la manutenzione e la programmazione.

La figura seguente mostra i collegamenti tra ACARS e FMS (Flight Management System), che consiste in Flight Management Computer (FMC) e Control Display Unit (CDU).

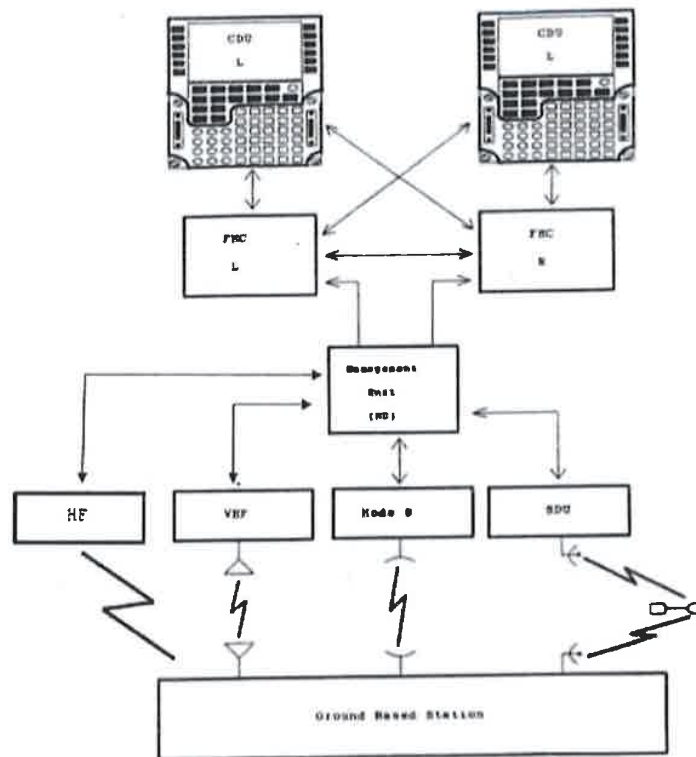
Tramite l'unità di gestione ACARS vengono scambiate le comunicazioni aria-terra (rete di comunicazione):

o tramite VHF (radio VHF), utilizzando una rete di stazioni radio terrestri VHF;

o tramite comunicazioni satellitari (Satellite Data Unit, SDU), utilizzando i satelliti di comunicazione INMARSAT (e IRIDIUM), che forniscono copertura in tutto il mondo, ad eccezione del funzionamento alle alte latitudini;

o via HF, utilizzando una rete di stazioni radio terrestri HF, che lavora per rotte polari;

o attraverso Mode S (banda UHF) per scopi strettamente ATC.



La **frequenza massima utilizzabile (MUF)** è la **frequenza più alta** che consentirà la comunicazione su un determinato percorso in un determinato momento e in una determinata data.

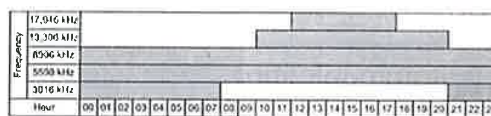
MUF varia considerevolmente con la **quantità di attività solare** ed è sostanzialmente una funzione dell'altezza e dell'intensità dello strato F (densità dell'elettrone, N).

Il **LUF** durante il giorno è di solito tra **4 e 6 MHz** durante il giorno, scendendo rapidamente dopo il tramonto a circa **2 MHz**.

Durante un periodo di intensa attività solare, il MUF può superare i 30 MHz durante le ore diurne ma è spesso intorno ai **16-20 MHz di giorno** e circa **8-10 MHz di notte**.

Il motivo della significativa variazione del MUF in qualsiasi periodo di 24 ore è che l'**intensità della ionizzazione nell'atmosfera superiore è significativamente ridotta di notte** e, di conseguenza, le frequenze più basse devono essere utilizzate per produrre lo stesso riflesso di giorno.

Come esempio della **necessità di cambiare le frequenze durante un periodo di 24 ore**, la figura seguente mostra come il servizio è fornito dal servizio oceanico HF di Santa Maria, che utilizza diverse parti dello spettro HF in diversi momenti della giornata e la notte. Notare anche la correlazione tra la tabella di disponibilità del servizio e la variazione tipica della frequenza massima utilizzabile per il percorso radio tra Madrid e New York.



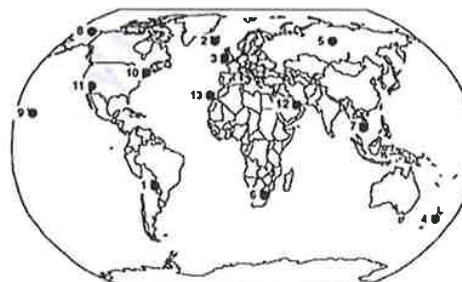
Le **comunicazioni ad alta frequenza (HF)** sono uno dei principali metodi di comunicazione su lunghe distanze tra aria e terra durante gli **attraversamenti oceanici** e selvaggi quando non vi è alcuna linea di vista tra l'aeromobile e le stazioni di comunicazione a terra.

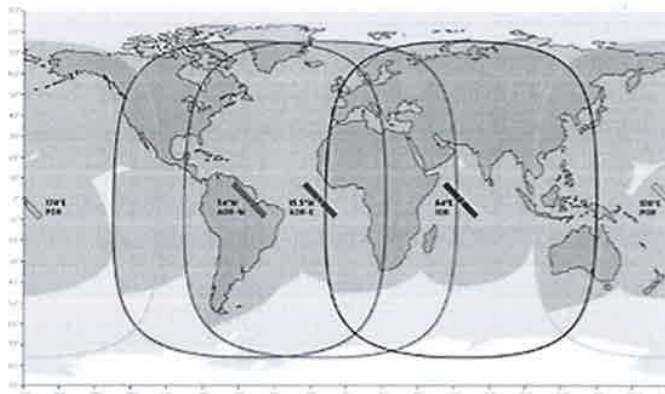
Le gamme tipiche sono nell'ordine da **500 km a 2500 km e oltre**.

Per motivi di disponibilità, la maggior parte degli **aeromobili civili a lungo raggio** è dotata di **due set HF** con una tendenza crescente anche a utilizzare il HF Data Link (HFDL). HFDL offre un **miglioramento rispetto alle comunicazioni vocali HF** grazie alla codifica dei bit inerente al formato di un messaggio di collegamento dati, che consente l'uso di codici di correzione degli errori. Inoltre, l'uso di tecniche avanzate di modulazione e gestione della frequenza consente al collegamento dati di funzionare in condizioni di propagazione in cui la voce HF sarebbe inutilizzabile o incomprensibile. Oltre alla comunicazione vocale HF, la comunicazione globale dei dati è stata recentemente resa possibile utilizzando stazioni terrestri di collegamento dati HF in posizione strategica (**ARINC, Aeronautical Radio Incorporated, Service**).

Queste stazioni di terra (vedi figura a fianco) forniscono una copertura fino a circa 2700 nm.

La **copertura HFDL offre una funzionalità di collegamento dati altamente economica per i vettori su rotte oceaniche remote**, nonché su rotte **trans-polari ad alta latitudine**, dove la copertura **SATCOM (comunicazione satellitare) non è disponibile**, come vedremo.





Il sistema di comunicazione SATCOM consta dunque di **tre elementi: i satelliti, il velivolo** (Aircraft Earth Station, AES) e **le stazioni a terra** (Ground Earth Station, GES), come evidenziato in figura.

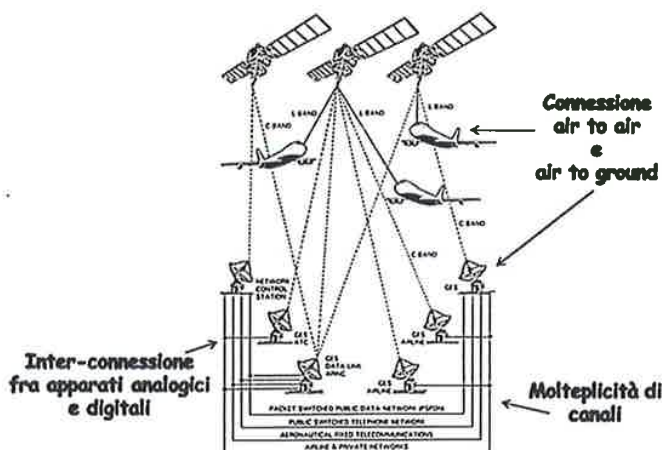
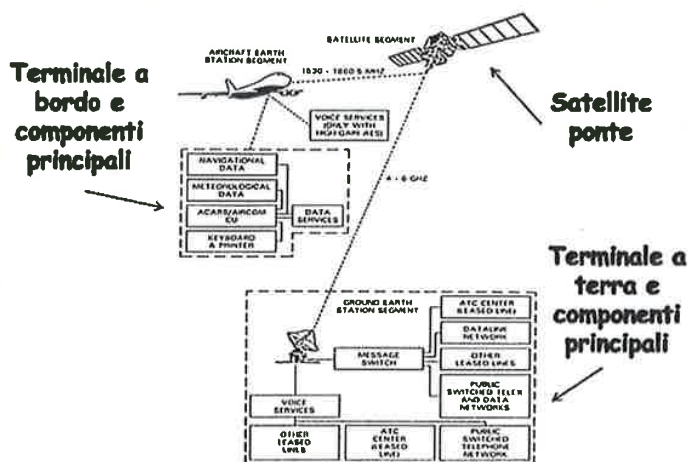
A bordo di AES si trova l'equipaggiamento SATCOM che è collegato ai sottosistemi i cui dati devono essere trasmessi. Le stazioni fisse GES, disseminate sul globo terrestre, sono collegate tramite reti terrestri di comunicazione ed informatiche con basi, aeroporti e centri di elaborazione di dati. SATCOM.

Il satellite rimane completamente trasparente per l'utente, provvedendo soltanto alla **conversione del segnale dalla banda C alla L e viceversa ed alla sua ritrasmissione.**

Una AES può collegarsi ad una GES per volta soltanto, attraverso la quale può però comunicare con qualsiasi altra GES sfruttando le **reti terrestri.** Tramite questa procedura si possono gestire operazioni di ATC o comunicazioni in tutto il mondo.

Sono naturalmente possibili **collegamenti tra AES diversi senza che alcuna GES intervenga.**

Il sistema è in grado di offrire un gran numero di servizi, tutti digitali, quali per esempio ACARS, ATC, comunicazioni di servizio in voce, accesso a reti informatiche via data link, Aeronautical Public Correspondence (APC).



HFDL vs SATCOM

Alla fine, quando si effettua un **confronto tra HFDL e SATCOM**, si deve sottolineare che:

- **HFDL ha un costo inferiore rispetto a SATCOM** e molti vettori utilizzano HFDL invece dei servizi satellitari o lo considerano un sistema di backup.
- **SATCOM può supportare velocità di trasferimento dati molto più elevate** rispetto a HFDL.
- L'**HFDL** è ancora l'unica tecnologia di collegamento dati che **opera sul Polo Nord**, fornendo una copertura continua e ininterrotta di collegamenti dati sulle rotte polari tra Nord America, Europa orientale e Asia.
- **SATCOM non è così facilmente gestibile** (a causa della presenza di satelliti geostazionari e della tecnologia relativamente nuova, rispetto alla semplice avionica che utilizza la collaudata tecnologia dei sistemi HFDL). Di conseguenza, la domanda di HFDL è cresciuta costantemente dal 1998, quando è stato lanciato il servizio, e attualmente si sta espandendo di più di diverse centinaia di aerei all'anno.

EXTERNAL COMMUNICATIONS: future trends

Come risultato della tecnologia avanzata, i nuovi sistemi di comunicazione offrono servizi **migliori ed economici**. Si sta studiando l'uso di tali nuovi sistemi per le applicazioni dell'aviazione civile internazionale.

Alcuni **futuri sistemi di comunicazione** che hanno il potenziale di fornire il necessario livello di servizio alla comunità aeronautica sono:

- a) **sistemi satellitari non geostazionari** (utilizzando orbite inferiori), che **coprono l'intero globo** e hanno meno requisiti di potenza;
- b) **nuove tecnologie di rete** che forniscono servizi voce e dati integrati. ù

La domanda più importante da porre quando si considera un nuovo sistema è se soddisfa i requisiti operativi e dell'utente esistenti o emergenti. Altri fattori da considerare sono la standardizzazione, la certificazione, l'implementazione armoniosa da parte di vari utenti e le considerazioni costi-benefici.



Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

Avionics Systems and On-Board Equipment

Lesson 4

Space environment and space equipment

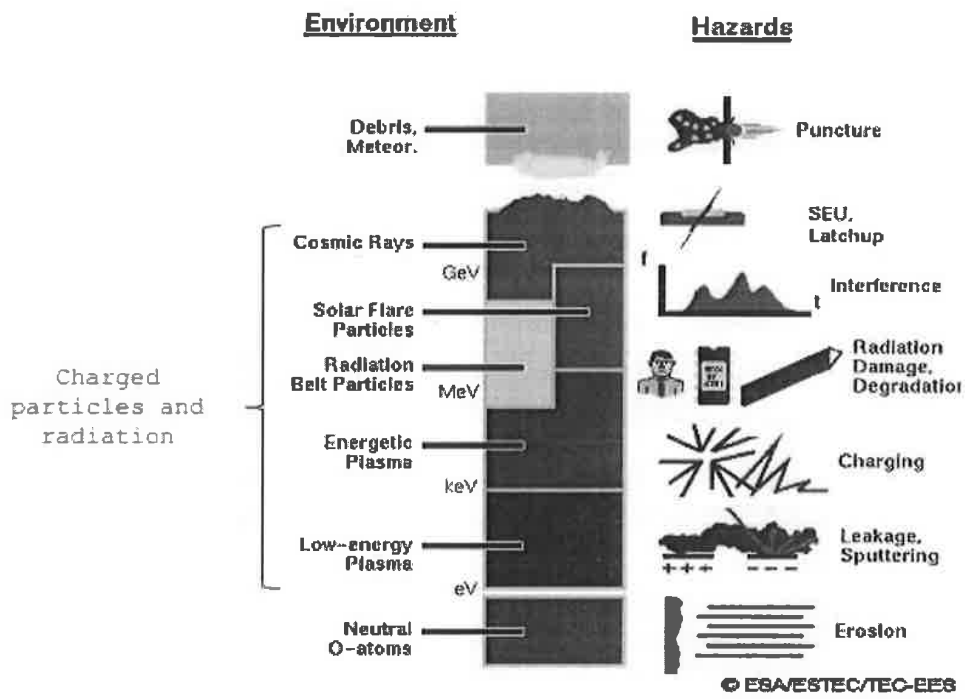


II semestre, AA 2019-2020

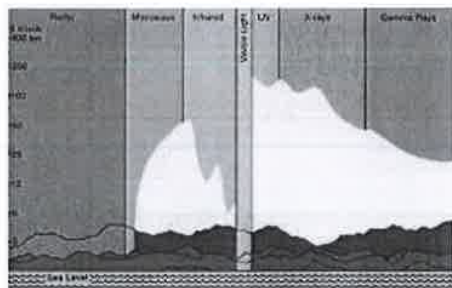
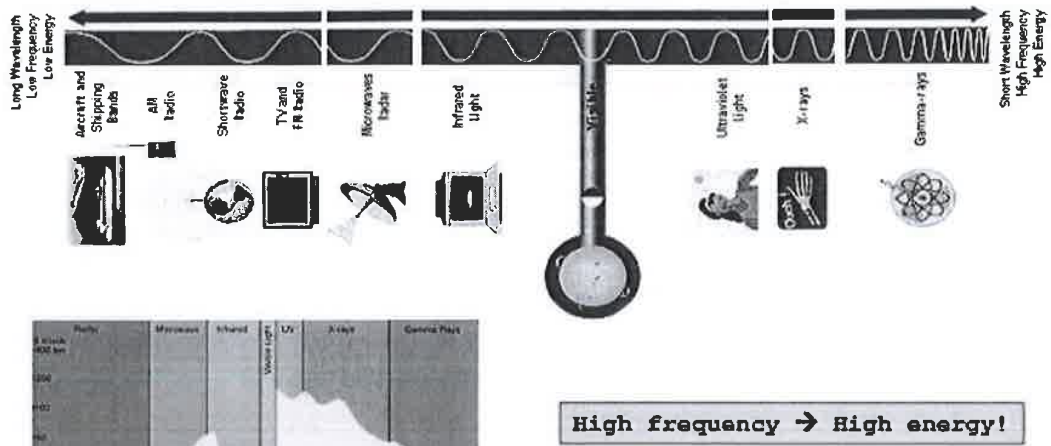
Fabrizio Stesina

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: fabrizio.stesina@polito.it



THE RADIATION ENVIRONMENT



Sun radiation vs Earth atmosphere

L'effetto su un veicolo spaziale dipende dalla lunghezza d'onda della radiazione.

+ In molti casi, la luce visibile che colpisce il veicolo spaziale produce energia elettrica attraverso celle solari. Questa è una fonte economica, abbondante e affidabile di potenza per un veicolo spaziale.

- Le radiazioni danno problemi per i veicoli spaziali:

Riscaldamento su superfici esposte: le radiazioni IR e termiche riscaldano le superfici esposte e i componenti interni (in particolare elettronica) che devono rimanere in specifici vincoli operativi termici.

Disturbi RF: durante intensi brillamenti solari, scoppi di radiazioni nella regione radio dello spettro può interferire con le apparecchiature di comunicazione a bordo.

Degrado o danni a superfici e componenti elettronici: le radiazioni EM in altre regioni dello spettro hanno scarso effetto su un'astronave ma l'esposizione prolungata ai raggi UV degrada i rivestimenti dei veicoli spaziali (celle solari, elettronica che deve essere schermata o indurita).

CHARGED PARTICLES: Solar Flares

Un **bagliore (flare)** è definito come una variazione improvvisa, rapida e intensa di luminosità. Un bagliore solare (solar flares) si verifica quando l'energia magnetica che si è accumulata nell'atmosfera solare viene improvvisamente rilasciata.

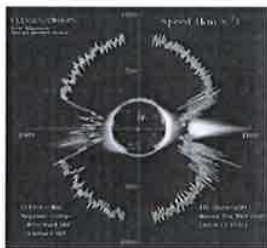
La frequenza dei flares coincide con il ciclo di undici anni del Sole. Quando il ciclo solare è al minimo, le regioni attive sono piccole e rare e pochi flares solari vengono rilevati. Questi aumentano di numero quando il Sole si avvicina al punto massimo del suo ciclo.

Il Sole raggiungerà il suo prossimo massimo nell'anno 2022.

La radiazione viene emessa praticamente attraverso l'intero spettro elettromagnetico, dalle onde radio all'estremità della lunghezza d'onda lunga, attraverso l'emissione ottica ai raggi x e ai raggi gamma all'estremità della lunghezza d'onda corta.



CHARGED PARTICLES: Solar Wind



Vento solare: elettroni e protoni, as a stream, sparati lontano dal sole a velocità da 300 a 700 km/s. Sulla Terra la velocità del vento è di 450 km/s, la sua densità è di 9 protoni/cm³ e la temperatura relativa cinetica è di 100.000 K.

CHARGED PARTICLES: Galactic Cosmic Rays

I raggi cosmici galattici (GCR) sono particelle ad alta energia che raggiungono la zona circostante la Terra dall'esterno del Sistema Solare. Queste particelle sono simili a quelle del vento solare e razzi, ma hanno origine al di fuori del sistema solare.

Possiamo dire che i GCR rappresentano il "vento solare" di stelle lontane. In molti casi, tuttavia, i GCR sono molto più massicci ed energetici delle particelle di origine solare.

Ironia della sorte, la cosa che ci protegge sulla Terra da queste fonti di particelle crea una terza fonte potenzialmente dannosa per l'orbita di veicoli spaziali e gli astronauti, le fasce di radiazioni di Van Allen.



CHARGED PARTICLES: Charging e Sputtering

Charging: accumulo di cariche in diverse parti del veicolo spaziale mentre si muove attraverso le aree di particelle cariche concentrate. Una volta accumulato questo addebito, lo scarico può verificarsi con effetti disastrosi, ad esempio danni a rivestimenti superficiali, degrado dei pannelli solari, perdita di potenza o spegnimento o danneggiamento permanente dell'elettronica.

Sputtering: queste particelle possono anche danneggiare le superfici di un veicolo spaziale a causa della loro alta velocità. È come se il veicolo spaziale vengono "sabbati" da particelle di dimensioni atomiche, a volte indicato come sputtering. Nel tempo, lo sputtering può danneggiare i rivestimenti termici e sensori di veicoli spaziali.

NEUTRAL PARTICLES: Drag e Atomic Oxygen

L'atmosfera terrestre colpisce un veicolo spaziale in orbita terrestre bassa (circa 966 km di altitudine) in due modi:

DRAG → riduce la durata dell'orbita

sia la pressione che la densità iniziano a diminuire in modo quasi esponenziale quando l'altitudine aumenta. MA ... fino a 500 km, l'atmosfera continua creare una resistenza su veicoli spaziali in orbita.

La resistenza dipende dalla densità dell'aria, la velocità (intensità e direzione), la forma e le dimensioni del veicolo spaziale. La resistenza provoca principalmente il decadimento dell'orbita. Al di sopra di 600 km l'atmosfera è così sottile che la resistenza è quasi insignificante.

OSSIGENO ATOMICO → degrada le superfici dei veicoli spaziali

A livello del mare, gli atomi di ossigeno sono uniti in gruppi di due molecole chiamate O_2 . In condizioni normali, quando una molecola di ossigeno si divide per alcune ragioni, gli atomi si trasformano rapidamente in una nuova molecola. Nelle parti superiori dell'atmosfera, le molecole di ossigeno sono poche e lontane tra loro. Quando le radiazioni e le particelle cariche le fanno dividere, vengono lasciate da sole come ossigeno atomico, O .

Se esponiamo un pezzo di acciaio all'acqua per alcuni giorni, inizia a arrugginire. La ruggine, chimicamente parlando, è l'ossidazione. Si verifica quando molecole di ossigeno nell'aria si combinano con il metallo. Il problema è abbastanza grave con O_2 , ma la reazione è molto, molto peggio quando è presente O da solo.

Un veicolo spaziale esposto ad ossigeno atomico provoca rottura o ruggine delle superfici, che indebolisce i componenti, modifica le caratteristiche termiche e i sensori si possono degradare.

Fault removal

FAULT AVOID

Ha lo scopo di rilevare e rimuovere i guasti introdotti in ogni fase.

- **Tecniche statiche** = le tecniche di rimozione dei guasti statici non richiedono l'esecuzione del sistema (esempi: tecniche di verifica formale, tecniche di revisione)

- **Tecniche dinamiche** = le tecniche di rimozione dinamica dei guasti consistono nell'esecuzione del sistema considerato quando vengono applicati stimoli adeguati. Gli stimoli dovrebbero essere selezionati in modo da massimizzare la possibilità di osservare gli effetti di possibili guasti. Ogni esecuzione è denominata esperimento.

Le tecniche possono variare a seconda della fase in cui vengono applicate

Si possono distinguere tre fasi:

- **Rilevazione** *DETECTION*
- **Localizzazione o diagnosi o isolamento**
- **Correzione.**

Tolerating faults

1. Utilizziamo la ridondanza per i componenti critici di volo per garantire che i dati richiesti siano sempre disponibili per il sistema. Siamo in grado di implementare la ridondanza in diversi modi:
 - apparecchiature duplicate,
 - eseguire le stesse attività sul veicolo spaziale e sul terreno,
 - utilizzare una rete di bus che consente l'invio di dati a varie applicazioni o utenti, indipendentemente o apparecchiature a cinghia a vari potenziali utenti.

2. L'elaborazione distribuita ci consente di allocare le funzioni del software a uno dei numerosi processori, a seconda della fase della missione, della disponibilità dell'hardware o del guasto del sottosistema. Ogni approccio ha pro e contro.

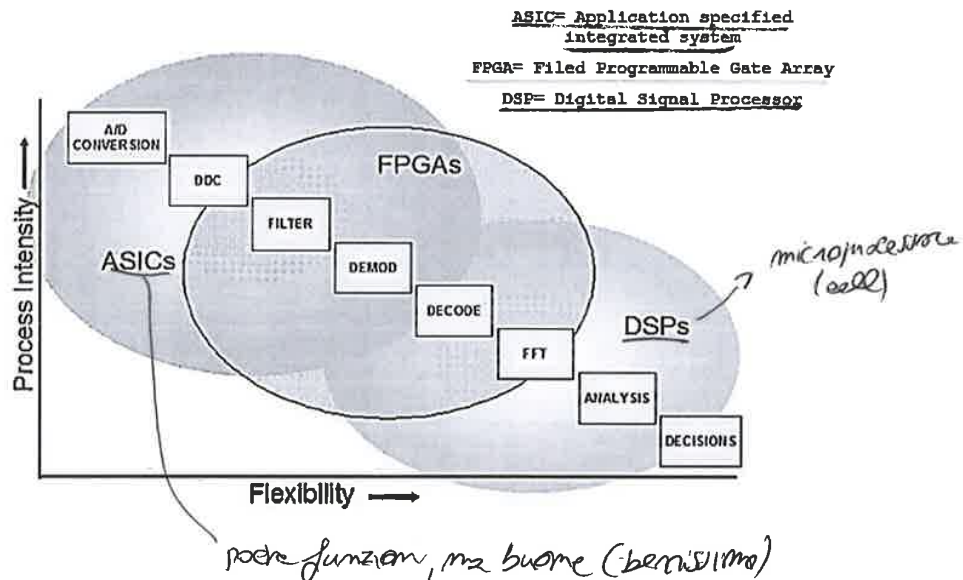
Redundancy	Distributed Processing
<p>PROs: Provides backup which is identical to the original.</p> <ul style="list-style-type: none"> • Does not require additional or special software to process the data. • Duplicate testing is straightforward since the back-up is identical. <p>CONs: Additional weight, power and cost. Requires decision-making process to determine which to use.</p>	<p>PROs: Can reduce the system weight and power if the number of systems is optimized.</p> <ul style="list-style-type: none"> • Provides a means of maintaining system performance until several failures have occurred. Then the system will operate in a degraded mode. <p>CONs: Requires additional software to implement distribution methodology. Can be tricky to test and requires an extensive number of test cases</p>

Hardware technology

Le dimensioni dei sistemi elettronici sono state notevolmente ridotte dall'avvento degli ASIC. Il processo di progettazione e modifica ASIC è tuttavia costoso e richiede tempo.

Radiation-hard field programmable gate arrays (FPGAs) sono ora di uso comune. Questi possono ospitare un numero molto elevato di funzioni e possono essere progettati e programmati utilizzando un computer desktop. Ciò riduce significativamente il tempo necessario per completare un progetto. Alcuni dispositivi possono essere continuamente modificati; altri possono essere programmati una sola volta.

Per applicazioni di produzione di massa o critiche, gli FPGA vengono spesso utilizzati per prototipare progetti ASIC. L'uso di FPGA può comportare un ciclo di layout a scheda singola in cui la filosofia è indirizzare tutti i segnali sulla scheda nell'FPGA e finalizzare la funzionalità FPGA in un secondo momento. Insieme alla progettazione di PCB desktop, la tecnologia FPGA sta aumentando la funzionalità disponibile e accorciando i tempi di sviluppo per i sistemi elettronici di bordo.



Distribuzione

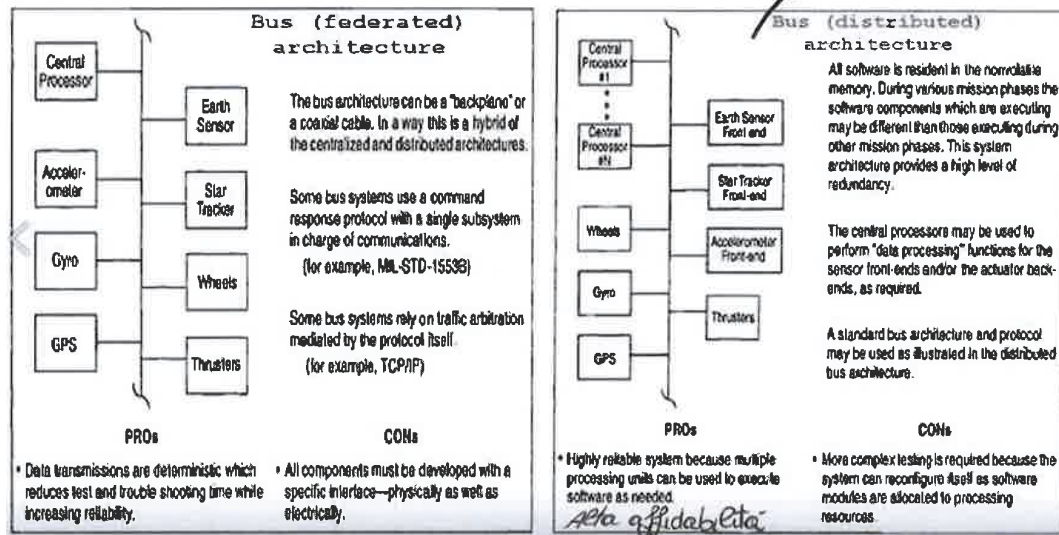
La distribuzione avviene tramite bus.

In un'architettura a bus c'è un elemento centrale (bus) su cui tutti i componenti del sistema mettono o prendono informazioni.

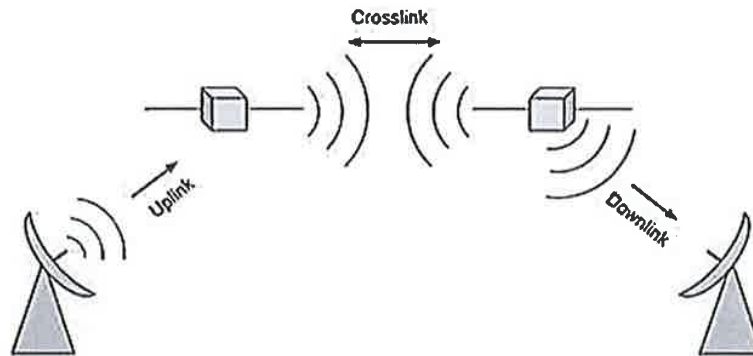
Bus federato: tutte le informazioni sono scambiate con un certo protocollo di comunicazione (tutti 'parlano la stessa lingua').

Bus distribuito: ci sono più processori, comunicazioni differenti

ci sono + processori



Nomenclature

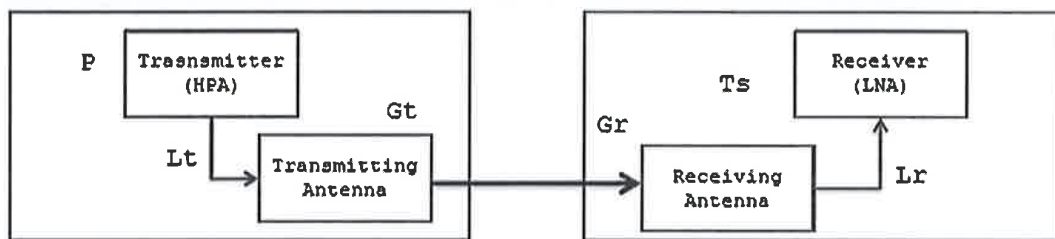


Uplink: tutti i segnali vengono spediti da terra a un oggetto nello spazio

Downlink: direzione di comunicazione inversa

Crosslink: comunicazione diretta tra due satelliti

EIRP and G/T



Il parametro che spiega le prestazioni di un sistema di trasmissione è l'**EIRP (Effective Isotropic Radiated Power)**:

$$EIRP = P * Lt * Gt \text{ (Watts)} = (P + Gt + Lt) \text{ in dB.}$$

P: potenza del trasmettitore

G_t: guadagno dell'antenna trasmittente

L_t: calcola le perdite sulla linea tra trasmettitore e antenna e tiene conto della qualità del cavo, della lunghezza del cavo e della presenza di stadi di filtraggio

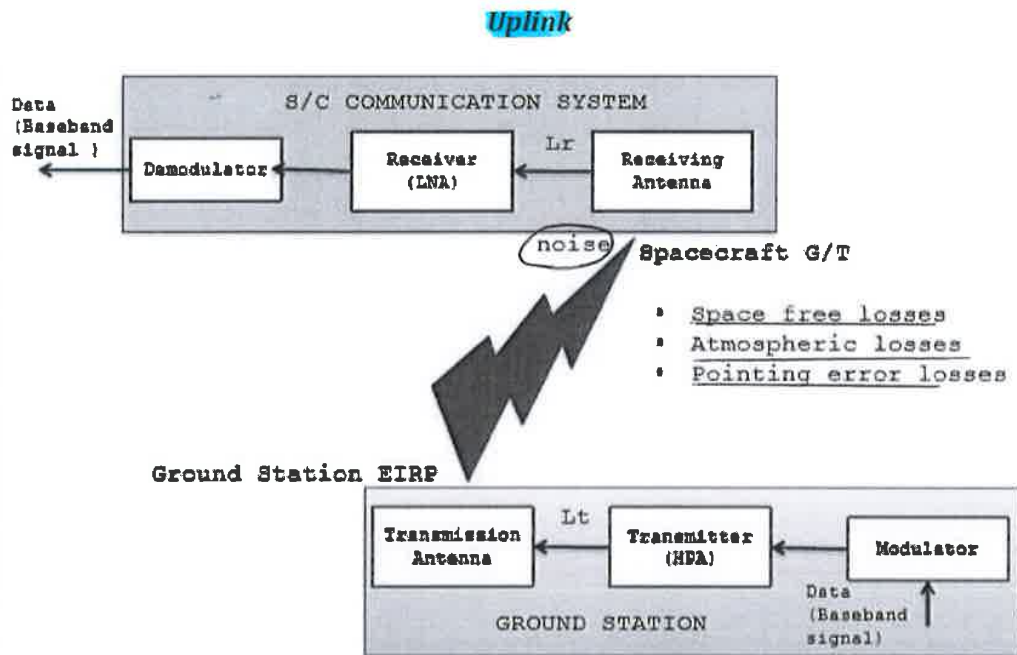
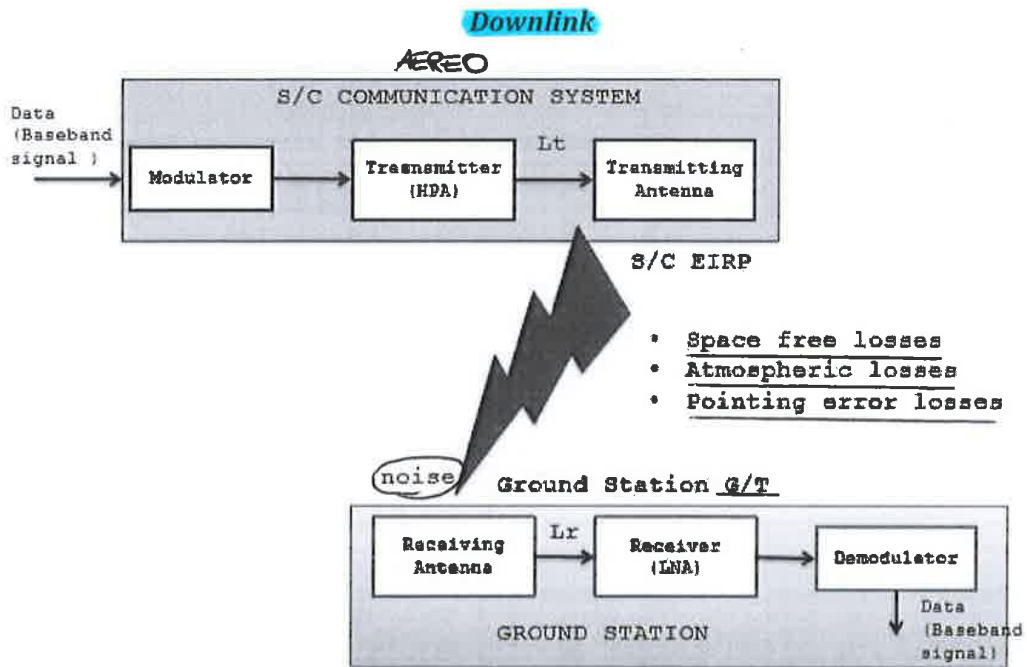
Il parametro che spiega le prestazioni di un sistema di ricezione è **G/T**

G: guadagno dell'antenna ricevente

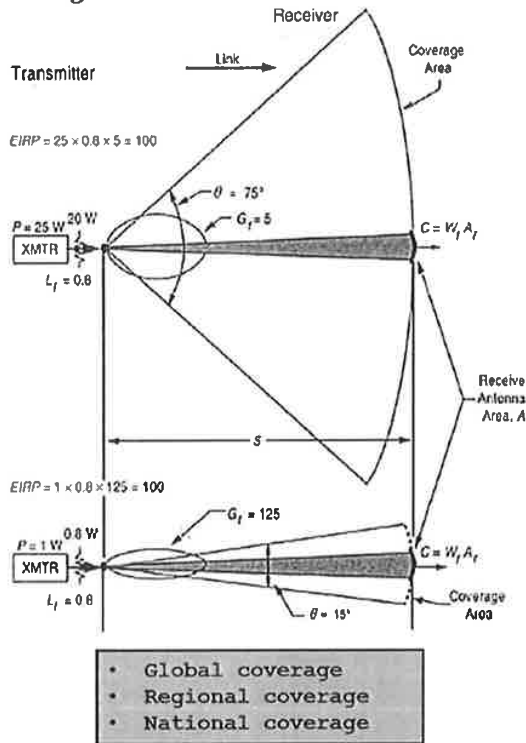
T: la temperatura di rumore del sistema.

T dipende da:

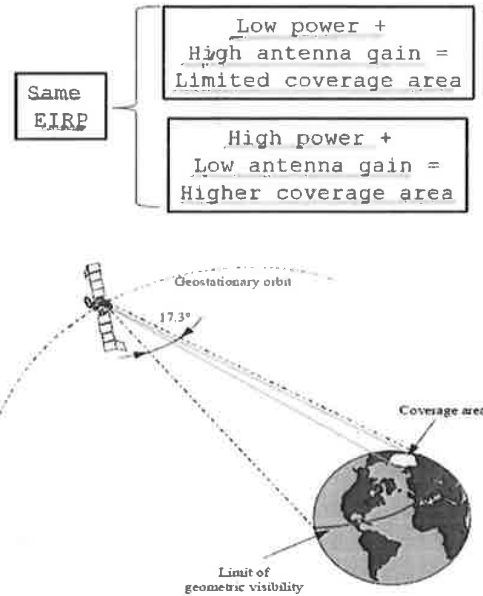
- l'ambiente
- la qualità del sistema ricevente:
- posizione dei componenti,
- prestazioni dell'LNA



Coverage



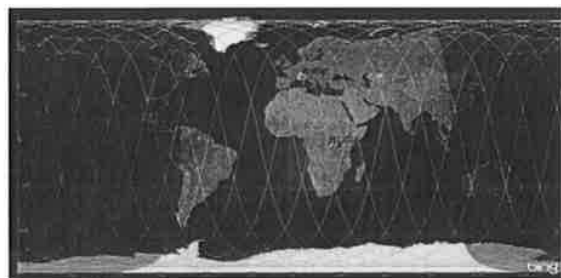
La **copertura** rappresenta l'area della superficie terrestre che può essere raggiunta da un segnale trasmesso da uno o una costellazione di satelliti.



Ritardo di propagazione: nel caso dei sistemi GEO, a causa della distanza del satellite geostazionario dalla Terra, il tempo di propagazione tra due stazioni via satellite può raggiungere circa 275 ms. Ad esempio, durante le telefonate, il tempo di propagazione di andata e ritorno è di circa 550 ms.

Il ritardo di propagazione diventa un problema per la comunicazione interplanetaria.

Satelliti per orbita terrestre bassa: il punto da servire è in linea di vista per pochi minuti ogni giorno, quindi l'area di copertura è teoricamente globale ma è necessaria una grande rete di GCS.



Noise

La potenza del segnale viene sempre ricevuta insieme a rumore indesiderato. Il rumore degrada la capacità di interpretare correttamente il segnale. Più piccolo è il SNR (Signal to Noise Ratio), più è difficile separare il segnale. SNR è la misura chiave della qualità di un collegamento di comunicazione.

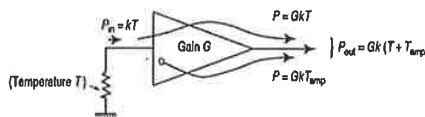
La maggior parte del rumore è generato dallo stato termico della materia: tutti i corpi a una temperatura superiore a 0 K emettono rumore termico per il quale la potenza del rumore è data da:

$$P_n = k T_c B$$

P_n = potenza del rumore
 k = costante di Boltzman. $1,38 \times 10^{-23}$ W-s / K,
 B = intervallo di larghezza di banda del rumore. Hz,
 T_c = temperatura effettiva del rumore. deg K

L'espressione per la potenza del rumore termico disponibile da una resistenza, $P^0(f) = kT$, viene utilizzata per esprimere l'uscita del rumore come temperatura equivalente.

Se l'amplificatore fosse un dispositivo ideale privo di rumore, la densità di potenza del rumore kT fornita dalla resistenza della sorgente darebbe una densità di potenza di uscita GkT , dove G è il guadagno.



L'output è maggiore di questo:

$$P_n = Gk (T + T_{amp})$$

Il rumore di temperatura è quindi la potenza del rumore aggiuntiva originata nell'amplificatore espressa come un aumento equivalente della temperatura della sorgente.

System noise temperature

System Noise Temperature

$$T_s = T_{ant} + \left(\frac{T_0(1-L_r)}{L_r} \right) + \left(\frac{T_0(F-1)}{L_r} \right)$$

$T_{290} = (F-1) \cdot 290$
 $F = 1 + \frac{T_r}{T_0}$ *deve essere*
 T_r = receiver noise temp.
 T_0 = ref temp = 290K

It depends on the line losses between antenna e LNA. These losses are proportional to cable length and on the cable type

A: Estimated median business area man-made noise
 B: Galactic noise;
 C: Atmospheric noise, value exceeded 0.5% of time;
 D: Quiet Sun (1/2 deg beamwidth directed at Sun);
 E: Sky noise due to oxygen and water vapor (very narrow beam antenna);
 F: Black body (cosmic background), 2.7 K
 G: Heavy rain (50 mm/hr over 5 km);

Communication system on board

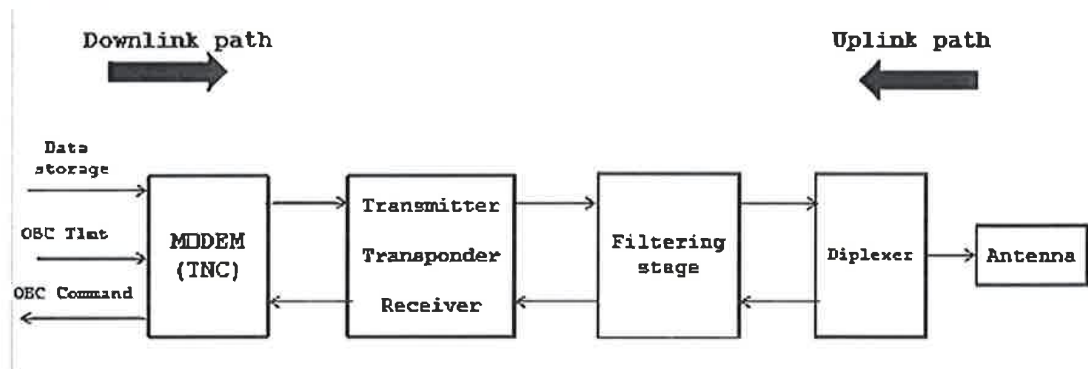
Il **sistema di comunicazione** fornisce l'interfaccia tra i veicoli spaziali e quelli di terra.

I dati housekeeping dei veicoli spaziali e ai dati di missione passano dal veicolo spaziale attraverso questo sottosistema agli operatori e agli utenti del centro operativo. I comandi dell'operatore passano anche al veicolo spaziale attraverso questo sottosistema per controllare il veicolo spaziale e far funzionare il carico utile.

Funzioni principali:

- **TT&C** (tracking telemetry and command/control):
 1. Monitoraggio della posizione del satellite (posizione angolare, distanza)
 2. Gestione della telemetria;
 3. Gestione dei comandi.
- **Data collection**: un sensore satellitare, come uno scanner radar o videocamera, raccoglie i dati, che vengono trasmessi alla stazione di terra per l'elaborazione e la visualizzazione da parte dell'utente.
- **Data relay**

TT&C sheme



- MODEM = MOdulator + DEModulator
- TNC = Terminal Node Controller (micro controller + memory + modem that implement a specific protocol)
- Transponder = LNA + HPA
- Filtering stage elimina i segnali indesiderati che influiscono sulla comunicazione
- Diplexer consente di utilizzare la stessa antenna per TX e R

Transponder without OBP

- Ripete i segnali ricevuti senza operare alcuna modifica su di esso.
- Per quanto riguarda la connettività tra i diversi canali RF, ci sono due casi principali:
 - i transponder sono collegati a un singolo beam di trasmissione
 - i transponder sono collegati a più beams.
- È possibile utilizzare due tipi di conversione di frequenza:
 - un sistema di conversione singolo che traduce la frequenza direttamente dalla banda di ricezione alla banda di trasmissione;
 - un sistema a doppia conversione che traduce prima i segnali ricevuti in una frequenza intermedia per parte del processo di amplificazione, quindi li traduce nuovamente nelle bande di frequenza di trasmissione finali.

Transponder with OBP CHECK PRIMA DI TRASMETTERLO

Nei sistemi satellitari digitali, le prestazioni e l'efficienza possono essere migliorate utilizzando transponder di **elaborazione di bordo** (On-Board Processing -> OBP) che sono in grado di eseguire commutazione, rigenerazione o elaborazione in banda base.

COMMUTAZIONE (SWITCHING) RF

- lo switching delle informazioni passa da un canale RF di trasmissione a un altro;
- lo switching delle informazioni passa da un beam spot fisso ad un altro;
- switching a scanning spot beam da una stazione terrestre a un'altra.

RIGENERAZIONE

il collegamento uplink verrà separato dal collegamento downlink

- Interferenze e rumori non vengono accumulati
- Schemi ridondanti di bordo più flessibili

BIT STREAM PROCESSING: con la disponibilità delle informazioni digitali a bordo del satellite, è possibile utilizzare una serie di tecniche avanzate:

- Adeguare la velocità di bit alle capacità dell'utente
- Errore di bordo che corregge la decodifica
- Modifica della modulazione tra uplink e downlink

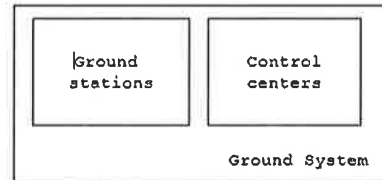
Ground System

Stazioni di terra:

- acquisire i dati della missione da un S / C e dai suoi strumenti
- trasferirli agli utenti dei dati (fornendo eventuali dati di telemetria e tracciamento di cui gli utenti potrebbero aver bisogno).

I **centri di controllo** prendono le decisioni principali per la missione.

I **sistemi di terra** sono costituiti da **stazioni di terra** e **centri di controllo** che lavorano insieme per supportare il veicolo spaziale e l'utente dei dati.



Il sistema di terra comanda e controlla il veicolo spaziale in base alle richieste dell'utente di dati ai centri di controllo. Gli utenti non inviano comandi in modo indipendente al veicolo spaziale, poiché la sua salute generale dipende fortemente dallo stato dei singoli strumenti e sistemi.

Control centers

i alto
del
payload

Spacecraft Operations Control Center (SOCC):

- monitora e comanda i spacecraft bus and common system (i carichi utili a bordo sono controllati dal POCC).
- analizza i dati di telemetria dei veicoli spaziali e (a volte) i dati di missione provenienti da strumenti che possono influenzare l'S / C.
- coordina e controlla l'accesso al POCC: approva le richieste del POCC di comandare gli strumenti dopo aver considerato i piani e gli orari delle missioni, la salute dei veicoli spaziali e il benessere collettivo degli altri strumenti a bordo.

Payload Operations Control Center (POCC)

- analizza i dati di telemetria e di missione dagli strumenti di payload onboard e invia comandi a questi strumenti.
- i suoi comandi dipendono dall'approvazione del centro di controllo della missione, con il coordinamento del SOCC.

+ importanti

Mission Control Center (MCC)

- pianifica e gestisce l'intera missione spaziale, compresa la configurazione e la programmazione delle risorse sia per il sistema spaziale che terrestre.
- calcola e pubblica le informazioni necessarie agli elementi del sistema di terra e agli utenti dei dati, come i dati sull'orbita del veicolo spaziale, i tempi di passaggio della stazione di terra e gli angoli di puntamento dell'antenna.

Antenna System

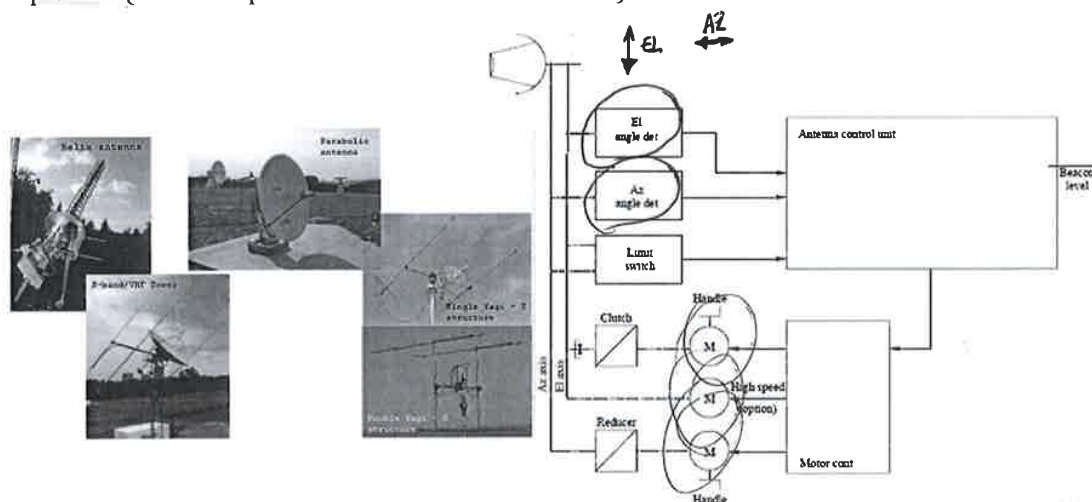
Ogni singolo sistema di antenne comprende:

- l'antenna e il supporto, i relativi attuatori elettromeccanici e le parti meccaniche (riflettore principale, piedistallo, ingranaggio motore e servosistema);
- le console e i circuiti elettrici che controllano l'antenna;
- l'alimentazione e le linee di trasmissione che trasportano segnali RF da e verso l'apparecchiatura RF.

L'antenna, insieme all'apparecchiatura RF di ricezione, soddisfa il G / T di ricezione richiesto alla frequenza del segnale di downlink. Funziona anche con l'apparecchiatura di trasmissione RF per fornire l'EIRP richiesto alla frequenza portante di uplink.

Caratteristiche:

- alto guadagno per trasmissione e ricezione e alta efficienza;
- basso livello di interferenza (per la trasmissione) e di sensibilità alle interferenze (per la ricezione), che richiedono diagrammi di radiazione con bassi livelli al di fuori del lobo principale (piccoli lobi laterali);
- per la ricezione, bassa sensibilità al rumore termico dovuta alla radiazione al suolo e varie perdite. (bassa temperatura del rumore del sistema).



I sistemi di azionamento dell'antenna basati su meccanismi di trasmissione ad ingranaggi e meccanismi di azionamento a vite sono ampiamente utilizzati.

L'uso di quest'ultimo è limitato alle antenne con sterzo limitato a causa della sua configurazione. Per generare la coppia motrice, sono usati motori d.c. e a.c.

Il primo viene utilizzato principalmente per antenne completamente orientabili e il secondo viene utilizzato per antenne a guida limitata, medie o piccole, soprattutto se combinato con il sistema a binario.

La precisione di sterzata del raggio dell'antenna deve essere mantenuta entro circa un decimo della larghezza del fascio a metà potenza dell'antenna per mantenere una comunicazione stabile.

Telecommunication equipment

Apparecchiature di telecomunicazione = apparecchiature che modulano il segnale ad altissima frequenza con segnali a bassa frequenza (banda base) per l'emissione ed estrae (demodulano) questi segnali a bassa frequenza alla ricezione.

Le apparecchiature di telecomunicazione comprendono:

- apparecchiature di conversione di frequenza,
- apparecchiature di modulazione e demodulazione
- apparecchiature di elaborazione del segnale.

I **up converter** cambiano i segnali di frequenza intermedia (IF) (ad es. IF di 70 MHz, 140 MHz, 1 GHz, ecc.) dal modulatore in segnali di radiofrequenza (ad es. Nella banda 6 GHz o 14 GHz). Questi segnali vengono quindi amplificati dall'amplificatore di potenza prima di essere trasmessi attraverso l'antenna.

I **down converter** convertono i segnali di radiofrequenza (ad es. 4 GHz o 11 GHz) ricevuti dall'antenna e preamplificano con l'amplificatore a basso rumore in segnali di frequenza intermedia. Questi segnali vengono quindi tradotti nella banda base nel demodulatore.

MODEM

MODEM: sovrappone i segnali in banda base sul carrier IF (modulatori) o li estrae dal carrier IF (demodulatori).

- È richiesta una catena di trasmissione (ovvero un modulatore e un convertitore) per ciascun carrier. I segnali che escono da più modulatori possono essere **combinati** e poi portati allo stato di amplificazione.
- Ogni carrier ricevuto ha una propria catena di ricezione (cioè un convertitore e un demodulatore). Per la ricezione, ciascuno dei carrier trasmessi dalle stazioni corrispondenti deve essere ricevuto al fine di estrarre (in banda base) i segnali destinati alla stazione considerata. Un **divider** situato all'uscita del comune amplificatore a basso rumore distribuisce i carrier ad alta frequenza ricevuti tra le n catene.

Un **Terminal Node Controller (TNC)** è un modem AX.25 - fa uscire il flusso a-digitale da un segnale analogico proveniente dal ricetrasmittitore e viceversa. I TNC sono stati sviluppati per operazioni Packet Radio nella comunità radio amatoriale.

I requisiti principali per un TNC sono:

- Il baud rate
- Le modalità / switch da una modalità all'altra
- Il protocollo (AX.25 è implicito)

Transportable Gs

Caratteristiche:

- trasportabile tramite furgone, camion o aereo e fornisce trasmissione vocale, dati e video attraverso sistemi satellitari internazionali, regionali e nazionali;
- l'attrezzatura necessaria installata nel veicolo consente il funzionamento entro 10 minuti dall'arrivo, comprese tutte le azioni necessarie come la regolazione della direzione dell'antenna.
- Una stazione terrestre trasportabile viene smontata prima del trasporto e riassembleta nel sito entro circa 15-30 minuti.



Type of transportation	Air transportable
Antenna diameter (m)	1.2~21.8
e.i.r.p. (dBW)	62.5~72
RF bandwidth (MHz)	20~30
Total weight	200~275 kg
Package:	
• Total dimensions (m)	~2
• Total number	8~13
• Max. weight (kg)	20~45
Capacity of engine generator (kVA)	0.9~9.5
Required number of persons	1~3

Servizi:

- uso occasionale o temporaneo per operazioni di soccorso all'interno di un paese o persino in tutto il mondo
- in caso di emergenza.

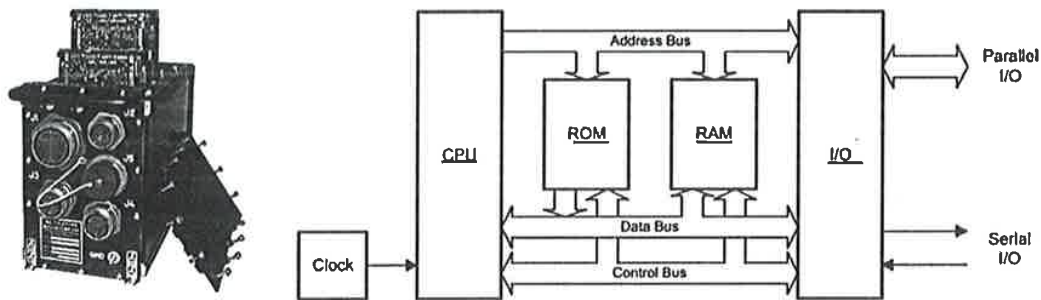
AVIONIC HARDWARE

Aviation Computer configuration

Gli aeromobili moderni utilizzano sistemi avionici sempre più sofisticati che prevedono l'uso di sistemi informatici basati su microprocessore. Questi sistemi combinano hardware e software e sono in grado di elaborare grandi quantità di dati in pochissimo tempo.

I componenti di base di un sistema informatico sono mostrati in Figura. I componenti principali sono:

- (a) un'unità centrale di elaborazione (CPU)
- (b) una memoria, comprendente di entrambi i dispositivi 'lettura/scrittura' e 'sola lettura' (comunemente chiamati rispettivamente RAM e ROM)
- (c) un mezzo per fornire input e uscita (I/O).



Ad esempio, una tastiera per l'input e un display per l'output. In un sistema a microprocessore le funzioni della CPU sono fornite da un singolo chip a microprocessore integrato su larga scala (VLSI). Questo chip equivale a molte migliaia di singoli transistor. I dispositivi a semiconduttore vengono inoltre utilizzati per fornire la memoria di lettura / scrittura e di sola lettura. A rigori di termini, entrambi i tipi di memoria consentono un "accesso casuale" poiché qualsiasi elemento di dati può essere recuperato con la stessa facilità indipendentemente dalla sua posizione effettiva all'interno della memoria. Nonostante ciò, il termine "RAM" è diventato sinonimo di memoria di lettura / scrittura a semiconduttore.

Bus System

I componenti di base del sistema (CPU, RAM, ROM e I/O) sono collegati tra loro utilizzando un sistema di connessione a più fili noto come bus. Sono presenti tre diversi autobus, questi sono:

- (a) **address bus** utilizzato per specificare le posizioni di memoria; *NO BIDIREZIONALE*
- (b) **data bus** su cui vengono trasferiti i dati tra dispositivi;
- (c) **control bus** che fornisce segnali di temporizzazione e controllo in tutto il sistema.

Il numero di singole linee presenti nel bus degli indirizzi e nel data bus dipende dal particolare microprocessore impiegato. I segnali su tutte le linee, indipendentemente dal fatto che siano utilizzati per indirizzo, dati o controllo, possono esistere solo in due stati di base: logic 0 (basso) o logic 1 (alto). I dati e gli indirizzi sono rappresentati da numeri binari (una sequenza di 1 e 0) che compaiono rispettivamente sul bus dati e indirizzo.

componenti TTL → fino a 5V
componenti CMOS → fino a 12V

1 byte = 8 bit 0 → 255

Data Representation

L'unità base di dati che può essere manipolata come entità viene spesso definita come parola. Le parole possono avere qualsiasi lunghezza utile, ma le parole a 16, 32 e 64 bit sono comuni (vedi tabella)

Un singolo byte di dati può essere memorizzato in ciascun indirizzo all'interno dello spazio di memoria totale di un sistema informatico. Quindi un byte può essere memorizzato in ciascuna delle 65.536 posizioni di memoria all'interno di un sistema a microprocessore con un bus di indirizzo a 16 bit.

I singoli bit all'interno di un byte sono numerati da 0 (bit meno significativo o LSB) a 7 (bit più significativo, MSB). Nel caso di parole a 16 bit (che sono memorizzate in posizioni di memoria consecutive) i bit sono numerati da 0 (LSB) a 15 (MSB).

I numeri negativi (o numeri con segno) sono generalmente rappresentati usando le notazioni di complemento a due (complemento a uno e complemento a due). In generale il bit iniziale (più significativo) indica il segno del numero (1 = negativo, 0 = positivo). Ad esempio, il numero a 8 bit con segno 10000001 rappresenta il numero decimale -1.

Data type	Bits	Range of values
Unsigned byte	8	0 to 255
Signed byte	8	-128 to +127
Unsigned word	16	0 to 65,535
Signed word	16	-32,768 to +32,767
Unsigned double word	32	0 to 4,294,967,296

Data Storage: Introduction

La ROM a semiconduttore (Read Only Memory) all'interno di un sistema a microprocessore fornisce l'archiviazione per il codice del programma e tutti i dati permanenti che richiedono l'archiviazione. Tutti questi dati sono indicati come non volatili perché rimangono intatti quando l'alimentazione viene disconnessa.

La RAM a semiconduttore (Random Access Memory) all'interno di un sistema a microprocessore fornisce l'archiviazione per i dati e le variabili transitorie utilizzate dai programmi. Parte della RAM viene inoltre utilizzata dal microprocessore come archivio temporaneo per i dati durante l'esecuzione delle normali attività di elaborazione. È importante notare che qualsiasi programma o dato archiviato nella RAM andrà perso quando l'alimentazione viene spenta o scollegata. L'unica eccezione a ciò è la RAM CMOS a basso consumo che viene mantenuta in vita per mezzo di una piccola batteria. Questa memoria alimentata a batteria viene utilizzata per conservare dati importanti, come l'ora e la data.

Quando si esprime la quantità di spazio di archiviazione fornita da un dispositivo di memoria di solito si utilizzano Kilobyte (Kbyte). È importante notare che un Kilobyte di memoria è in realtà 1.024 byte (non 1.000 byte). Il motivo della scelta del Kbyte è che 1.024 sembra essere la potenza più vicina di 2 (nota che 2 ^ 10 = 1.024).

La capacità di una ROM a semiconduttore è generalmente specificata in termini di un intervallo di indirizzi e il numero di bit memorizzati in ciascun indirizzo. Ad esempio, 2 K × 8 bit (capacità 2 Kbyte), 4 K × 8 bit (capacità 4 Kbyte) e così via. Si noti che non è sempre necessario (o desiderabile) che l'intero spazio di memoria di un computer sia popolato da dispositivi di memoria.

ogni dato costituito da 8 bit

Example of aircraft computr systems: Aircraft Integrated Data System (AIDS)

L'**Aircraft Integrated Data System (AIDS)** raccoglie e registra i dati operativi per consentire un'analisi dettagliata delle prestazioni degli aeromobili e dei requisiti di manutenzione.

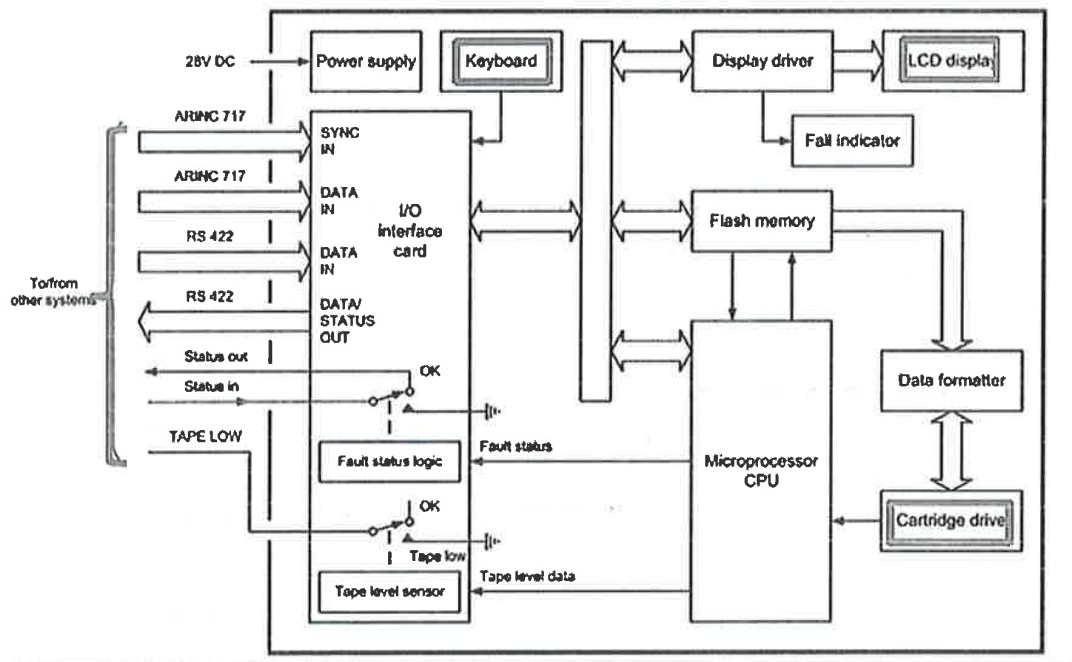
I dati vengono acquisiti dall'unità di acquisizione dei dati di volo digitali (DFDAU) e conservati per riferimento futuro da un registratore ad accesso rapido (QAR). Quest'ultimo dispositivo comprende un'unità a cartuccia che registra i parametri dei dati su nastro magnetico. La cartuccia del nastro ha una capacità di 14 ore di archiviazione dei dati. Il QAR è in grado di cercare e riprodurre dati da un riferimento GMT specificato prima di tornare successivamente alla posizione di registrazione corrente.

Un data management entry panel (DMEP) fornisce l'immissione da tastiera di dati esadecimali e un set limitato di comandi (come INVIO, CANCELLA, STAMPA, ecc.).

Le informazioni su dati e stato sono visualizzate su un display LCD situato su Control Display Unit (CDU).

Il sistema di registrazione dei dati all'interno del sistema AIDS è mostrato in Figura.

L'interconnessione e lo scambio di dati con altri sistemi di aeromobili avviene tramite gli bus RS 422 e ARINC 717.



Classification

Il software del velivolo può essere suddiviso in cinque livelli in base alle probabili conseguenze del suo fallimento, come mostrato nella tabella seguente:

Level	Type of failure	Failure description	Probability	Likelihood of failure (per flight hour)	Level	Typical aircraft applications (see Appendix 1 for acronyms)
A	Catastrophic failure	Aircraft loss and/or fatalities	Extremely improbable	Less than 10^{-9}	A	AHRS GPS/ILS/MLS SATNAV VOR ADF
B	Hazardous/severe major failure	Flight crew cannot perform their tasks; serious or fatal injuries to some occupants	Extremely remote	Between 10^{-7} and 10^{-8}	B	TCAS ADSB Transponder Flight Displays
C	Major failure	Workload impairs flight crew efficiency; occupant discomfort including injuries	Remote	Between 10^{-5} and 10^{-7}	C	DME VHF voice communications
D	Minor failure	Workload within flight crew capabilities; some inconvenience to occupants	Probable	Greater than 10^{-5}	D	AHRS Automatic Levelling CMC CFDIU Data Loader Weather Radar
E	No effect	No effect	Not applicable		E	In-flight entertainment

Il livello più alto di criticità (Livello A) è quello che avrebbe conseguenze catastrofiche mentre il livello più basso (Livello E) di criticità è quello che non avrebbe alcun impatto significativo sul funzionamento dell'aeromobile.

Tra questi livelli il grado di criticità è espresso in termini di carico di lavoro aggiuntivo imposto all'equipaggio di condotta e, in particolare, la capacità dell'equipaggio di condotta di gestire l'aeromobile senza avere accesso al controllo automatico / o alle informazioni di volo che avrebbero altrimenti fornito dal software guasto.

La tabella fornisce esempi di applicazioni software e livello di criticità del software associato a ciascuna.

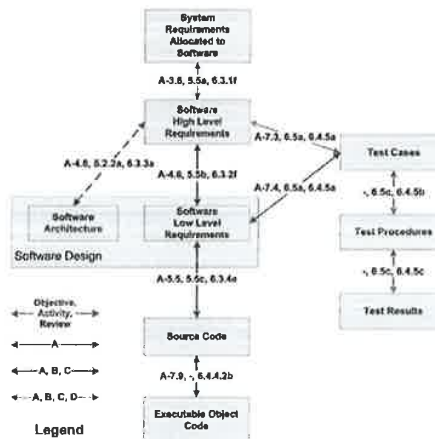
Certification

La certificazione iniziale di un aeromobile richiede che il Design Organisation (DO) fornisca la prova che il software è stato progettato, testato e integrato con l'hardware associato in un modo che soddisfa lo standard DO-178B / ED-12B (o uno standard equivalente concordato).

Al fine di fornire un mezzo efficace per l'identificazione del software e il controllo delle modifiche, è necessario che un software configuration management plan (CMP) (ad esempio, come definito nella parte 7 di DO-178B / ED-12B) sia efficace per tutta la vita dell'apparecchiatura (la CMP deve essere ideata e mantenuta dal relativo DO).

Le modifiche post-certificato delle apparecchiature nelle categorie catastrofiche, pericolose o principali (Livelli A, B, C e D) non devono essere apportate se non prima approvate dal DO.

Pertanto, tutti gli aggiornamenti e le modifiche del software sono soggetti alle stesse procedure di approvazione applicate alle modifiche hardware. Questo è un punto importante che riconosce l'importanza del software come "parte dell'aeromobile". Qualsiasi modifica apportata al software deve essere identificata e controllata in conformità con il CMP. Il materiale di orientamento è fornito DO-178B.



Software Upgrade

Quando si considerano le modifiche e gli aggiornamenti del software, è importante distinguere tra codice eseguibile (ovvero programmi per computer) e dati utilizzati dai programmi (ovvero database) ma non è, di per sé, codice eseguibile.

Executable code Upgrade sul software

Field Loadable Software (FLS) è un codice eseguibile (ovvero programmi per computer) che può essere caricato in un sistema informatico mentre il sistema è in posizione all'interno dell'aeromobile. FLS può essere caricato su un sistema aeronautico da un meccanico / tecnico di manutenzione in conformità con le procedure del manuale di manutenzione definite.

Esempi tipici di hardware di destinazione:

- Controlli elettronici del motore (EEC)
- Computer di guida di volo (FGC)
- Sistemi di intrattenimento in volo (IFE)

Databases Upgrade

Database Field Loadable Data (DFLD) sono dati che sono caricati sul campo nei database hardware di destinazione. Si noti che è importante essere consapevoli del fatto che il database stesso è un elemento incorporato che risiede all'interno dell'hardware di destinazione e non è, di per sé, caricabile sul campo e che il processo di "caricamento di un database" consiste semplicemente nella scrittura di nuovi dati o scrivere vecchi dati da un file di dati fornito.

Esempi tipici di hardware di destinazione:

- Flight Management Computers (FMC)
- Computer TAWS (Terrain Awareness Warning System Computer)

Gli aggiornamenti del software possono essere distribuiti con vari metodi tra cui combinazioni dei seguenti metodi:

- Media Distribution. Un processo in base al quale FLS o file di dati vengono spostati dall'organizzazione o dal fornitore di produzione a un sito remoto utilizzando supporti di memorizzazione come floppy disk, una scheda PCMCIA (Personal Computer Memory Card International), un CD-ROM o un modulo sostituibile integrato (OBRM))
- Trasferimento elettronico. Un processo in cui un laptop, un computer portatile o un caricatore di dati portatile viene utilizzato per trasferire i dati utilizzando un collegamento dati seriale o una connessione temporanea al bus
- Distribuzione elettronica. Un processo in base al quale FLS o DFLD vengono spostati dal produttore o dal fornitore a un sito remoto utilizzando Internet o le telecomunicazioni (collegamento dati).

Reading Only Memory (ROM)

Mask programmed ROM:

Questo processo, relativamente costoso, è adatto per la produzione di volumi molto elevati (diverse migliaia o più) e prevede l'uso di una maschera che programma i collegamenti all'interno del chip ROM.

One-time programmable elettrically programmable ROM (OTP EPROM):

Questo è un processo un po' meno costoso della programmazione con maschera ed è adatto per la produzione su piccola / media scala. Le celle di memoria sono costituite da nichelcromo o fusibili di polisilicio collegati tra file e colonne.

Le PROM OTP sono ideali per l'uso di prototipi di piccoli sistemi informatici e la programmazione può essere effettuata dal produttore del computer (o dal fornitore dei componenti) utilizzando apparecchiature relativamente economiche.

Erasable PROM (UV EPROM):

A differenza dei due precedenti tipi di ROM, la EPROM può essere riprogrammata. Le EPROM sono prodotte con una finestra che consente alla luce di cadere sulla matrice delle celle di memoria dei semiconduttori. La EPROM può essere cancellata dall'esposizione a una forte fonte di luce ultravioletta per un periodo di diversi minuti o decine di minuti. Una volta effettuata la cancellazione, qualsiasi modello di bit applicato in precedenza viene completamente rimosso, la EPROM è "vuota" e pronta per la programmazione.

Electrically erasable PROM (EEPROM):

Questo tipo di ROM può essere sia letto che scritto. Tuttavia, a differenza della RAM, Flash ROM non è adatta per l'uso nella sezione della memoria di lettura / scrittura di un computer poiché il processo di scrittura richiede un tempo considerevole (in genere mille volte più lungo del tempo di lettura). Le EEPROM sono dispositivi relativamente recenti e relativamente costosi. Vale anche la pena notare che, fino a poco tempo fa, un ragionevole compromesso per la memorizzazione semi-permanente di dati e programmi potrebbe assumere la forma di una RAM a basso consumo dotata di batterie di backup (in determinate circostanze un sistema di questo tipo può essere utilizzato per conservare le informazioni archiviate per un anno o più).

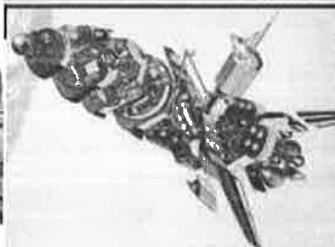


Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

Avionic systems and on-board equipment

Lesson 7

Avionic technologies: fundamentals of fiber optics



II semestre, AA 2019-2020

Nicole Viola

Marco Fioriti e Fabrizio Stesina

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: nicole.viola@polito.it

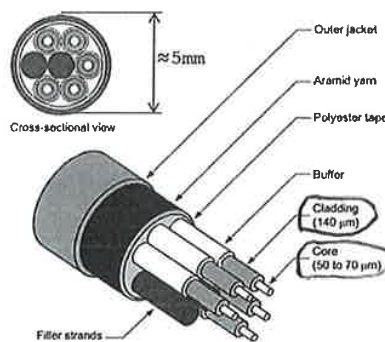
marco.fioriti@polito.it, fabrizio.stesina@polito.it

Optical Cable Composition

La costruzione di un tipico cavo a fibre ottiche è mostrata in Figura. Ciò comprende:

- Cinque fibre ottiche e due trefoli di riempimento
- Nastro separatore
- Elemento di resistenza del filato aramidico
- Una camicia esterna.

Il cavo ha un diametro complessivo di circa 5 mm e i singoli fili di fibra ottica hanno un diametro di 140 µm. Un buffer protettivo copre ogni fibra e la protegge durante la fabbricazione, aumenta la resistenza meccanica e il diametro per facilitare la movimentazione e il montaggio. I buffer sono codificati per identificare le fibre usando i colori (blu, rosso, verde, giallo e bianco). I fili di riempimento sono realizzati in poliestere.

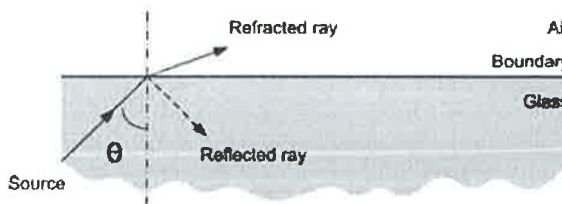


Un nastro separatore in poliestere copre il gruppo di cinque fibre e due trefoli di riempimento. Questo nastro è realizzato in poliestere a basso attrito e serve a rendere il cavo più flessibile. Uno strato di filato Aramid (o Kevlar) intrecciato fornisce una maggiore resistenza meccanica e protezione per il cavo. La guaina termoplastica esterna (di solito di colore viola) è montata per prevenire l'ingresso di umidità e anche per fornire isolamento

Optical Fibre Signal Propagation

In sostanza, una fibra ottica è costituita da un nucleo cilindrico di vetro di silice circondato da un ulteriore rivestimento di vetro. La fibra funge da canale (o guida d'onda) lungo il quale un'onda elettromagnetica può passare con una perdita minima. La fibra ottica è regolata dalle leggi fondamentali di riflessione e rifrazione.

Parte della luce incidente verrà riflessa al confine dei due media e, all'aumentare dell'angolo di incidenza, anche l'angolo di rifrazione verrà aumentato fino a quando, a un valore critico, l'onda luminosa verrà totalmente riflessa (ovvero il raggio rifratto non esisterà più).



(a) Angle of incidence less than the critical angle ($\theta < \theta_c$)

L'angolo di incidenza in cui ciò si verifica è noto come angolo critico, θ_c .

Il valore θ_c dipende dagli indici di rifrazione assoluti dei media ed è dato da:

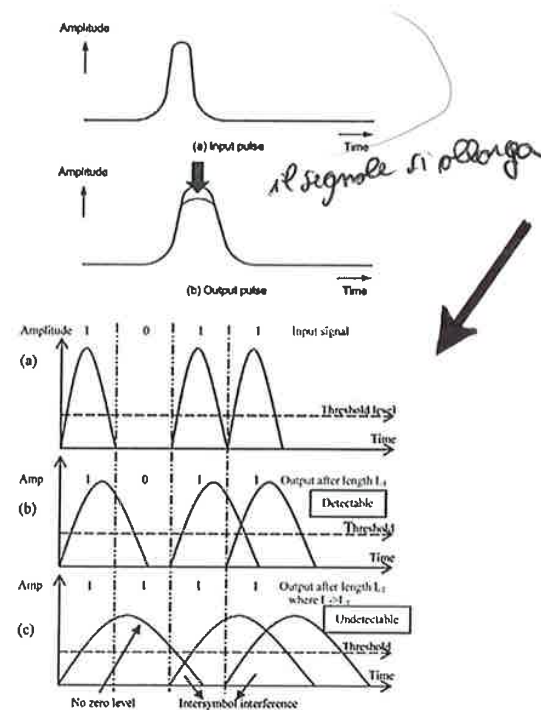
$$\theta_c = \sqrt{\frac{2(n_1 - n_2)}{n_1}}$$

dove n_1 e n_2 sono gli indici di rifrazione del mezzo più denso e meno denso rispettivamente. Di solito n_1 (core) = 1,5 e n_2 (rivestimento) = 1,475.

Unfortunately, in a multimode fibre different modes travel at different velocities, as shown in Figure below. This phenomenon is known as pulse dispersion and it has the effect of stretching the output pulse, as shown in Figure on the side.

Quando vengono forniti dati digitali al trasmettitore ottico, l'allungamento degli impulsi impone un limite superiore alla velocità con cui gli impulsi possono essere trasmessi. In altre parole, la velocità dei dati è determinata dalla quantità di dispersione semplicemente perché un intervallo di bit più lungo significa che possono essere trasmessi meno bit nella stessa unità di tempo.

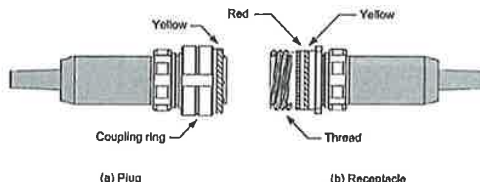
When digital data is supplied to the optical transmitter, the stretching of pulses imposes an upper limit on the rate at which the pulses can be transmitted. In other words, the data rate is determined by the amount of dispersion simply because a longer bit interval means fewer bits can be transmitted in the same unit of time.



Fibre optic connectors

Una tipica disposizione del connettore del cavo in fibra ottica è mostrata in Figura. Questo comprende:

- Chiavi e scanalature di allineamento
- Perni guida e cavità
- Fasce di allineamento colorate
- Tre filetti di partenza.



I requisiti essenziali per i connettori utilizzati dalle fibre ottiche sono affidabilità, robustezza, precisione e ripetibile, adatto all'installazione senza utensili speciali, bassa perdita, basso costo.

Mentre la perdita mostrata da un connettore può essere quotata in termini assoluti, è spesso specificata in termini di lunghezza equivalente di fibra ottica.

Se, ad esempio, vengono utilizzati sei connettori su un cavo e ciascun connettore ha una perdita di 0,5 dB, la perdita totale del connettore sarà di 3 dB. Ciò equivale a diversi chilometri di fibra a bassa perdita.

Ogni connettore ha le chiavi di allineamento sulla spina e le scanalature di allineamento corrispondenti sulla presa. Questi sono usati per allineare con precisione i componenti del connettore ottico; i perni guida nella spina si inseriscono nelle cavità della presa quando la spina e la presa si collegano. Al fine di garantire che il connettore non sia eccessivamente serrato (il che può causare danni alle fibre), i pin della spina sono progettati per fornire un arresto del buffer contro la parte inferiore delle cavità nella presa.

La spina e la presa hanno contatti in ceramica progettati per stabilire un contatto fisico se collegati correttamente.

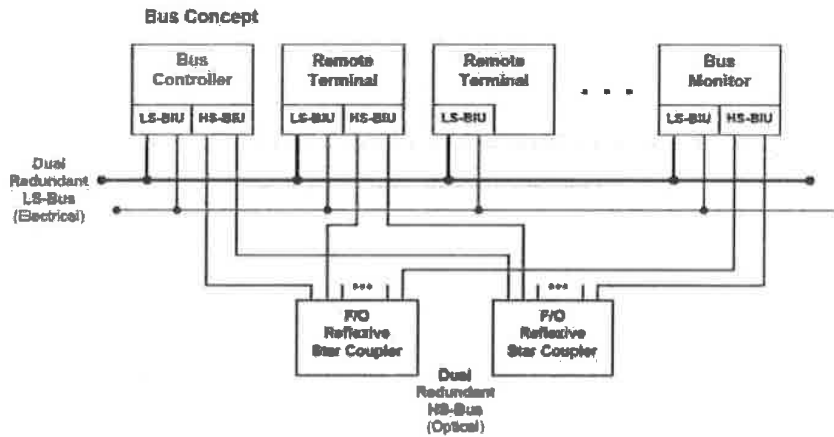
EFA

As the EF2000 Typhoon enters the production stage of its development, STANAG3910, EFA bus will get its first chance to prove itself by meeting the mission critical avionics requirements for this highly sophisticated fighter aircraft.

Since it was established at the early stages of the programme that the data transfer capacity of the MIL-STD-1553B bus was not going to fulfill the requirements, STANAG3910 was selected by the Eurofighter (UK, Germany, Italy & Spain) consortium in 1989 to meet the demanding Avionics Systems needs of such an aircraft.



Very simply STANAG3910, EFABus is based on using the existing MIL-STD-1553B, 1Mbit/sec dual redundant Low Speed (LS) bus augmented by a High Speed, (HS) Fibre Optics (Reflexive Star Topology) dual redundant bus operating at 20Mbits/sec. The LS bus provides the command and control of the HS bus by use of 'Action Words' sent over the LS bus. The HS bus is used only for Data Transfers under the control of these 'Action Words'.



ELECTROSTATIC SENSITIVE DEVICES (ESD)

Introduction

I dispositivi a semiconduttore sono suscettibili ai danni da cariche elettriche vaganti. Questo è un problema che può potenzialmente influire su una vasta gamma di apparecchiature elettroniche montate su un aeromobile e può avere effetti ad ampio raggio, incluso un guasto totale della LRU ma senza segni visibili di danni!

I dispositivi sensibili alle scariche elettrostatiche (ESD) sono componenti elettronici e altre parti soggette a danni dovuti a cariche elettriche vaganti.

Questo problema è particolarmente diffuso con i moderni dispositivi LSI (Large Scale Integration) e VLSI (Very Large Scale Integration) ma riguarda anche altri componenti come transistor a semiconduttore di ossido di metallo (MOS), diodi a microonde, display e molti altri dispositivi elettronici moderni.

Static Electricity

L'elettricità statica si genera quando due materiali diversi non conduttivi inizialmente non caricati vengono strofinati insieme, l'attrito è fondamentale nel trasferire la carica da un materiale all'altro e di conseguenza aumenta il potenziale elettrico che esiste tra di loro.

major in our decia

Situation	Typical electrostatic voltage generated	
	20% relative humidity	80% relative humidity
Walking over a wool/nylon carpet	35 kV	1.5 kV
Sliding a plastic box across a carpet	18 kV	1.2 kV
Removing parts from a polystyrene bag	15 kV	1 kV
Walking over vinyl flooring	11 kV	350 V
Removing shrink wrap packaging	10 kV	250 V
Working at a bench wearing overalls	8 kV	150 V

Tribo-electric scale

La serie tribo-elettrica classifica i diversi materiali in base alla loro capacità di creare elettricità statica quando viene strofinata con un altro materiale. La serie è organizzata su una scala di materiali sempre più positivi e sempre più negativi.

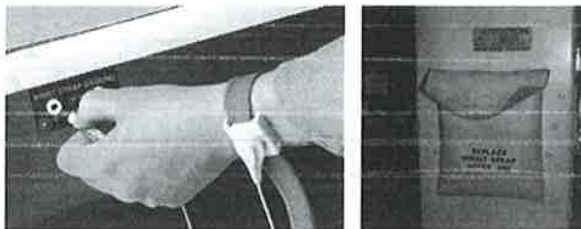
<p>The following materials give up electrons and become <u>positive</u> when charged (and so appear as <u>positive</u> on the triboelectric scale) when rubbed against other materials:</p> <ul style="list-style-type: none"> → Air (most positive) • Dry human skin • Leather • Rabbit fur • Glass • Human hair • Nylon • Wool • Lead • Cat fur • Silk • Aluminum → Paper (least positive). 	<p>The following materials tend to attract electrons when rubbed against other materials and become <u>negative</u> when charged (and so appear as <u>negative</u> on the triboelectric scale):</p> <ul style="list-style-type: none"> → Wood (least negative) • Amber • Hard rubber • Nickel, copper, brass and silver • Gold and platinum • Polyester • Polystyrene • Saran • Polyurethane • Polyethylene • Polypropylene • Polyvinylchloride (PVC) • Silicon → Teflon (most negative).
--	---

ESD Warnings

I **componenti sensibili statici** (tra cui schede per circuiti stampati, moduli di circuito e dispositivi plug-in) sono contrassegnati con avvisi. Questi sono di solito stampati con testo nero su sfondi gialli.

Precauzioni particolari devono essere prese durante la manipolazione, il trasporto, il montaggio e la rimozione di ESD. Questi includono i seguenti:

Uso di cinturini da polso che devono essere indossati durante la manipolazione di ESD. Si tratta di bande conduttive collegate a un punto di messa a terra efficace per mezzo di un filo corto. Il cavo è solitamente dotato di un resistore da 1 M Ω integrato che aiuta a ridurre al minimo qualsiasi potenziale rischio di scossa per l'utilizzatore (il resistore serie serve a limitare la corrente che passa attraverso l'utilizzatore nel caso in cui possa entrare in contatto con un conduttore in tensione). I cinturini da polso sono generalmente conservati in punti strategici sull'aeromobile (vedere la Figura) o possono essere trasportati per manutenzione.



Handling ESD

Altre importanti precauzioni sono:

- Utilizzo di tappetini dissipativi statici da pavimento e da banco
- Evitare ambienti molto asciutti (o almeno la necessità di prendere ulteriori precauzioni quando l'umidità relativa è bassa)
- Disponibilità di prese a terra
- Uso di apparecchiature di prova messe a terra
- Utilizzo di strumenti antistatici per l'inserimento e la rimozione di circuiti integrati
- Prevenzione di fonti ad alta tensione vicine (ad es. Unità di luce fluorescente)
- Uso di imballaggi antistatici (i componenti sensibili statici e i circuiti stampati devono essere conservati nella loro confezione antistatica fino al momento in cui sono necessari per l'uso).

Si noti che esistono tre classi principali di materiali utilizzati per proteggere i dispositivi sensibili all'elettricità statica.

Questi sono:

- materiali conduttivi (come fogli di metallo e materiali impregnati di carbonio)
- materiali dissipativi statici (una forma più economica di materiale conduttivo)
- materiali antistatici (materiali neutri sulla scala tribo-elettrica, come cartone, cotone e legno).

Di questi, i materiali conduttivi offrono la massima protezione mentre i materiali antistatici offrono la minima protezione.

AVIONICS TECHNOLOGIES

ATA 46 Information System

Paper in Cockpit

Nel modo tradizionale di concepire le operazioni della cabina di pilotaggio, al pilota e al primo ufficiale è stato chiesto di utilizzare il manuale operativo dell'aeromobile, nonché le carte di navigazione e di avvicinamento scritte su carta.

L'effetto era un carico di lavoro aggiuntivo solo per gestire tutti i grafici cartacei nella cabina di pilotaggio.

EFB - Electronic Flight Bag

L'Electronic Flight Bag (EFB) è un dispositivo elettronico di gestione delle informazioni che aiuta la flight crew a svolgere le attività di gestione del volo in modo più semplice ed efficiente con meno carta.

Si tratta di una piattaforma informatica di uso generale intesa a ridurre o sostituire il materiale di riferimento cartaceo (fino a 18 kg) che si trova spesso nella borsa di volo del pilota, compreso il manuale operativo dell'aeromobile, il manuale operativo dell'equipaggio di condotta e la navigazione grafici (compresa la mappa mobile per operazioni aeree e terrestri).



Inoltre, l'EFB può ospitare applicazioni software appositamente costruite per automatizzare altre funzioni normalmente svolte a mano, come i calcoli del decollo delle prestazioni.

Secondo la circolare consultiva della FAA (CA n. 120-76A), un Electronic Flight Bag è un sistema di visualizzazione elettronico destinato principalmente al cockpit/flightdeck or cabin.

I dispositivi EFB possono visualizzare una varietà di dati sul trasporto aereo o eseguire calcoli di base (compresi dati sulle prestazioni e calcoli del carburante).

In passato, alcune di queste funzioni venivano tradizionalmente svolte utilizzando riferimenti cartacei o si basavano sui dati forniti all'equipaggio di condotta dall'equipaggio di "una spedizione di volo" di una compagnia aerea.

Per aeromobili di grandi dimensioni, FAR 91.503 richiede la presenza di carte di navigazione sull'aereo.

EFB deve essere sempre funzionante.

*ANCHE IN CASO DI DECOMPRESSIONE
NON E' COLLEGATO AL VELIVOLO*

Esistono anche varianti militarizzate, con archiviazione sicura dei dati, illuminazione compatibile con occhiali per la visione notturna, protezione ambientale e applicazioni e dati specifici militari.

EFB - Electronic Flight Bag

SOFTWARE CLASSES

L'EFB può ospitare una vasta gamma di applicazioni, classificate in tre categorie di software (riferimento AC 120-76 modificato, per un elenco effettivo di esempi):

Tipo A

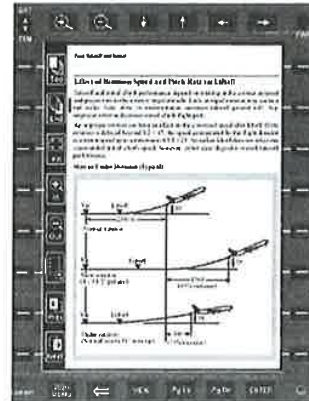
- Applicazioni statiche, come visualizzatore di documenti (formati PDF, HTML, XML)
- Manuali operativi per l'equipaggio di condotta e altri documenti stampati come l'aeroporto NOTAM

L'applicazione di documenti elettronici consente ai membri dell'equipaggio di condotta di:

➤ Visualizzare e cercare documenti elettronici correnti sul flight deck. I documenti disponibili includono il manuale operativo dell'equipaggio di condotta, il regolamento federale sull'aviazione degli Stati Uniti e il manuale di informazioni aeronautiche.

➤ Le compagnie aeree saranno anche in grado di utilizzare l'applicazione di documenti elettronici per creare e ospitare documenti. I documenti vengono visualizzati al meglio come formato XML, che supporta la ricerca e il text wrapping.

➤ Lo strumento di amministrazione a terra dei documenti elettronici può convertire file PDF strutturati e non strutturati in documenti HTML per la visualizzazione. I documenti elettronici accettano anche immagini digitalizzate (mostrate come immagini) nei formati GIF, JPG, TIF e CGM.



Tipo B

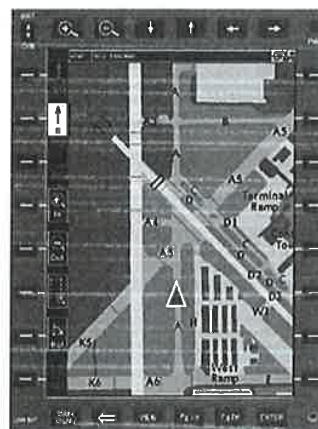
Requisiti: zooming, scrolling

- Carte di avvicinamento elettroniche o carte di avvicinamento che richiedono panoramica, zoom, scorrimento.
- L'applicazione dei grafici consente agli equipaggi di volo di visualizzare i grafici delle procedure dei terminal, i grafici di origine e di destinazione dell'aeroporto e i grafici di arrivo e partenza (selezione supportata dai dati forniti dal sistema di gestione del volo).
- È possibile accedere a grafici aggiuntivi tramite le funzionalità di ricerca e ricerca.
- La funzione Mappa consente ai membri dell'equipaggio di condotta di preselezionare le carte per un rapido accesso a tutte le carte nell'elenco delle carte.
- È prevista una funzionalità di accesso alla carta di rotta per un aggiornamento a breve termine.



Taxi Positional Awareness

❖ L'applicazione TPA (taxi positional awareness) è un insieme di mappe aeroportuali estremamente accurate che descrivono graficamente pista, pista di rullaggio e altre caratteristiche dell'aeroporto per supportare le operazioni di taxi. (TPA è anche indicato come mappa mobile dell'aeroporto e consapevolezza situazionale del taxi.)



❖ Per il sistema di Classe 3, il GPS fornisce una posizione di "proprietà" che viene rappresentata sulla mappa del taxi insieme alla rotta dal sistema di riferimento inerziale. I sistemi di classe 2 centrano la mappa in base alla posizione GPS ma non indicano una posizione di proprietà. Gli equipaggi di volo utilizzano il TPA per identificare, mediante riferimenti visivi esterni, la loro posizione in relazione a piste e punti di sosta dei taxi, punti di svolta dei taxi o cancelli.

❖ Il TPA deve essere utilizzato in congiunzione con la Circolare consultiva (CA) 120-74 (CAA) dell'Amministrazione federale dell'aviazione degli Stati Uniti, Procedure con equipaggio di volo durante le operazioni di taxi, che richiede riferimenti visivi esterni e istruzioni del controllore.

CERTIFICATION

L'EFB segue le linee guida stabilite in AC 120-76A, Linee guida per la certificazione, l'aeronavigabilità e l'approvazione operativa dei dispositivi elettronici di calcolo delle borse di volo.

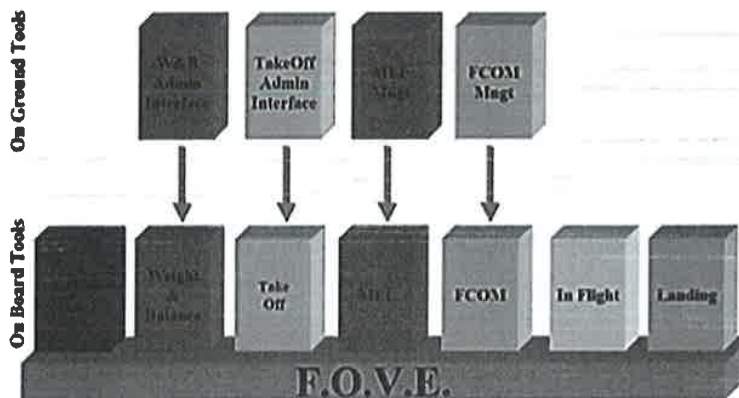
- Per l'EFB di classe 3,
 - L'installazione di DU, UE e cablaggi associati verrà certificata mediante una certificazione di tipo modificata.
 - Il sistema operativo di Classe 3 e il software applicativo saranno certificati attraverso la stessa certificazione di tipo modificato.
 - Le domande sono anche approvate a livello operativo utilizzando la guida fornita in CA 120-76A.
 - L'hardware è soggetto a un numero limitato di requisiti RTCA DO-160E (per apparecchiature non indispensabili: sicurezza tipica da incidente e test EMC (emissioni condotte e radiate)).
 - Potrebbero esserci requisiti DO-178B per il software, ma questo dipende dal tipo di applicazione definito nella circolare di consulenza.
- La certificazione EFB Parte 25 di Classe 2 è limitata al dispositivo di montaggio (inclusa l'alimentazione) e alle interfacce del sistema aereo. Il computer stesso di classe 2 è approvato dal punto di vista operativo insieme alle applicazioni.
- I sistemi EFB di classe 1 sono solo operativi.



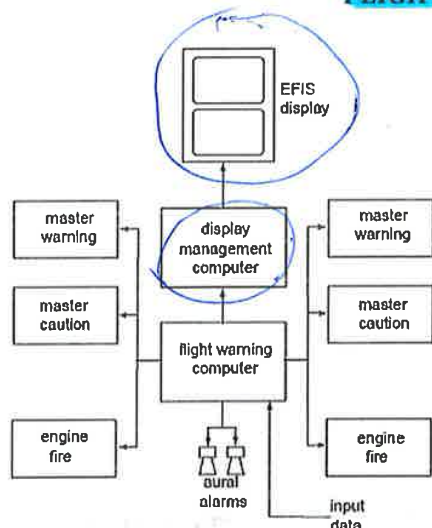
A real case: Airbus "Less Paper in the Cockpit" Concept

F.O.V.E. - Flight Operations Versatile Environment

- aims at integrating the Performance Modules and the Flight Operations Technical Information
- aims at exchanging information between the applications.
- F.O.V.E. is based on an open architecture and consequently information of FOVE modules can be shared with external applications.



FLIGHT WARNING SYSTEM



La funzione del sistema di allarme di volo è di avvisare i piloti dell'esistenza di una situazione anomala che richiede un'azione; identifica anche la natura e la posizione del guasto o della condizione.

Gli avvisi possono essere uditivi o visivi o una combinazione di entrambi.

Gli avvisi acustici possono essere sotto forma di un allarme klaxon, una campana o, in alcuni casi, un messaggio verbale.

Gli avvisi e le precauzioni visivi possono essere luci o didascalie illuminate.

In molti tipi di aeromobili di grandi dimensioni il sistema di allarme di volo è computerizzato e un esempio di tale sistema è illustrato in Figura.

Visual Warnings

Visual warnings and cautions possono essere luci o didascalie illuminate. Warning può essere classificata come segue:

- Avviso principale (**master warning**): questo avviso si accende quando si verifica un evento che richiede attenzione immediata e intervento da parte del pilota. Questo tipo di avviso è di colore rosso. L'allarme antincendio è un avviso principale.
- Attenzione generale (**master caution**): questo avviso si illumina quando si verifica un evento che richiede attenzione e intervento urgenti da parte del pilota. Questo tipo di avviso è di colore ambra.
- Avviso (**advisory**): questo avviso si accende quando si verifica un evento che non richiede attenzione da parte del pilota. Questo tipo di avviso è di colore blu o bianco.

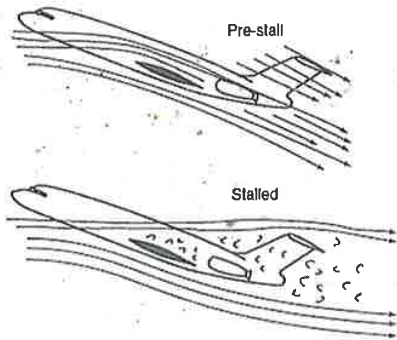
Aural Warnings

Gli avvisi acustici del compartimento di volo in genere includono:

- campana antincendio
- avviso di configurazione del decollo
- avviso di altitudine della cabina
- avviso di configurazione del carrello di atterraggio
- velocità eccessiva
- avviso di stallo
- TAWS (Terrain Avoidance Warning System)
- TCAS (Traffic Collision Avoidance System)

DEEP-STALL
Stallo profondo

Stall Identification System



Alcuni tipi di aeromobili, in genere aeromobili con coda a T, sono installati con sistemi di identificazione dello stallo; questo è normalmente integrato con il sistema di allarme di stallo.

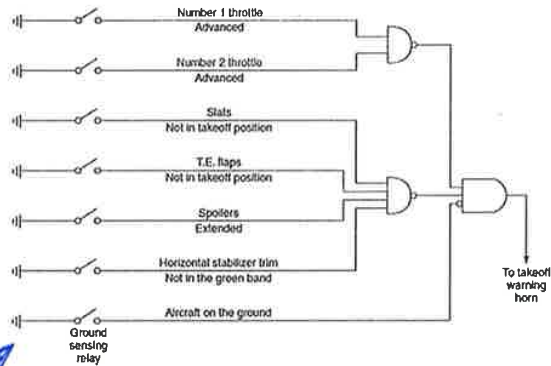
L'aeromobile con coda a T può essere vulnerabile al deep-stall. Oltre allo stallo delle ali, la condizione di stallo profondo rende anche meno efficaci gli elevators; questo aggrava il problema, poiché gli elevators sono il mezzo per inclinare il muso dell'aereo per riprendersi dallo stallo.

Inoltre, se l'aereo ha motori posteriori, il flusso d'aria nel motore è turbolento, con possibili perdite di prestazioni.

Il sistema di identificazione dello stallo contiene un attuatore che spinge la colonna di controllo in avanti con un'azione forte e positiva. La levetta viene rilasciata quando l'aereo viene riportato ad un angolo di attacco accettabile. Questo sistema deve essere altamente affidabile, sia in termini di funzionamento in caso di necessità sia con bassa probabilità di falso funzionamento.

Configuration warning system

Il sistema (noto anche come sistema di avviso di decollo) fornisce un avviso se il pilota tenta di decollare con controlli specifici non selezionati nella posizione corretta, ovvero una configurazione non sicura. Un semplice sistema di avvertimento per il decollo è illustrato in Figura.



Ground Proximity Warning System e Terrain Awareness Warning System



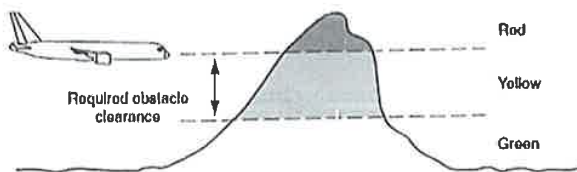
TAWS - Terrain Awareness Warning System
GPWS - Ground Proximity Warning System
FLTA - Forward Looking Terrain Awareness

$$TAWS = GPWS + FLTA$$

^{TAWS}
Il sistema di allarme per la consapevolezza del terreno comprende sensori aeronautici, una funzione di calcolo e uscite di avviso. Il computer riceve numerosi input dai sensori di bordo e li elabora per determinare se si

sta sviluppando una situazione pericolosa. La funzione di calcolo TAWS può provenire da un'unità autonoma; in alternativa, può essere integrato in un altro sistema di aeromobili. I primi sistemi di allarme di prossimità al suolo erano basati su sensori aeronautici che rilevavano:

- altitudine barometrica
- velocità verticale
- radio altitudine



- il rosso è usato per indicare il terreno al di sopra dell'altitudine attuale del velivolo

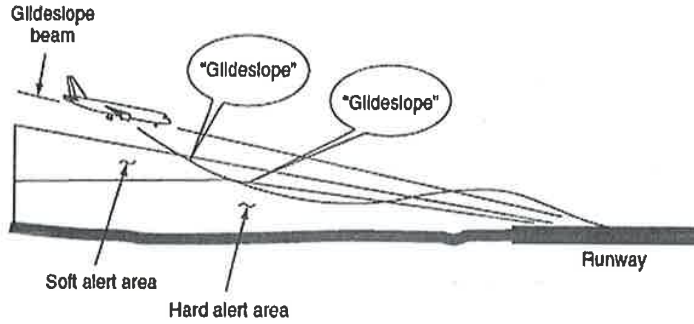
- il giallo dipende dalla fase di volo, vale a dire in rotta, aree terminali o avvicinamento

- le aree verdi sul display sono sicure in termini di spazio sul terreno richiesto.

Il TAWS crea una posizione quadridimensionale che comprende: latitudine, longitudine, altitudine e tempo. Confronta questa posizione con il database di bordo che contiene dettagli di terreno, ostacoli e piste per determinare eventuali conflitti.

Poò essere integrato con GPS

Mode 5: excessive downward deviation from an ILS glide slope



Mode 6: Altitude callouts and Bank Angle Call Out

Bank Angle Call Out



Altitude callouts

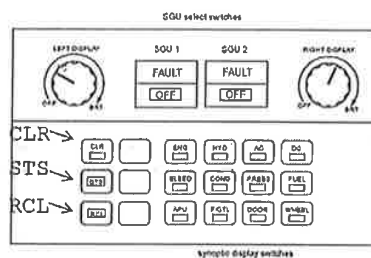
Altitude	Available altitude callout options for Mode 6
2600 Feet	Twenty two hundred (or) radio altimeter
1000 Feet	One thousand
Decision height plus 100 feet	Plus hundred (or) approaching decision height
Decision height plus 80 feet	Approaching minimums
Decision height plus 60 feet	Fifty above
Decision height	Minimums, minimums (or) minimums (or) minimum (or) decision (or) decision height
500 Feet	Five hundred (or) 2 second 060 Hz tone
400 Feet	Four hundred
300 Feet	Three hundred
200 Feet	Two hundred
100 Feet	One hundred (or) 2 second 700 Hz tone
80 Feet	Eighty
60 Feet	Sixty
50 Feet	Fifty
40 Feet	Forty
35 Feet	Thirty two (or) 1 second 1400 Hz tone
30 Feet	Thirty
20 Feet	Twenty (or) 1/2 second 2800 Hz tone
10 Feet	Ten
5 Feet	Five

Mode 7 wind shear



Il pannello di controllo ECAM è illustrato in Figura. Le manopole di controllo del display sinistro e destro servono per accendere i display e regolare la luminosità del display.

Le funzioni dei vari interruttori a pulsante sono le seguenti:



- **Selezione SGU.** Nel normale funzionamento del sistema entrambe le symbol generator units (SGU) sono funzionali. Nel caso in cui un guasto venga rilevato da un circuito di autotest SGU, una didascalia di guasto viene illuminata sull'interruttore appropriato. Rilasciando l'interruttore si isola la SGU interessata e si spegne la didascalia di errore, illuminando la didascalia OFF al suo posto.

- **Clear (CLR).** Questo è un interruttore chiaro, che si illumina ogni volta che viene visualizzato un messaggio di avviso o di stato sullo schermo di sinistra. Premendo l'interruttore si cancella il messaggio.

- **Status (STS).** La pressione di questo interruttore consente la selezione manuale dei display di stato del sistema aeronautico, a condizione che non sia visualizzato alcun messaggio di avviso.

- **Recall (RCL).** Se un messaggio di avviso viene cancellato mentre è ancora presente la condizione di errore associata, può essere richiamato premendo il pulsante RCL.

Display sinottici. I diagrammi sinottici di ciascuno dei 12 sistemi di aeromobili vengono richiamati sullo schermo destro, a condizione che non sia visualizzato alcun messaggio di avviso, premendo l'interruttore di visualizzazione sinottico appropriato.

Synoptic displays. Synoptic diagrams of each of the 12 aircraft systems are called up on the right screen, provided that there is no warning message displayed, by depressing the appropriate synoptic display switch.

Il sistema di controllo elettronico centralizzato dei velivoli (ECAM) sovrintende a numerosi sistemi aeronautici e raccoglie dati su base continua.

Mentre ECAM avvisa automaticamente dei malfunzionamenti, l'equipaggio di condotta può anche selezionare e monitorare manualmente i singoli sistemi. I messaggi di errore registrati dall'equipaggio di condotta possono essere seguiti dal personale addetto alla manutenzione utilizzando le strutture di test del sistema sul pannello di manutenzione nella cabina di pilotaggio e sulla struttura BITE situata su ciascun computer. La maggior parte di questi computer si trova nella baia dell'avionica dell'aeromobile.

Engine indicating and crew alerting system (EICAS) ^{ENGINE}

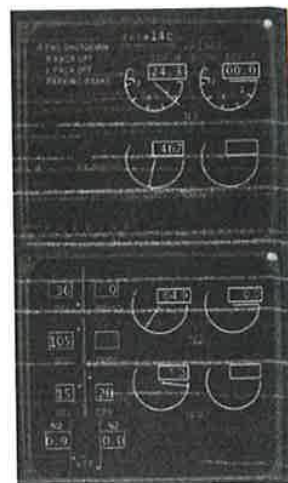
Il sistema EICAS è un display elettronico costituito da due schermi montati verticalmente, uno sopra l'altro, e solitamente posizionati centralmente sulla console del cockpit, dove sono facilmente visibili a entrambi i piloti.

I display sono in grado di presentare tutti i dati operativi del motore e del sistema.

La parte superiore delle due schermate, nota come display principale, mostra normalmente solo informazioni essenziali (ovvero primarie) sul motore come il rapporto di pressione del motore (EPR), la velocità della bobina della turbina (N1) e la temperatura dei gas di scarico (EGT).

La parte inferiore delle due schermate, nota come display secondario, può essere utilizzata per visualizzare informazioni (secondarie) meno importanti e dettagli di condizioni operative anomale del motore o del sistema.

I display EICAS sono generati da due computer che ricevono continuamente dati operativi dai motori e dai vari sistemi di aeromobili. In qualsiasi momento un solo computer sta funzionando nel sistema, mentre l'altro funziona come standby.



Modalità operativa

Questa è la modalità in cui il sistema viene utilizzato durante il volo. In questa modalità la schermata superiore visualizza le informazioni sul motore elencate sopra e la schermata inferiore rimane vuota fintanto che tutti i parametri operativi del motore e del sistema sono normali. In caso di sviluppo di una condizione anomala, sullo schermo superiore apparirà un messaggio di avviso e lo schermo inferiore mostrerà i dettagli della condizione anomala in formato analogico e digitale.

Modalità stato

Questa modalità è principalmente utilizzata durante la preparazione dell'aeromobile per il volo e mostra lo stato dei sistemi dell'aeromobile e la loro prontezza per il volo. Le informazioni sono allegate all'elenco delle attrezzature minime dell'aeromobile. Il display appare sullo schermo inferiore dell'EICAS e mostra le posizioni della superficie di controllo di volo in formato analogico, con informazioni sullo stato del sistema in formato di messaggio digitale.

Modalità di manutenzione

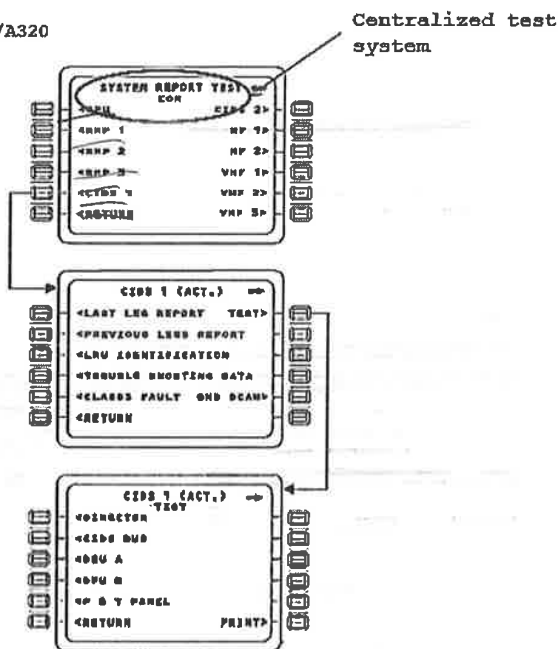
Questa modalità è disponibile per gli addetti alla manutenzione per la diagnosi dei guasti operativi. Contiene registrazioni delle condizioni operative del motore e del sistema ed è disponibile solo con l'aeromobile a terra. Viene fornito un pannello di controllo separato per la visualizzazione dei dati di manutenzione.

Example: System Test Function on A318/A319/A320

The System Report Test Function allow to select the system to Test from MCDU.

The Pilots Select the CIDS (Cabin Intercommunication Data System) from the MCDU.
The Pilot can select the actions available for CIDS system.

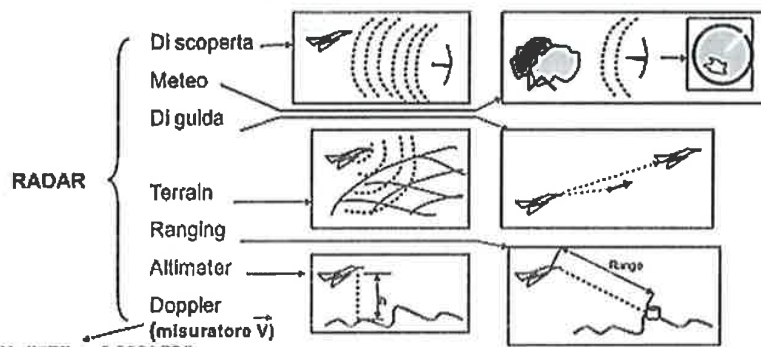
The Pilot select Test
A list of all available equipments for testing appear.
By selecting an equipment, the test is performed and the pilot can print the result



RADAR TECHNOLOGIES

Il concetto originale di radar fu dimostrato da esperimenti di laboratorio condotti da Heinrich Hertz negli anni 1880. Il termine RADAR sta per **Radio Aid to Detection And Ranging**. Hertz ha dimostrato che le onde radio avevano le stesse proprietà della luce (a parte la differenza di frequenza). Dimostrò anche che le onde radio potevano essere riflesse da un oggetto metallico.

Dalla prima applicazione come radar di intercettazione aerea (AI) montati su aerei da combattimento per migliorare la difesa aerea della Gran Bretagna durante la seconda guerra mondiale, il radar si è evoluto per diventare il sensore principale sugli aerei militari ed è ampiamente utilizzato nell'aviazione civile come radar meteorologico in grado di avvisare l'equipaggio di condotta di imminenti forti precipitazioni o turbolenze. Dalla seconda guerra mondiale sono stati fatti enormi progressi nei radar aerotrasportati. Gli aerei da combattimento trasportano radar multimodali con modalità Pulse Doppler (PD), Track-While-Scan (TWS) e Synthetic Aperture (SA) avanzate che conferiscono una straordinaria capacità.

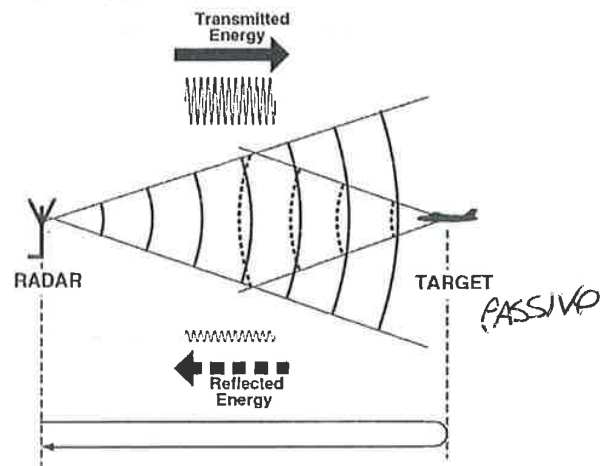


Il principio di base utilizzato dal radar è illustrato nella figura seguente.

L'energia che si irradia da un trasmettitore radar si propaga in modo simile al modo in cui le increspature si diffondono da un oggetto caduto nell'acqua. Se l'energia irradata colpisce un oggetto (come un aereo), una piccola parte di tale energia viene riflessa verso il radar. L'energia trasmessa ha effettivamente un doppio viaggio: verso l'obiettivo e viceversa.

Il radar utilizza questo principio per misurare la distanza dal bersaglio. Sapendo che la velocità della luce è $3 * 10^8$ m/s e misurando il tempo impiegato per arrivare alla riflessione, è possibile calcolare il target range:

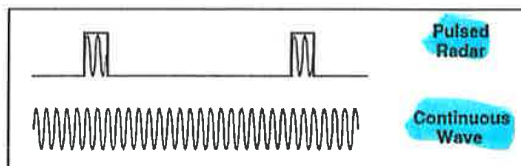
$$R = \frac{c * \Delta t}{2}$$



L'energia radar può essere trasmessa in vari modi.

La figura seguente mostra due situazioni:

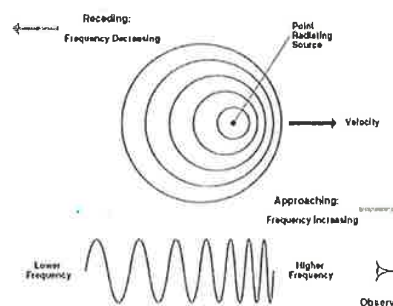
- o una in cui l'energia RF viene inviata in **impulsi**;
- o l'altro in cui l'energia RF viene irradiata in **modo continuo** (noto anche come onda continua).



La **trasmissione radar pulsata** è utile quando sono necessarie informazioni sulla **distanza** di un bersaglio. Chiaramente, trasmettendo un impulso di energia radar, è facile misurare quando l'impulso riflesso ritorna e quindi determinare l'intervallo target usando la formula indicata sopra (vedere diapositive precedenti).

L'uso di una **trasmissione ad onda continua** consente di determinare la **velocità** di chiusura (o retrocessione) del bersaglio. Ciò si ottiene utilizzando l'effetto Doppler.

L'**effetto Doppler** è quello con cui viene influenzata la frequenza della radiazione se un bersaglio si sta muovendo nella direzione radiale tra il radar e il bersaglio (vedere la figura sotto che mostra una sorgente radiante che viaggia con una velocità da sinistra a destra).

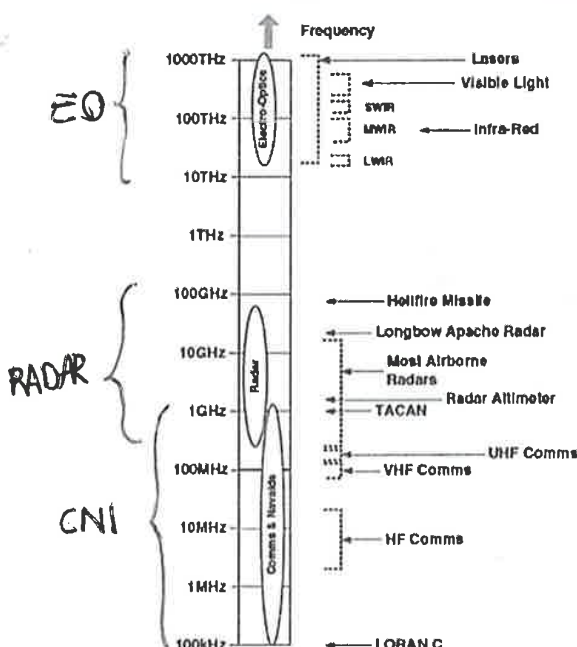


Se un bersaglio radiante (o riflettente) si sta allontanando da un osservatore, la frequenza sembrerà ridursi per quanto riguarda l'osservatore. Al contrario, se l'obiettivo si sta avvicinando, la frequenza sembrerà aumentare.

Le prestazioni e l'applicazione del radar dipendono fortemente dalla frequenza di funzionamento.

Le applicazioni possono essere raggruppate in tre categorie in ordine crescente di frequenza:

1. Supporti di comunicazione e navigazione, più correttamente indicati come **comunicazioni, navigazione e identificazione (CNI)**, che operano nella banda da **100 kHz a poco più di 1 GHz**.
2. **Radar in volo da 400 MHz a poco meno di 100 GHz**.
3. **Electrooptics (EO)** compresa la luce visibile nella banda da poco più di 10000 GHz (**10 THz**) che si estende a poco più di 1000000 GHz (**1000 THz**). I numeri di frequenza sono così alti a questa estremità dello spettro che la lunghezza d'onda tende invece a essere usata. La banda EO comprende sistemi di luce visibile, infrarossi (IR) e laser.



L'intera gamma di frequenze utilizzata dal radar e da altre applicazioni radio è classificata dallo schema di identificazione delle lettere mostrato nella tabella seguente.

Band designator ^a	Nominal frequency range
HF	3-30 MHz
VHF	30-300 MHz
UHF	300-1000 MHz
L	1-2 GHz
S	2-4 GHz
C	4-8 GHz
X	8-12 GHz
Ku	12-18 GHz
K	18-27 GHz
Ka	27-40 GHz
V	40-75 GHz
W	75-110 GHz
mm	110-300 GHz

I fattori più rilevanti che decidono quale banda utilizzare in una particolare applicazione sono riportati di seguito:

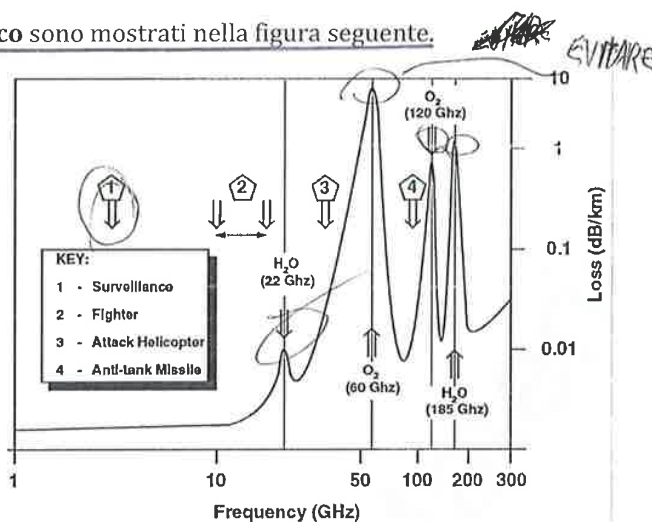
- gli effetti dell'assorbimento atmosferico;
- le dimensioni dell'antenna che la piattaforma può ragionevolmente ospitare.

Come per molti sistemi, la progettazione di un sistema radar è soggetta a molte considerazioni e compromessi poiché il progettista tenta di conciliare tutti i driver rilevanti per ottenere una soluzione ottimale.

Gli effetti dell'assorbimento atmosferico sono mostrati nella figura seguente.

Il diagramma illustra la perdita in dB per chilometro nello spettro delle frequenze da 1 a 300 GHz. Questa curva varia alle varie altitudini - la particolare caratteristica mostrata è per il livello del mare.

Una perdita di 10 dB equivale a una tenfold perdita di segnale, quindi la perdita per chilometro a 60 GHz è quasi 1000 volte peggiore della perdita a circa 80 GHz. Questi picchi di assorbimento atmosferico si verificano alla frequenza di risonanza di varie molecole nell'atmosfera: H₂O a 22 e 185 GHz e O₂ a 60 e 120 GHz, con risonanza a 60 GHz particolarmente grave.



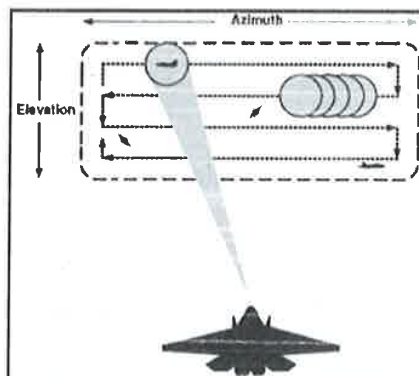
Sul diagramma sono anche mostrate quattro bande di frequenza chiave utilizzate da alcuni dei sistemi aeronautici di oggi:

- radar di sorveglianza funzionante a 3 GHz;
- radar da combattimento che si irradia da 10 a 18 GHz;
- elicottero d'attacco operante a 35 GHz;
- missile anti-armatura che trasmette a 94 GHz. Si può vedere che gli effetti di assorbimento atmosferico hanno un impatto significativo sulle porzioni dello spettro che il progettista del radar può ragionevolmente utilizzare.

Per una **modalità aria-aria** la larghezza del fascio (beamwidth) sarà stretta e uguale in **azimut ed elevazione**.

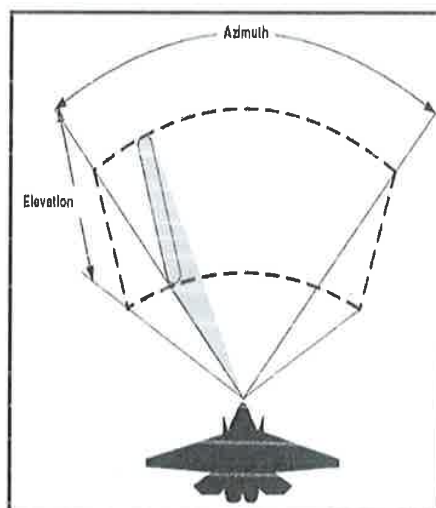
The air-to-air search is an example o air-to-air mode.

Una delle funzioni di un aereo da caccia è quella di essere in grado di cercare grandi volumi di spazio aereo per rilevare obiettivi. Molti modelli di scansione sono in grado di svolgere questa funzione, ma forse il più comune è **la scansione a quattro barre (four-bar scan)** mostrata nella figura a fianco. Questa scansione comprende quattro barre impilate in elevazione. La scansione potrebbe in genere coprire $\pm 30^\circ$ in azimut centrato attorno alla linea centrale dell'aeromobile e circa $\pm 10^\circ - 12^\circ$ in elevazione. La larghezza del fascio nella modalità di ricerca aria-aria sarà probabilmente di $\sim 3^\circ$ e le barre di scansione saranno posizionate di solito una larghezza di raggio per garantire che nessun bersaglio cada tra le barre. Il modello di ricerca è organizzato in modo tale che un bersaglio possa essere illuminato più volte durante ciascun passaggio, come indicato dalla copertura dell'antenna sovrapposta mostrata nella figura a fianco. Ciò consente al target di essere rilevato con certezza ed evita il rilevamento di fastidi o falsi allarmi.



Per una **modalità di mappatura del terreno** la larghezza del fascio sarà stretta in azimut e ampia in elevazione.

Fin dai primi tempi del radar si sapeva che il radar poteva essere usato per mappare il terreno davanti al velivolo. Utilizzando le diverse caratteristiche riflettenti di terra, acqua, edifici, ecc., È stato possibile dipingere una mappa rappresentativa del terreno davanti all'aeromobile in cui è possibile identificare le caratteristiche principali. **Durante l'utilizzo della modalità di mappatura del terreno, l'antenna scorre da un lato all'altro, come mostrato nella figura a fianco.**



L'area illuminata dal raggio di mappatura equivale al limite punteggiato mostrato nella figura.

Mentre le modalità aria-aria usano un pencil beam stretto, un fan beam viene utilizzato per la mappatura del terreno. Cioè, un raggio in cui una dimensione è stretta, 2° o 3° , mentre l'altra è relativamente ampia, diciamo da 10° a 15° . **La figura mostra che il raggio di mappatura del terreno è stretto in azimut e largo in elevazione;** questo rappresenta la forma ottimale per la funzione di mappatura.

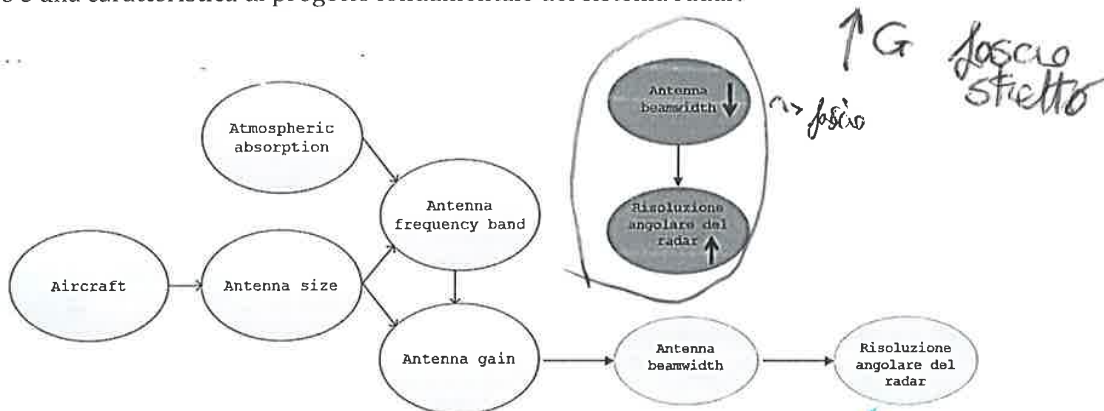
In precedenza, è stato affermato che le proprietà direzionali di un'antenna, ovvero il guadagno dell'antenna, sono determinate dalla frequenza irradiata e dalle dimensioni dell'antenna. Esistono formule semplici che aiutano a stimare la larghezza del fascio e il guadagno di un'antenna se questi parametri sono noti.

Dall'esercizio appena svolto risulta evidente che:

o l'ampiezza del fascio o del lobo è direttamente proporzionale alla lunghezza d'onda cui opera l'antenna radar e inversamente proporzionale alla dimensione caratteristica dell'antenna stessa;

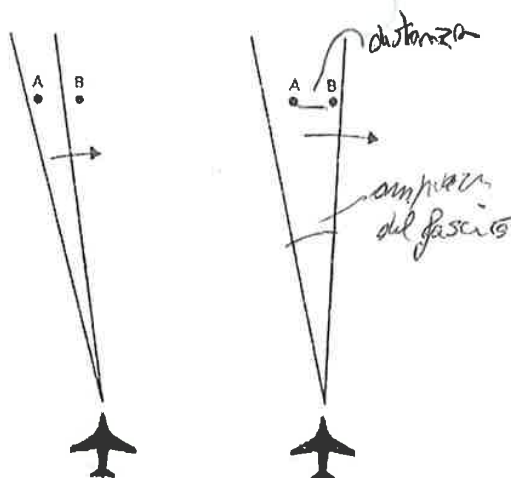
o il guadagno dell'antenna radar è inversamente proporzionale all'ampiezza del fascio.

Dalla larghezza del fascio dipende la capacità del radar di separare due obiettivi sia in azimuth sia in elevazione. Tale proprietà è detta risoluzione angolare del radar. La risoluzione angolare è una caratteristica di progetto fondamentale del sistema radar.



Si noti la figura a fianco.

A sinistra due obiettivi identici A e B, posti praticamente alla stessa distanza lineare dal radar (ovvero dal velivolo) sono fra di loro separati da una distanza angolare superiore all'ampiezza del fascio. Quando il radar li colpisce, i due obiettivi possono essere facilmente distinti e quindi individuati, essendo l'eco dell'obiettivo A nettamente distinta dall'eco dell'obiettivo B. A destra invece i due bersagli sono separati da una distanza angolare inferiore all'ampiezza del fascio. In questo caso l'eco del bersaglio B si sovrappone all'eco del bersaglio A, rendendo il sistema radar incapace di distinguere con certezza i due bersagli.

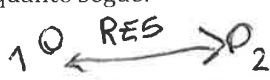


Quanto più stretto è il fascio tanto più aumenta il potere risolutivo del radar (risoluzione angolare: capacità di separare due bersagli angularmente vicini).

capacità del radar di distinguere 2 target separati

Nel funzionamento di base del radar a impulsi, l'ampiezza dell'impulso (pulse width) determina la **range resolution (distanza di risoluzione)**. Il radar può risolvere (resolve) solo a metà dell'ampiezza dell'impulso.

L'espressione per la risoluzione minima dell'intervallo (minimum range resolution), R_{res} , è data da quanto segue:



$$R_{res} = \frac{c * \tau}{2}$$

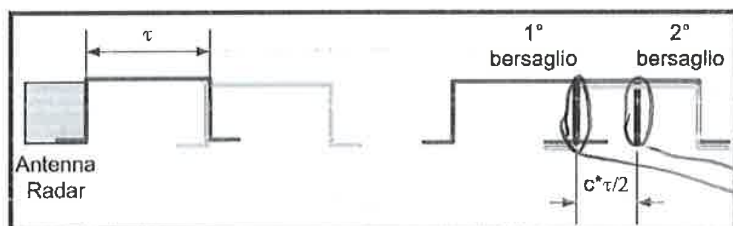
lunghezza impulso

*e di sotto il radar non distingue due bersagli
metà della lunghezza dell'impulso*

where c is the speed of light, $3 * 10^8$ m/s, and t is the pulse width (s)

Al fine di comprendere la formula sopra riportata, si ricordi che l'ampiezza dell'impulso t , ovvero il tempo intercorrente fra l'inizio e la fine dell'impulso, può anche essere espresso in termini di lunghezza, ovvero di spazio occupato dall'impulso. Ad esempio, un impulso della durata di $1 \mu\text{sec} = 10^{-6}$ sec è lungo 300 m ($l = t * c \text{ a } 10^{-6} \text{sec} * 300 * 10^6 \text{ m/sec} = 300 \text{ m}$). La durata dell'impulso ha una forte influenza sulla capacità del radar di distinguere due bersagli separati da una certa distanza. Questa distanza deve essere infatti tale che il fronte di discesa dell'impulso trasmesso (impulso rosa in figura) abbia superato il bersaglio più vicino, prima che il fronte di salita dell'eco di ritorno del bersaglio più lontano (impulso verde) abbia raggiunto il bersaglio più vicino. L'impulso azzurro in figura rappresenta infine l'eco di ritorno del bersaglio più vicino.

impulso rosa trasmesso



target 1 e 2

Come già accennato, un impulso della durata di $1 \mu\text{s}$ sarà lungo circa 1000 piedi (poiché la luce viaggia a $3,3 * 3 * 10^8 \sim 10^9$ piedi/sec e la durata dell'impulso è $1 * 10^{-6}$ s, distanza = velocità * tempo).

Pertanto, ricordando l'equazione di risoluzione dell'intervallo ($R_{res} = c * t / 2$), un impulso di $1 \mu\text{s}$ sarà in grado di risolvere l'intervallo target a non meno di 500 piedi, cioè circa 150 m.

Esistono limiti pratici per quanto piccola può essere la larghezza dell'impulso, al fine di migliorare la risoluzione della gamma.

l'eco del target 1 non deve sovrapporsi con l'eco del target 2 (non ci deve essere sovrapposizione dei segnali riflessi)

distonza massima

Parliamo infine del range (portata) come una delle caratteristiche di progettazione più importanti del radar.

La discussione precedente ci conduce all'equazione che è la più potente e comunemente usata quando si esaminano le prestazioni dei sistemi radar, ovvero l'equazione della portata del radar.

L'equazione del raggio radar assume molte forme a seconda di quei fattori che devono essere presi in considerazione e del tipo di trasmissione considerato. In una delle forme più semplici, la portata massima per un singolo impulso radar è determinata dalla seguente equazione:

$$R = \sqrt[4]{\frac{P_{av} \cdot A_e^2 \cdot \sigma \cdot t}{(4 \cdot \pi)^2 \cdot S_m \cdot \lambda^2}}$$

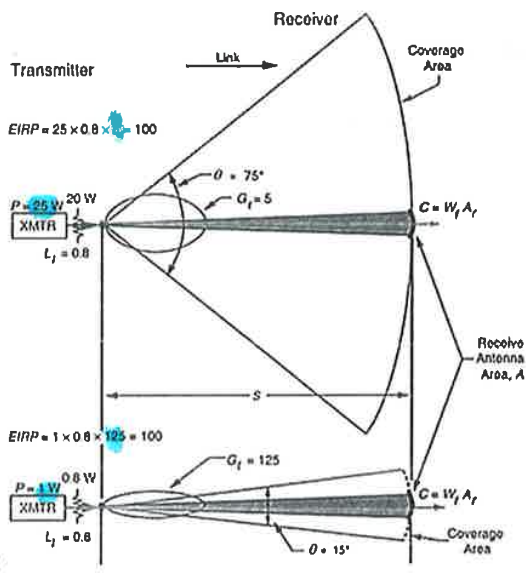
where:

- R is the radar range (m);
- P_{av} is the average power (W);
- A_e antenna effective area (m²);
- σ is the target cross-sectional area (m²);
- t is the time on target (s);
- S_m is the minimum detectable signal (W-s);
- λ is the radar antenna wavelength (m).

Vediamo ora quali sono i passi logici che ci permettono di giungere all'equazione del radar range.

La potenza media, P_M, che il trasmettitore mette a disposizione viene concentrata nel lobo principale dell'antenna e quindi amplificata di un fattore pari al guadagno, G, dell'antenna stessa. Alla distanza R del bersaglio la densità di potenza è pari a D_{Pr}.

↑ P ↓ G } = ERP
↓ P ↑ G } = ERP
↑ G stealth



$$DP_{ra} = \frac{P_M \cdot G}{4 \cdot \pi \cdot R^2}$$

$$\Downarrow$$

$$P_{rb} = \frac{P_M \cdot G \cdot \sigma}{4 \cdot \pi \cdot R^2}$$

$$\Downarrow$$

$$DP_{rr} = \frac{P_M \cdot G \cdot \sigma}{(4 \cdot \pi)^2 \cdot R^4}$$

$$P_{rr} = \frac{P_M \cdot G \cdot \sigma \cdot A_e}{(4 \cdot \pi)^2 \cdot R^4}$$

$$\Downarrow$$

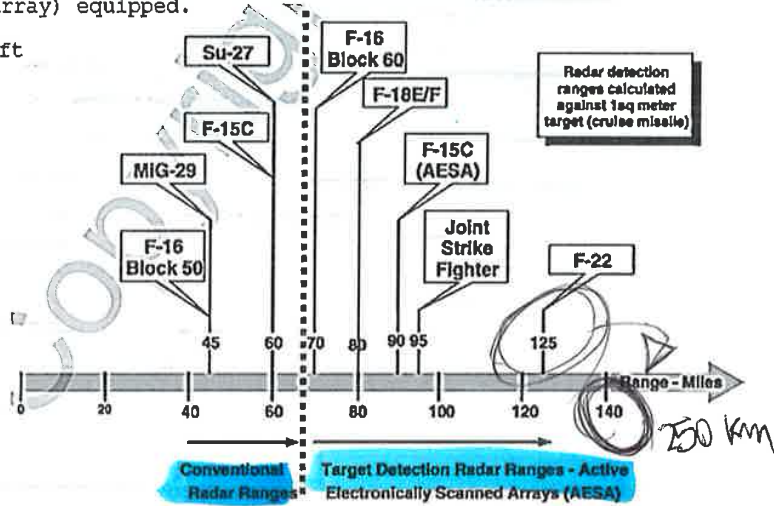
$$E = \frac{1}{(4 \cdot \pi)^2} \cdot \frac{P_M \cdot G \cdot \sigma \cdot A_e \cdot t}{R^4}$$

$$\Downarrow$$

$$R = \sqrt[4]{\frac{P_M \cdot \sigma \cdot A_e^2 \cdot t}{(4 \cdot \pi)^2 \cdot S_m \cdot \lambda^2}}$$

As an example of radar range capability, the figure below portrays the comparative ranges against a target where the cross-sectional area, σ , is normalized at 1 m^2 , the size normally ascribed to a small airborne target such as a cruise missile target. The aircraft to the left of the dotted line are fitted with conventional radars, while those to the right are AESA (Active Electronically Steered Array) equipped.

All AESA-equipped aircraft show a significant range advantage.



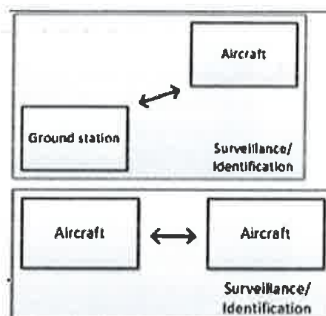
~~PORTATA~~ PORTATA
 radar cross section = 1 m^2

SURVEILLANCE AND IDENTIFICATION

On board and ground system

Un velivolo, sia esso militare o civile, deve essere sempre **individuabile** ed **identificabile** dalle stazioni di terra e dagli altri velivoli: in tempo di pace per il controllo del traffico aereo, in tempo di guerra per distinguere un amico da un nemico.

L'**individuazione dei velivoli** è detta **sorveglianza** dello spazio aereo ed è compiuta da una rete di **stazioni radar di terra** (radar primario) e da un apposito **radar imbarcato** specialmente sui velivoli militari (Surveillance Radar, Early Warning Radar, EWR).



Il **riconoscimento del velivolo** e l'acquisizione di alcuni dei suoi dati (ad esempio di posizione) è detto **identificazione** ed è svolto da stazioni radar di terra (radar secondario) e/o da appositi **apparati integrati a bordo velivolo** (Transponder, IFF Interrogation Friend or Foe, Traffic Alert And Collision Avoidance System, TCAS).

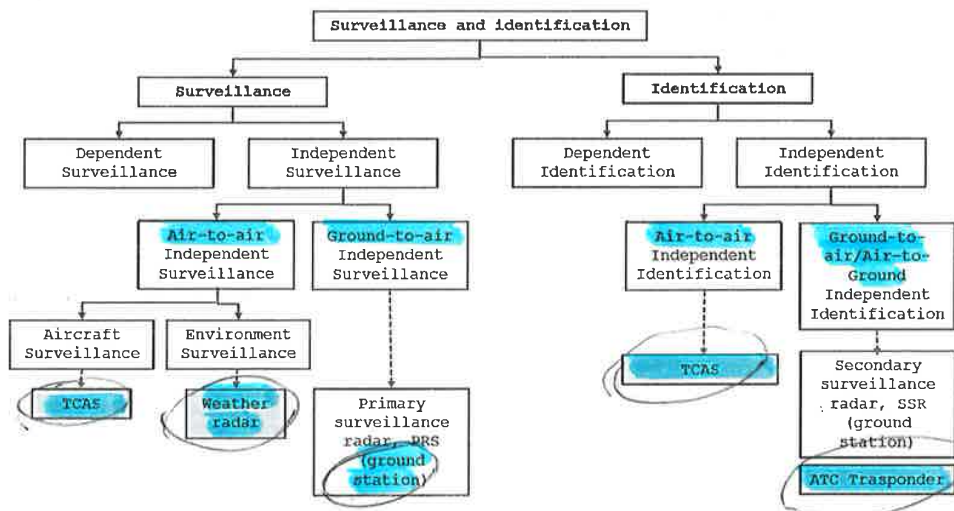
I sistemi di **sorveglianza / identificazione** attualmente in uso possono essere suddivisi in due tipi principali: sistemi **dipendenti** e **indipendenti**.

I sistemi indipendenti non si basano **su sistemi di comunicazione** ma si sorveglianza e identificazione.

A CONTRARIO I DIPENDENTI

Oltre ai sistemi indipendenti, nei sistemi di sorveglianza / identificazione dipendenti, la **posizione dell'aeromobile viene determinata a bordo e quindi trasmessa all'ATC**.

L'attuale segnalazione della posizione vocale è un sistema di sorveglianza dipendente in cui la posizione dell'aeromobile viene determinata dalle apparecchiature di navigazione di bordo e quindi trasmessa dal pilota all'ATC con mezzi di comunicazione. La sorveglianza attraverso la segnalazione della **posizione vocale viene utilizzata principalmente nello spazio oceanico e nel servizio di controllo dell'aeroporto o nel servizio di controllo dell'area al di fuori della copertura radar**. I piloti segnalano la loro posizione utilizzando le radio **VHF e / o HF**.



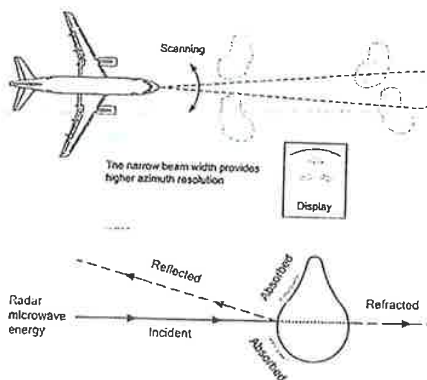
La forza dell'energia restituita viene misurata e utilizzata per determinare la dimensione del bersaglio. Un maggiore contenuto di umidità in una nuvola fornisce una maggiore energia di ritorno. Poiché l'energia ricevuta da una determinata dimensione di goccioline d'acqua varia a seconda della portata, l'energia restituita da goccioline più vicine sarà superiore a quella ricevuta da goccioline più lontane.

Gli impulsi di energia radar vengono trasmessi su base ripetitiva; l'intervallo tra gli impulsi dipende dalla gamma selezionata dall'equipaggio. Il tempo deve essere concesso affinché l'impulso di energia venga riflesso dalle gocce d'acqua al limite dell'intervallo selezionato, prima che venga trasmesso l'impulso successivo.

Due sono quindi le informazioni misurate dal radar meteorologico:

1. **la distanza della perturbazione.** La distanza dipende dalla misura del tempo.
2. **La dimensione della perturbazione.** La dimensione della perturbazione dipende dall'energia restituita.

L'antenna esegue la scansione in avanti e su ciascun lato dell'aeromobile con un'energia a microonde conica o con raggio a matita (vedere la figura a fianco).



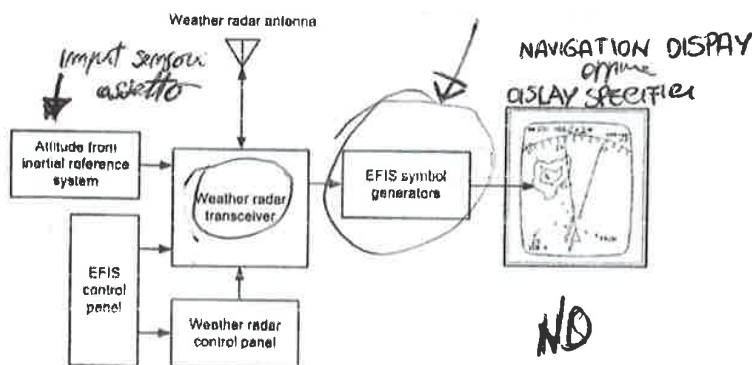
Quando gli impulsi di energia del radar meteorologico raggiungono una goccia d'acqua, l'energia viene assorbita, rifratta e riflessa dalla parte convessa anteriore all'antenna, come illustrato nella figura a fianco.

Il diametro della goccia d'acqua influenza la quantità di energia restituita all'antenna. Con goccioline più grandi, ovvero piogge più intense, più energia viene riflessa all'antenna. Le goccioline più piccole da nuvole e nebbia hanno riflessi significativamente più bassi.

Questa relazione tra dimensione individuale, tasso di precipitazioni ed energia riflessa è la base per rilevare la gravità della tempesta.

Il tipico sistema radar meteorologico comprende:

- § un'antenna nel cono anteriore;
- § due ricetrasmittitori nel vano apparecchiature;
- § due pannelli di controllo nel ponte di volo;
- § due display nel ponte di volo.



METEO RADAR METEO

GROUND MAPPING

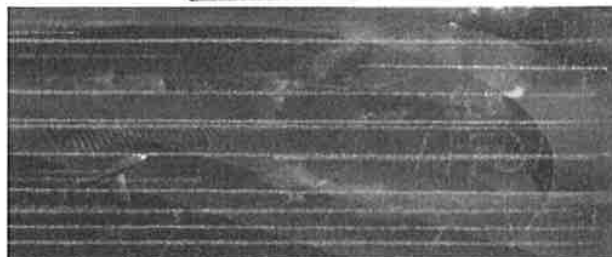
- Weather radar is a limited version of the mapping radar optimised to detect weather as opposed to terrain
- The weather radar enables the flight crew to negotiate around heavy weather and storm centres en-route
- The radar picture may be displayed upon a dedicated display – most often in modern aircraft it is displayed on the navigation display with aircraft navigation symbols overlaid
- Recently the weather radar has been used as a primary sensor to aid advanced and highly accurate CNS/ATM INS/GPS [RNP = 0.3 nm] approaches into challenging airports such as Juneau, Alaska
- Mapping radar uses a specially shaped beam to 'paint' the terrain ahead of the aircraft
- A detailed radar map of the terrain and other man-made features ahead of the aircraft may be compiled
- By positioning the mapping radar antenna at a fixed depression angle, some degree of terrain avoidance guidance may be provided
- Mapping radars are most commonly used in military aircraft as part of the offensive weapons suite
- Mapping radars are used on civil aircraft to illustrate terrain in a terrain-avoidance mode

International Civil Aviation Organization, ICAO

- CNS/ATM: Communications, navigation, and surveillance systems, employing digital technologies, including satellite systems together with various levels of automation, applied in support of a seamless global air traffic management system, that will enable aircraft operators to meet their planned times of departure and arrival and adhere to their preferred flight profiles with minimum constraints and without compromising agreed levels of safety.
- RNP: Required Navigation Performance

RDR-4000 è un membro della famiglia IntuVue (Honeywell) di radar meteorologici ed è disponibile per gli operatori aerei come sistema federato o come parte del sistema di sorveglianza ambientale aeronautica (AESS) fornito su Airbus A380, A350 e Gulfstream G650.

I piloti devono essere in grado di identificare facilmente e rapidamente eventuali minacce meteorologiche reali per l'aeromobile, in base al piano di volo effettivo. I radar convenzionali in 2D o basati sull'inclinazione possono fornire solo una porzione limitata del tempo, indipendentemente dal fatto che sia basato sul controllo manuale o automatico dell'inclinazione. Di conseguenza, il pilota non ha una rappresentazione completa del tempo e deve periodicamente utilizzare il controllo dell'inclinazione manuale per valutare le tempeste o il tempo al di sotto del livello di volo dell'aeromobile. Questi sistemi radar basati sull'inclinazione sono ad alta intensità di manodopera e richiedono al pilota di effettuare calcoli geometrici complessi utilizzando l'angolo di inclinazione e i dati di curvatura della Terra per determinare l'altitudine e la gamma delle potenziali minacce meteorologiche.



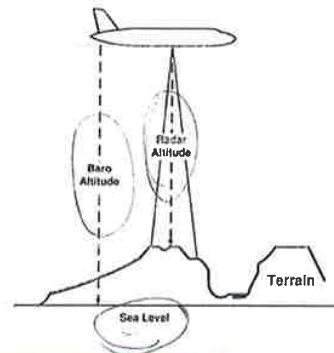
The radar altimeter

L'altimetro radar utilizza le trasmissioni radar per riflettere sulla superficie del mare o sul terreno immediatamente sotto l'aeromobile.

L'altimetro radar fornisce quindi una lettura assoluta dell'altitudine rispetto al terreno direttamente sotto l'aeromobile. Ciò contrasta con l'altimetro dei dati atmosferici o barometrici in cui l'altitudine può essere riferita al livello del mare.

L'altimetro radar è quindi di particolare valore nel mettere in guardia il pilota che si trova vicino al terreno e avvisarlo se necessario di intraprendere azioni correttive. In alternativa, l'altimetro radar può fornire all'equipaggio di condotta un'altitudine precisa rispetto al terreno durante le fasi finali di un avvicinamento di precisione.

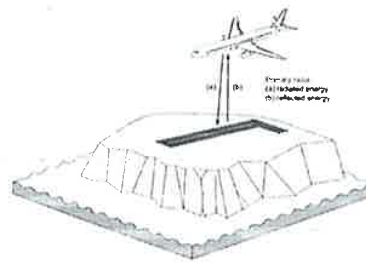
Il confronto tra altitudine barometrica e radar è mostrato nella figura a fianco.



L'altimetro radio a basso raggio (LRR) è un sistema radar primario autonomo diretto verticalmente che opera nella banda da 4,2 a 4,4 GHz.

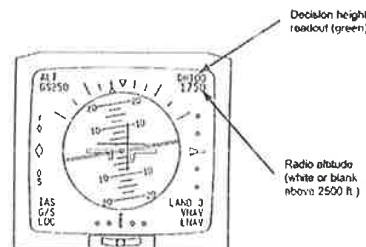
L'attrezzatura aerotrasportata (airborne equipment) comprende un'antenna trasmittente/ricevente, un trasmettitore/ricevitore LRR e un flight deck indicator.

La maggior parte degli aeromobili è dotata di due sistemi indipendenti. L'energia radar viene diretta a terra tramite un'antenna trasmittente; parte di questa energia viene riflessa da terra e viene raccolta nell'antenna ricevente.



Uno dei metodi LRR più comuni per determinare l'altitudine radio dell'aeromobile è il metodo di modulazione dell'impulso, che misura il tempo trascorso per la trasmissione e la ricezione del segnale. Questo ritardo (time delay) è direttamente proporzionale all'altitudine.

L'altitudine radio viene visualizzata su uno strumento dedicato o incorporata in un display elettronico.



PRIMARY FLIGHT DISPLAY (PFD) or display dedicated

Nel sistema di controllo del traffico aereo (air traffic control system), le antenne radar primarie e secondarie sono montate sullo stesso gruppo rotante, fornendo così un sistema coordinato.

Il sistema radar primario fornisce una singola icona per aeromobile sul display del controller ATC; questo significa che ogni icona apparirà simile, a seconda della quantità di energia riflessa. Implementando il sistema transponder SSR, ciascuna icona può essere identificata tramite un codice univoco a quattro cifre (assegnato da ATC per ogni volo).

L'uso di SSR significa anche che gli effetti del disordine -> clutter (da alberi, edifici, ecc.) non vengono visualizzati sullo schermo del controller. Con uno schermo ordinato (uncluttered) e ogni aereo facilmente identificabile, è possibile consentire un numero maggiore di aeromobili nello spazio aereo controllato. Il sistema combinato PSR / SSR è illustrato nella figura a fianco.

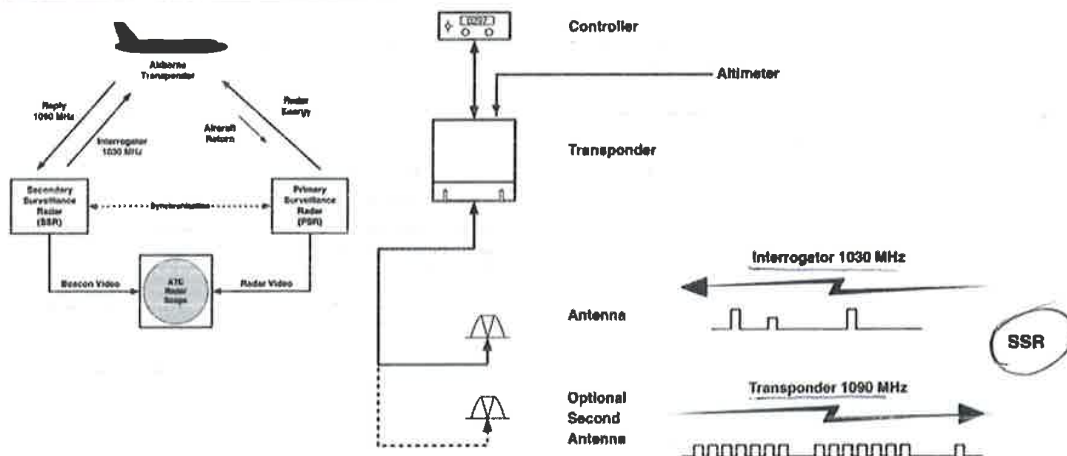


L'equipaggiamento di bordo del velivolo è mostrato nella figura seguente.

o unità di controllo del transponder ATC per impostare modalità e codici di risposta;

o unità transponder ATC dedicata;

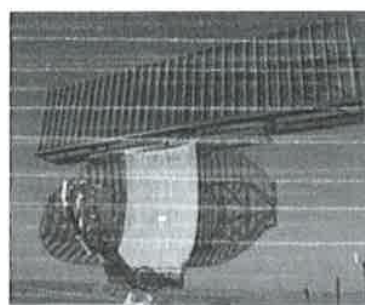
o un'antenna ATC con una seconda antenna opzionale. Di solito si usano antenne montate sia in alto che in basso per prevenire effetti di blanking durante le manovre dell'aeromobile.



Con il radar primario, l'energia elevata viene diretta tramite un'antenna per illuminare un bersaglio. Questo obiettivo potrebbe essere un aereo, il terreno o le gocce d'acqua in una nuvola.

Nel caso del radar primario ATC (sistema di terra), l'energia viene riflessa dal corpo dell'aeromobile per fornire misurazioni di raggio e azimut.

RANGE



I sistemi **SSR** sono stati sviluppati per applicazioni aeronautiche sia militari che commerciali.

Sono previste diverse modalità.

Un riepilogo delle modalità degli aerei commerciali è il seguente:

a terra
verso
e in volo
illuminato

Mode A (codice ICAO identificativo del velivolo): in questo sistema transponder, il pilota seleziona il codice a quattro cifre sul pannello di controllo ATC prima di ogni volo. Il sistema **SSR conferma l'azimut dell'aereo** (PSR) sullo schermo del controllore con un'icona che conferma che l'aereo è dotato di un transponder. Se il controllore deve distinguere tra due aeromobili nelle immediate vicinanze verrà richiesto un codice di identità; il pilota quindi preme un interruttore sul suo pannello di controllo ATC, e questo evidenzia l'icona sullo schermo del controller.

Mode C (codice ICAO identificativo del velivolo e quota di volo del velivolo): l'azimut (PSR) è ora aumentato dall'altitudine di pressione; questo viene visualizzato sullo schermo del controller, adiacente all'icona del velivolo, fornendo informazioni tridimensionali (distanza e azimut dalla PSR e altitudine dalla SSR).

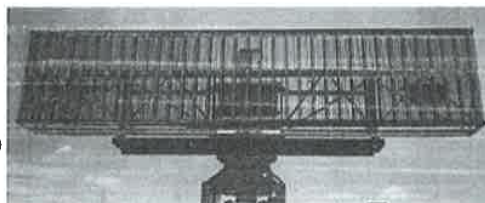
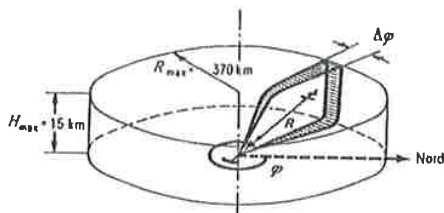
Mode S (select): oltre all'identificazione di base e alle informazioni sull'altitudine, la Modalità S include una capacità di collegamento dati per fornire un sistema cooperativo di sorveglianza e comunicazione. Gli aeromobili dotati di transponder Mode S consentono di interrogare aeromobili (specifici) ciò ovviamente aumenta l'efficienza delle risorse ATC. Per illustrare questo punto, quando vengono interrogati gli aeromobili dotati di transponder in Modalità A o C, tutti gli aeromobili con questo tipo di transponder invieranno le risposte alla stazione di terra. Questo scambio si verifica ogni volta che viene trasmesso un segnale di interrogazione.

La modalità S offre capacità di sorveglianza aggiuntive nello spazio aereo controllato; questo viene introdotto su base progressiva.

Gli aeromobili dotati di transponder Mode S sono anche in grado di comunicare direttamente con i transponder Mode S montati su altri aeromobili; questa è la base del sistema di allarme sul traffico e di prevenzione delle collisioni (TCAS).

Il sistema Mode S presenta numerosi vantaggi:

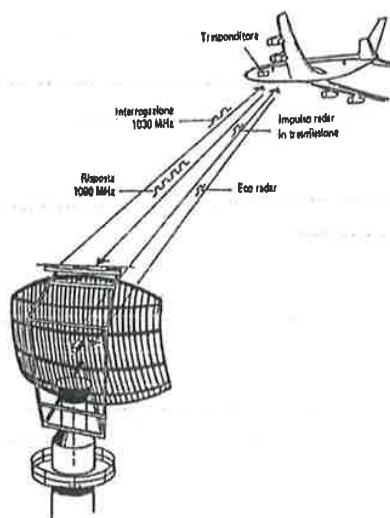
- aumento della densità del traffico;
- uso efficiente dello spettro RF;
- riduzione della congestione RF;
- maggiore integrità dei dati;
- attenuazione delle carenze dei codici delle modalità A e C;
- carico di lavoro ridotto per i controller di terra;
- parametri aeronautici aggiuntivi disponibili per i controllori di terra.



Il tipo di **modulazione** impiegata dal **radar secondario**, analogamente a quanto avviene nei radar primari, è la **modulazione ad impulsi**.

Tuttavia, mentre nei radar primari vengono irradiati brevi impulsi a ritmo costante, nel sistema radar secondario vengono utilizzati gruppi di impulsi codificati secondo un codice avente un adeguato numero di parole.

Il sistema radar secondario è concepito in modo tale che una stazione di terra possa sorvegliare una zona di spazio circostante pari a circa 200 nm (circa 370 km) di raggio e di circa 15 km di altezza sull'orizzonte (vedi figura in basso). In tale zona si trovano relativamente pochi velivoli con alta velocità e grande distanza reciproca.



A causa dell'elevata velocità dei velivoli, l'indicazione della loro posizione deve essere aggiornata ad **intervalli di tempo molto brevi**.

A tal scopo l'antenna direzionale dell'impianto radar ruota con una velocità usualmente compresa fra 5 e 15 giri/minuto e scandisce lo spazio sotto controllo con un fascio radiante a

ventaglio molto concentrato in azimuth ($\theta = 1^\circ$) e meno concentrato in elevazione (vedi figura in basso). Con queste modalità di esplorazione ogni velivolo viene illuminato solo per un tempo molto breve.

Considerando una frequenza di "interrogazione" (PRF) pari a 450 Hz, ad esempio, ad ogni passaggio il velivolo viene colpito da 5 a 15 colpi per scansione a seconda che la velocità di rotazione dell'antenna radar sia rispettivamente 15 o 5 giri/min.

I segnali di interrogazione del PRF sono unici per ciascuna stazione di terra. Le risposte vengono inviate dall'aeromobile allo stesso PRF.

Grandezza	Valore	Unità di misura	Commenti
Velocità di rotazione antenna radar, v:	15	giri/min	
	5400	deg/min	
	90	deg/sec	
	5	giri/min	
	1800	deg/min	
Ampiezza del lobo (azimuth), theta:	1	deg	
	30	deg/sec	
Tempo in cui viene illuminato il target, t:	1/90	sec	t = theta/v
	1/30	sec	
PRF:	450	Hz	
Colpi per scansione, n:	5		n = t * PRF
	15		

frequenza di interrogazione

*15 giri/min
4 secondi giro completo
ogni 4 s illuminazione velivolo*

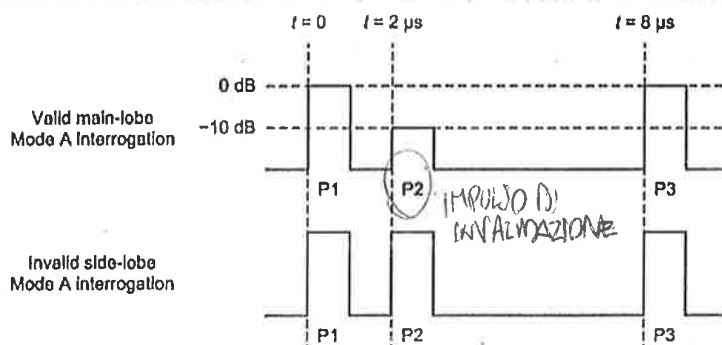
Nella direzione terra-velivolo fluisce una **quantità limitata di informazioni**, mentre nella direzione velivolo-terra viene scambiata la **vera informazione**.

E' dunque estremamente importante che la distribuzione spaziale dei velivoli sia tale che le risposte arrivino distanziate nel tempo (specialmente per i **Modi A e C**).

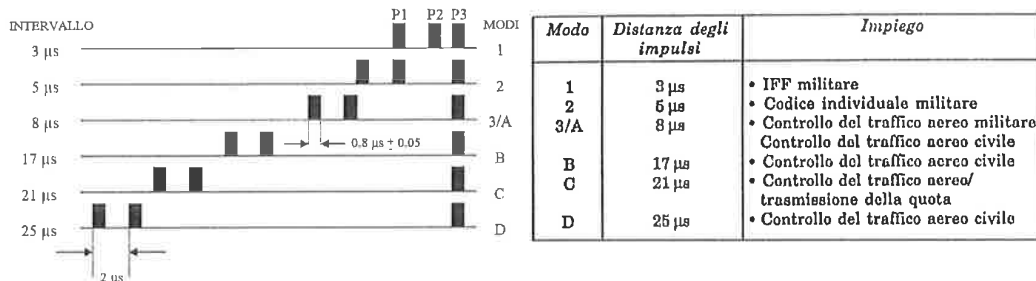
Il transponder di un determinato aeromobile riceverà la massima potenza del segnale ogni volta che passa il raggio direzionale della stazione di terra, ovvero una volta per giro.

Poiché P2 viene trasmesso dall'antenna omnidirezionale fissa, viene ricevuto con potenza del segnale costante, ma con ampiezza (potenza) inferiore rispetto a P1 e P3.

Quando il transponder dell'aeromobile riceve la massima potenza del segnale P1 / P3, ovvero quando l'antenna rotante è diretta sull'aeromobile, questi vengono ricevuti con un'ampiezza maggiore di P2 (vedere la figura seguente). Un aereo non all'interno del lobo principale del raggio direzionale riceverebbe un impulso P2 dall'antenna omnidirezionale con un'ampiezza maggiore rispetto agli impulsi P1 e P3. Il transponder riconosce questo come segnale del lobo laterale e sopprime qualsiasi risposta (vedere la figura seguente).



Fatta eccezione per il Modo S, i restanti modi o codici di interrogazione sono composti dai tre impulsi, P1, P2 e P3, della durata di $0,8 \pm 0,05$ microsecondi ciascuno ed opportunamente spaziatati. L'intervallo di tempo tra gli impulsi P1 e P3 definisce il modo. L'impulso P2 segue P1 secondo un intervallo fisso di $2 \mu s$.



Ricapitolando, allo stato attuale le operazioni di sorveglianza e identificazione sono principalmente operazioni terra-velivolo/velivolo-terra, grazie a:

- radar (primario e secondario delle stazioni di terra);
- comunicazioni a voce velivolo-terra e terra-velivolo (apparati radio HF o VHF, e SATCOM System);
- comunicazioni non a voce velivolo-terra e terra-velivolo (Datalink System, VDL, e HFDL, e SATCOM System);
- trasmissione dei dati velivolo-terra tramite gli apparati imbarcati transponder.

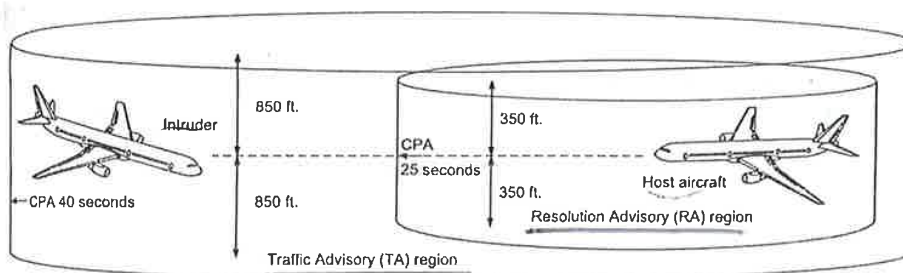
TCAS

TCAS, Traffic Alert and Collision System, è un sistema di sorveglianza e prevenzione delle collisioni che fornisce avvisi direttamente all'equipaggio quando altri sistemi di navigazione / identificazione (incluso ATC) non riescono a mantenere una separazione sicura degli aeromobili.

TCAS è un sistema aereo, basato su principi radar secondari, che interroga e risponde direttamente con l'aeromobile tramite collegamento dati.

Nelle applicazioni TCAS, gli interrogatori e le risposte vengono inviati direttamente tra i transponder ATC di bordo.

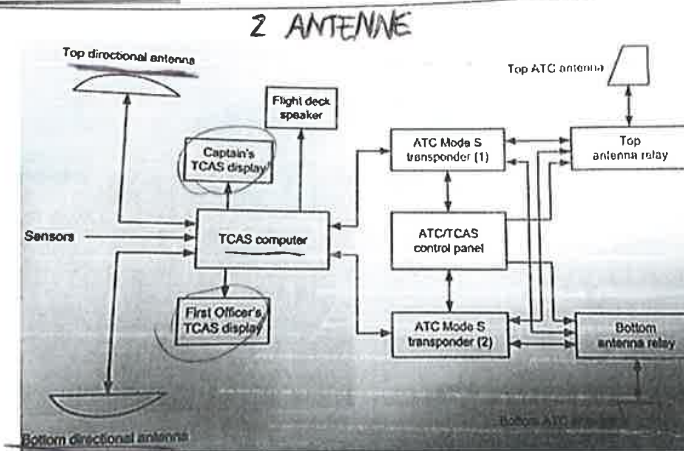
È pertanto necessario che entrambi gli aeromobili siano dotati di transponder ATC. Inoltre, l'aeromobile che interroga deve essere dotato di transponder ATC Mode S. Il sistema è funzionalmente indipendente dalle stazioni di terra.



La figura a fianco mostra l'architettura TCAS.

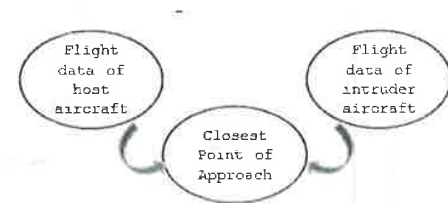
Il computer TCAS si interfaccia con il transponder ATC e calcola il tempo di una potenziale collisione nota come il **closest point of approach (CPA)**.

L'elemento del sistema di prevenzione delle collisioni prevede quindi il tempo e la separazione dall'intruder.



Questi calcoli (CPA) vengono effettuati utilizzando i dati di volo sia del velivolo ospite che del velivolo intruso:

- range
- closure rate (intervallo di portata)
- altitudine
- velocità verticale



Il sistema può comprendere due elementi:

1. un sistema di sorveglianza / identificazione (TCAS I);
2. un sistema di prevenzione delle collisioni (TCAS II).

Entrambi i sistemi forniscono avvisi noti come "avvisi" per avvisare l'equipaggio di una potenziale collisione.

→ SOLO TA

TCAS I è un sistema di sorveglianza / identificazione che aiuta l'equipaggio a localizzare e identificare visivamente un velivolo intruso emettendo un avviso di avviso di traffico (TA).

TCAS I indica la portata e il rilevamento degli aeromobili entro un raggio selezionato, generalmente 15-40 nm in avanti, 5-15 nm a poppa e 10-20 nm su ciascun lato. Il sistema avverte inoltre di aeromobili entro ± 8700 piedi dalla propria altitudine.

→ SA TA e RA

ordine di grandezza
DECINE DI CHILOMETRI

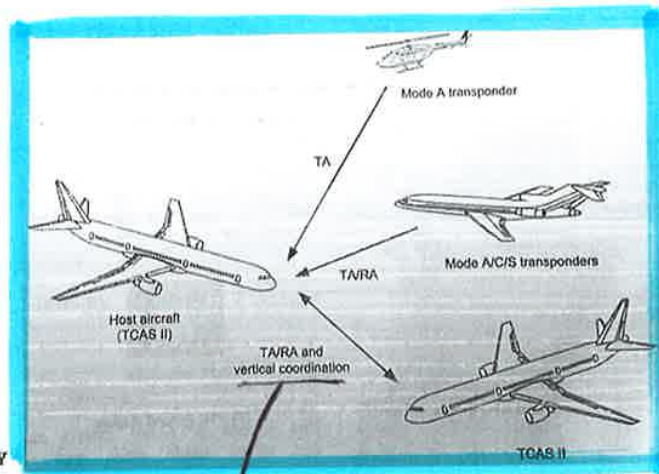
TCAS II è un sistema di prevenzione delle collisioni e, oltre alle informazioni sul traffico, fornisce all'equipaggio una guida per le manovre di volo verticali.

Questo è sotto forma di un resolution advisory (RA) per il traffico delle minacce.

Un avviso di risoluzione aumenterà o manterrà la separazione verticale esistente da un velivolo intruso. Se due aeromobili nelle immediate vicinanze sono dotati di TCAS II, la guida di manovra di volo è coordinata tra entrambi gli aeromobili.

Il TCAS II emette un RA via Mode S che consiglia ai piloti di eseguire le manovre necessarie per evitare l'altro velivolo.

TCAS I -> Traffic Advisory
TCAS II -> Resolution Advisory



RADAR ordine di grandezza
CENTINAIA DI CHILOMETRI

fornisce manovra coordinata
coordinamento manovra

ADS-B

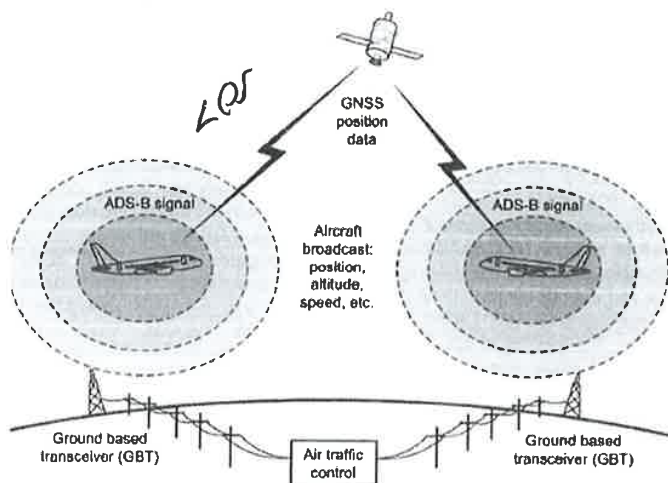
Automatic dependent surveillance-broadcast (ADS-B) è una tecnologia emergente per la gestione del traffico aereo destinata a sostituire i tradizionali sistemi radar ATC terrestri.

Sviluppato e certificato come sostituto economico a basso costo per radar convenzionali, ADS-B consente ad ATC di monitorare e controllare gli aeroplani con maggiore precisione e su una percentuale molto più ampia della superficie terrestre di quanto non sia mai stato possibile prima.

Ad esempio, ampie distese dell'Australia e della baia di Hudson in Canada, attualmente senza copertura radar, sono ora visibili sugli schermi ATC dopo il posizionamento strategico delle stazioni di ricezione ADS-B a basso costo.

Per Nextgen e SESAR, ADS-B è una delle più importanti tecnologie sottostanti nel piano per trasformare l'ATC dall'attuale sorveglianza basata su radar alla

sorveglianza satellitare basata sul sistema di posizionamento globale (GPS).



Cosa significa ADS-B?

Automatico. Le informazioni sulla posizione e la velocità vengono automaticamente trasmesse periodicamente (almeno una volta al secondo) senza l'immissione dell'equipaggio di condotta o dell'operatore. A differenza di ADS-B, TCAS, i cui scopi sono comunque limitati se confrontati con ADS-B, non è automatico (protocolli di interrogazione-risposta).

Dipendente. La trasmissione dipende dal corretto funzionamento delle apparecchiature di bordo che determina la posizione, la velocità e la disponibilità di un sistema di invio. A differenza di ADS-B, TCAS è indipendente perché non si basa su informazioni provenienti da GNSS o GPS.

Sorveglianza. Posizione, velocità e altre informazioni dell'aereo sono dati di sorveglianza trasmessi.

Trasmissione. Le informazioni vengono trasmesse a tutti gli aeroplani o stazioni di terra con un ricevitore ADS-B. I transponder ATC in modalità corrente S vengono interrogati e quindi inviano una risposta.

ROAD 037
A



Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

Avionics systems and on-board equipment

Lesson 12

Avionics technologies: Flight Deck Equipment



II semestre, AA 2019-2020

Nicole Viola

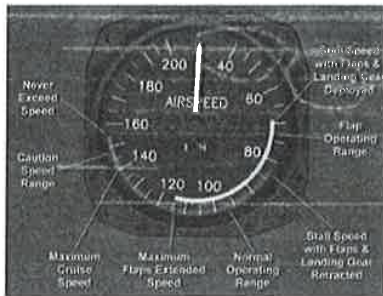
Marco Fioriti e Fabrizio Stesina

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: nicole.viola@polito.it

marco.fioriti@polito.it, fabrizio.stesina@polito.it

Airspeed Indicator (Anemometro)



The Airspeed indicator is one of the most important instrument, since almost all flight parameters are function of airspeed

White Arc = Flap Range
 Lower Limit White Arc = V_{SO}
 Green Arc = Normal operating range
 Lower limit Green Arc = V_{S1}
 Upper limit Green Arc = Max. Structural Cruising Speed
 Yellow Arc = Caution range
 Red Line = V_{NE}

L'indicatore di velocità dell'aria misura la velocità (generalmente in un nodo) dell'aria che corre sopra l'aereo

Misura la pressione dinamica dell'aria per mezzo del tubo di Pitot.

- The diaphragm carries out the mathematical difference: Total pressure - Static Pressure; therefore, the diaphragm deflection is $\sim \sqrt{1/2 \cdot \rho \cdot V^2}$
- Through the mechanism shown in figure, the diaphragm deflection is amplified and moves the indicator hand
- The gear ratio is NOT LINEAR, i.e. the hand rotation is \sim to square root of diaphragm deflection ($\sim \sqrt{1/2 \cdot \rho \cdot V^2}$) Therefore is $\sim \sqrt{\rho} \cdot V$
- The airspeed indicator is designed considering $\rho = \text{const} = \rho_0$, i.e. the air density at sea level and "ISA" condition

TYPE OF AIRSPEED

IAS, Indicated Air Speed →

It is the airspeed (generally expressed in knots) indicated by instrument; it does not take into account for air density changes ($\rho = \rho_0$) and installation of Pitot tube. Nevertheless, the IAS is useful for pilots since the aircraft behaviors are similar for equal IAS values (e.g. stall speed) even TAS changes.

CAS, Calibrated Air Speed →

It is calculated starting from IAS value and applying correction factors to take into account Pitot tube position. These factors, generally, changes with Mach number, ρ and V .

EAS, Equivalent Air Speed →

It is calculated starting from CAS and introducing correction for air compressibility effect (it is not necessary for low speed).

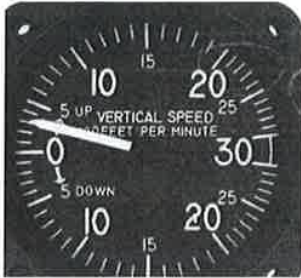
TAS, True Air Speed →

It is the actual airspeed, which is obtained considering the effect of ρ changes, i.e. taking into account altitude and temperature variations.

TGS, True Ground Speed →

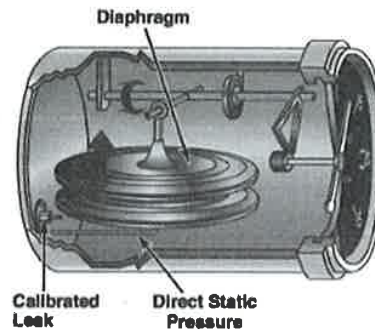
It is the actual speed of the aircraft relative to ground. TGS is useful for navigation. TGS can be obtained summing up TAS with wind speed. However, it can be easily measured using RADAR DOPPLER, INS or GPS.

Vertical speed indicator (Variometro)

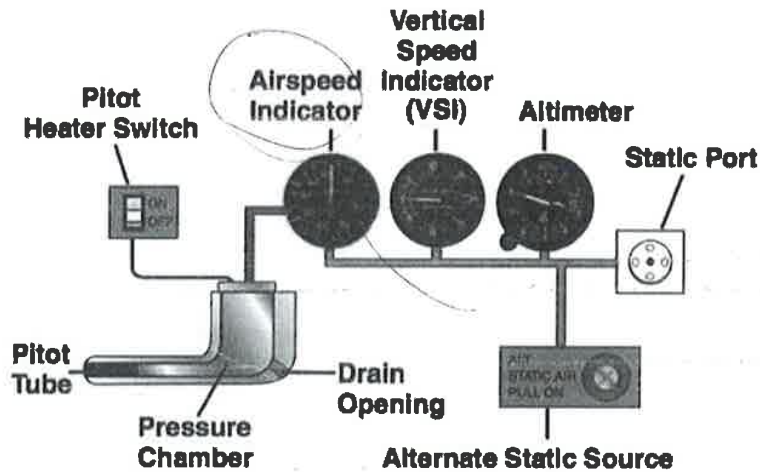


L'indicatore di velocità verticale misura la velocità verticale dell'aeromobile. Dalla sua modalità di funzionamento, la sua misura ha sempre alcuni secondi di ritardo (per questo motivo, negli aeromobili ad alte prestazioni viene sostituita con la VSI istantanea che utilizza un accelerometro per correggere il VS). Pertanto, non può essere utilizzato per controllare il beccheggio dell'aeromobile (questo viene fatto dall'indicatore di assetto). A volte la velocità è espressa in scala logaritmica al fine di aumentare la precisione della lettura.

Come funziona: all'interno del diaframma si trova la pressione statica atmosferica. All'interno del VSI è presente la pressione statica atmosferica che attraversa una perdita calibrata che ritarda le variazioni di pressione. Essenzialmente all'interno del diaframma si trova l'altitudine attuale, al di fuori dell'altitudine di un precedente Δt . Il diaframma esegue la sottrazione tra i due valori di altitudine e il risultato rappresenta la velocità verticale dell'aeromobile.



EXAMPLE OF INTEGRATED SYSTEM

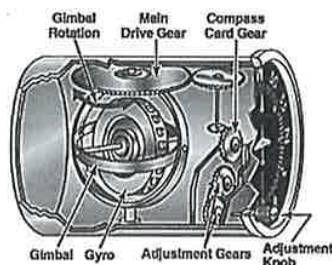


Heading Indicator (Girodirezionale)

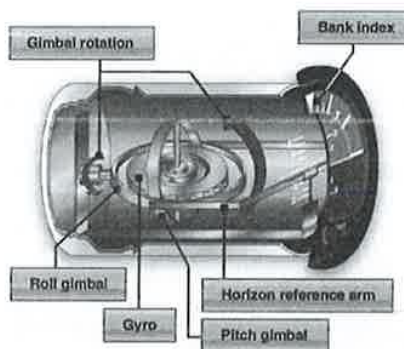
L'indicatore di rotta mostra la rotta dell'aeromobile con riferimento al Nord geografico. Rispetto all'indicatore di rotta magnetico, la direzione giroscopica:

- indica il Nord geografico (ovvero il Nord reale)
- La sua misurazione non è degradata dalle manovre degli aerei
- Non è sensibile alle interferenze magnetiche Tuttavia i contro sono:
- La necessità di un motore elettrico (o sistema pneumatico) per spostare il giroscopio
- L'errore di misurazione è dovuto alla precessione e aumenta con il tempo di volo. Pertanto, a volte, è necessario ripristinare HI con l'indicatore magnetico.

Negli aeromobili ad alte prestazioni è sostituito con HSI (indicatore di situazione orizzontale).



Attitude Indicator (Orizzonte Artificiale)



L'indicatore di assetto misura contemporaneamente ROLL ANGLE e PITCH ANGLE.

Usa un giroscopio per misurare questi angoli.

L'indicatore di assetto fornisce un orizzonte di riferimento, ovvero la linea tra la parte blu o bianca (cielo) e quella marrone o nera (terra). Sostituisce il punto di riferimento visivo esterno ed è necessario (o utile) durante: - volo IFR (Instrument Flight Rules) - volo notturno - volo vicino a montagne e deserto

Non viene utilizzato dal pilota durante il volo VFR (Visual Flight Rules).

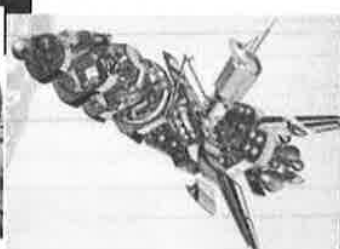


Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

Avionic systems and on-board equipment

Lesson 13

Avionic technologies: video displays



II semestre, AA 2019-2020

Nicole Viola

Marco Fioriti e Fabrizio Stasina

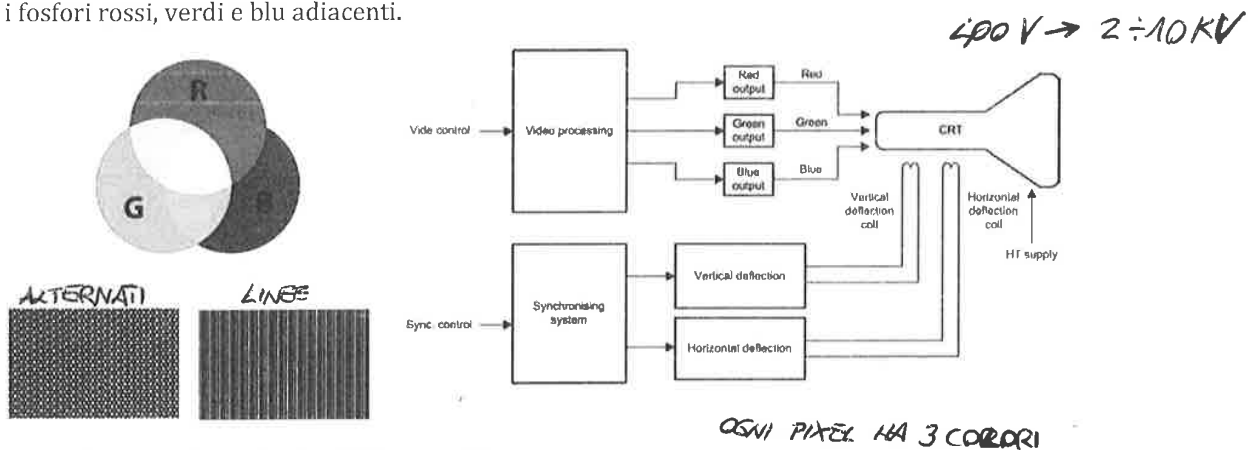
Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: nicole.viola@polito.it

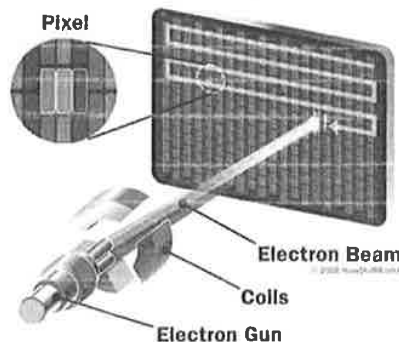
marco.fioriti@polito.it, fabrizio.stasina@polito.it

3. Il flusso di elettroni è controllato dalla griglia.
4. Controllando il potenziale della griglia è possibile variare la quantità di elettroni che attraversano la griglia controllando così l'intensità (o la luminosità) del display sullo schermo.
5. Per spostare il raggio di elettroni in diverse parti dello schermo (in altre parole, per poter "disegnare" sullo schermo) è necessario piegare (o deviare) il raggio.
6. La deflessione è realizzata mediante deflessione elettrostatica. Utilizzando questo metodo, due serie di piastre vengono introdotte nel collo del CRT tra gli anodi di messa a fuoco e l'anodo finale. Una coppia di piastre è allineata con il piano verticale (queste piastre X forniscono la deflessione del fascio di elettroni in direzione orizzontale) mentre l'altra coppia di piastre è allineata sul piano orizzontale (queste piastre Y forniscono la deflessione del fascio di elettroni in il piano verticale). Inserendo una carica elettrica (tensione) sulle piastre è possibile piegare il raggio verso o lontano da una particolare piastra.

Introducendo un modello di fosfori di diversi (pattern of phosphores) colori e utilizzando un CRT più complicato con tre fasci diversi, è possibile produrre un CRT in grado di visualizzare informazioni sul colore. Combinando tre diversi colori (fosfori rosso, verde e blu) in diverse quantità è possibile generare una gamma di colori. Ad esempio, il giallo può essere prodotto illuminando i fosfori rossi e verdi adiacenti mentre il bianco può essere prodotto illuminando i fosfori rossi, verdi e blu adiacenti.

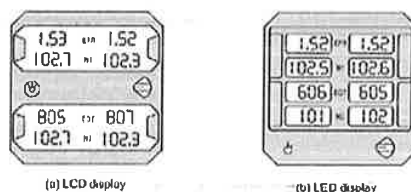


La disposizione di un display CRT a colori è mostrata in Figura. Tre segnali video separati (corrispondenti ai colori rosso, verde e blu) vengono inviati ai tre catodi del CRT. Questi segnali sono derivati dal circuito di elaborazione video che genera le forme d'onda richieste utilizzate per variare l'intensità dei tre fasci di elettroni (three electron beams). Si noti che ogni raggio viene messo a fuoco su pixel del rispettivo colore (ad esempio, il raggio generato dal catodo rosso coincide solo con i fosfori rossi). Un sistema di sincronizzazione genera le forme d'onda della rampa di scansione e garantisce che la relazione temporale tra loro sia corretta.



È possibile creare facilmente schermi più grandi che combinano più cifre in un unico display. Ciò consente di avere display integrati in cui diversi set di informazioni sono mostrati su un pannello di visualizzazione comune.

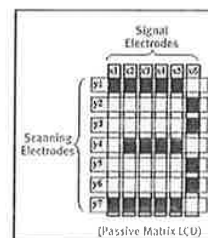
La figura mostra il confronto tra display LCD e LED tipici dei velivoli che mostrano le stesse informazioni. Si noti che ogni display LCD sostituisce diversi display a LED a sette segmenti.



Passive Matrix Display

Per visualizzare più dettagli (ad esempio caratteri di testo e grafici), è possibile creare display LCD utilizzando una matrice di righe e colonne per produrre un display costituito da una matrice rettangolare di celle.

Gli elettrodi utilizzati in questo tipo di display sono costituiti rispettivamente da file e colonne di conduttori orizzontali e verticali. Le righe e le colonne possono essere indirizzate separatamente e le singole celle di visualizzazione possono quindi essere illuminate.

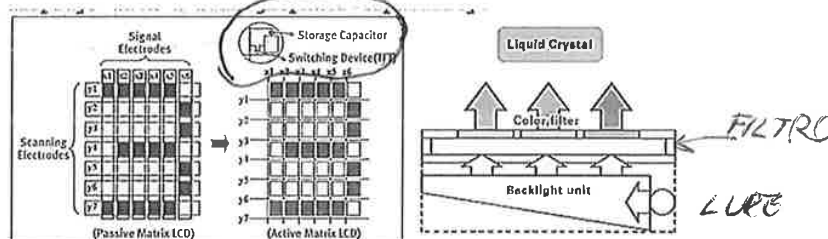


I display a matrice passiva presentano una serie di svantaggi, in particolare che hanno un tempo di risposta relativamente lento e il fatto che il display non è così nitido (in termini di risoluzione) come quello che può essere ottenuto da un display a matrice attiva.

Active Matrix Display

Active Matrix LCD (AMLCD) utilizza transistor a film sottile (TFT) fabbricati su un substrato di vetro in quanto parte integrante di un display. Ogni transistor funge da interruttore che trasferisce la carica a un singolo elemento di visualizzazione. I transistor sono indirizzati su una riga / colonna come con il display a matrice passiva.

Controllando la commutazione, è possibile trasferire quantità precise di carica sul display e quindi esercitare una vasta gamma di controllo sulla luce che viene trasmessa attraverso di essa. I colori AMLCD comprendono una matrice di pixel che corrispondono a tre colori; rosso, verde e blu. Applicando con precisione le cariche ai pixel appropriati è possibile produrre display con 256 tonalità di rosso, verde e blu (per un totale di oltre 16 milioni di colori). AMLCD a colori ad alta risoluzione consente di avere display per aeromobili con una capacità grafica completa.



LED (no aerei)
↑ ↑ ↑

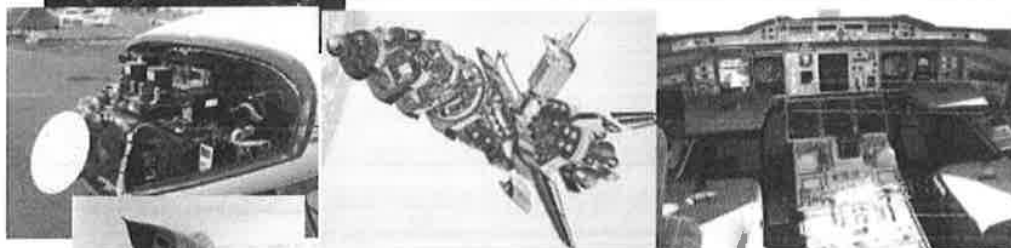


Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

Avionic systems and on-board equipment

Lesson 14

Avionics systems: aircraft Flight Deck Systems



II semestre, AA 2019-2020

Nicole Viola

Marco Fioriti e Fabrizio Stesina

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: nicole.viola@polito.it

marco.fioriti@polito.it, fabrizio.stesina@polito.it

FMS

Display System Architecture - EFIS

L'EFIS (electronic flight instrument system) si trova in tutti i cockpit del trasporto civile.

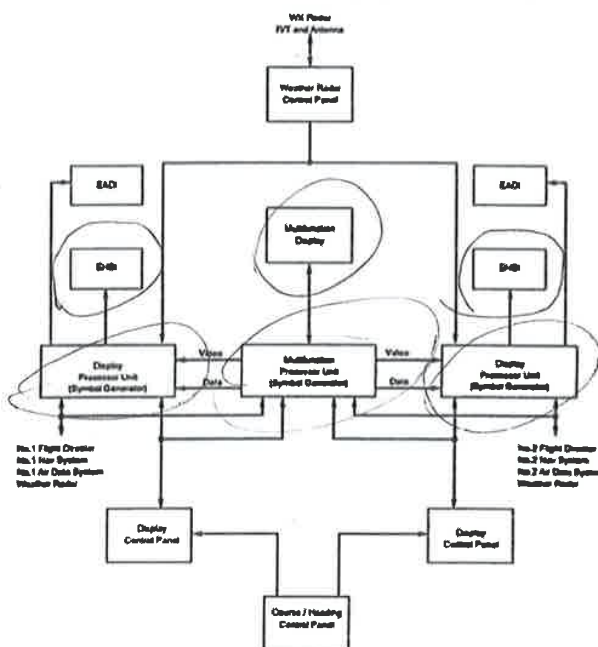
È composto da:

- Sistema di visualizzazione del pilota
- Sistema di visualizzazione di copilota
- Sistema di visualizzazione radar meteorologico

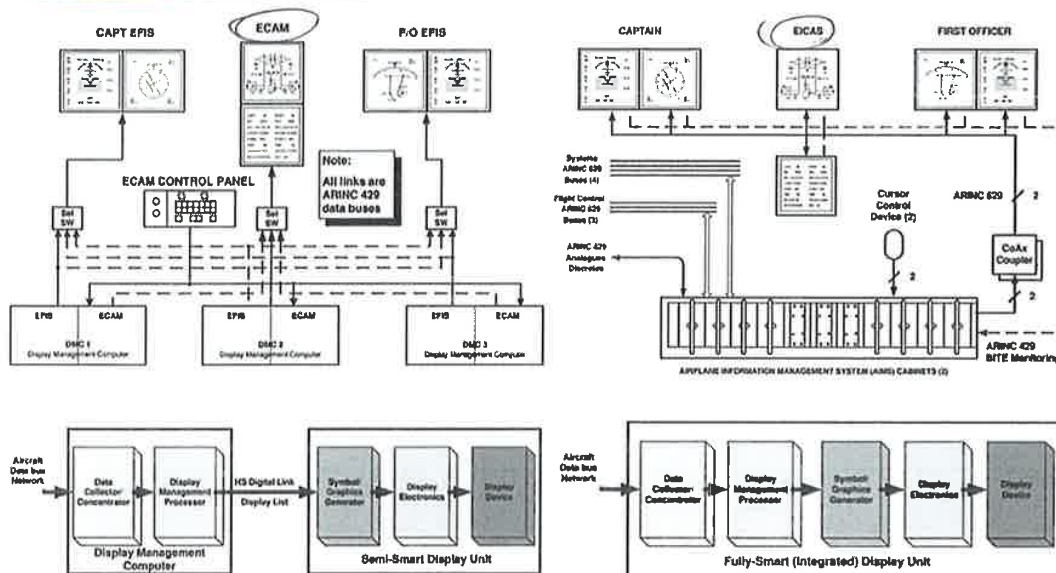
I display di Pilot e Copilot sono equivalenti e mostrano le informazioni EADI ed EHSI su due display multifunzione.

Il sistema di visualizzazione radar meteorologico è composto da 1 display o 2 display (uno per pilota). Mostra le informazioni dal radar meteorologico.

Uno o due pannelli di immissione dati con il relativo display (che non è un DMF) sono necessari per inserire i dati di navigazione del volo.



Display System Architecture



A 330/ A 340

B 777



Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici



Avionics Systems and On-Board Equipment

Lesson 1

Introduction to avionic systems for aerospace products



II semestre, AA 2019-2020

Nicole Viola

Marco Fioriti, Fabrizio Stesina e Jasmine Rimani

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: nicola.viola@polito.it

marco.fioriti@polito.it, fabrizio.stesina@polito.it, jasmine.rimani@polito.it



Table of contents

Lessons	Teacher
Introduction to avionics systems for aerospace products	Viola
Introduction to STK	Rimani/ Viola
Avionics technologies: fundamentals of electromagnetic waves and their propagation	Stesina
Avionics technologies: radar technologies	Viola
Avionics systems: aircraft Identification and Surveillance System	Viola
STK: aircraft Communications Systems	Rimani/ Viola
Avionics systems: aircraft Communications System	Viola
Space systems and space environment.	Viola
Spacecraft Communications System & Ground Segment	Stesina
STK: aircraft Identification and Surveillance System	Rimani/ Viola
Avionics technologies: flight deck equipment	Fioriti
Avionics technologies: video displays	Fioriti
Avionics systems: aircraft Flight Deck Systems	Fioriti



Introduction

"Avionics Systems and On-Board Equipment".

What does avionic/s mean? What does it stay for?

Avionics is a word coined in the late 1930s to provide a generic name for the increasingly diverse functions being provided by AVIation electRONICS.

World War II and subsequent Cold War years provided the stimulus for much scientific research and technology development which, in turn, led to enormous growth in the avionic content of military, first of all, and then also civil aircraft.

Today, avionics account for up to 50% of the cost of an airborne platform and are key components of manned aircraft, unmanned aircraft, missiles and weapons.

Same considerations apply also to space platforms, where avionics can account for up to about 50% of the total cost and are key components of both unmanned and manned spacecraft.

What are all these diverse functions provided by Avionics for both airborne and space platforms?



Introduction

In order to answer to the previous question, we have to look at the whole picture and remember that the target of any industry is to develop products which are useful to clients. Clients have certain needs and will have to make their products work in a certain scenario.

Both the clients' needs and the scenario establish the mission statement. Generally speaking, the mission statement is accomplished by the aircraft/spacecraft.

The aircraft consists, on its turn, of:

- airframe/structure.
- Utility systems: are a collection of fluid, air, mechanical and electrical systems associated with the provision of sources of power or energy to perform the general or utility functions of the basic air vehicle. This control is usually obtained by the performance of some functional activity resulting in the appropriate control of that energy to impart flow or motion.
- Avionic systems: enable the aircraft to fulfill its operational role. Avionic systems include basic and mission avionic systems.

