



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 1877A -

ANNO: 2016

A P P U N T I

STUDENTE: Gregnol Gianluca

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.**

INDICE DELLE LEZIONI

Nota abbreviazioni:

AT = avionic technologies; AS = avionic systems; S = space

- Lesson 1: Introduction to avionic systems for aerospace products
- Lesson 2: AT - Fundamentals of electromagnetic waves and their propagation
- Lesson 3: AT - Radar technologies
- Lesson 4: AT - Cockpit on-board equipment & air data system
- Lesson 5: AT - Video displays
- Lesson 6: Display systems - Cockpit and glass cockpit
- Lesson 7: AT - Fundamentals of fiber optics
- Lesson 8: AS - Aircraft communications system
- Lesson 9: AT - Fundamentals of aircraft informatics technologies (HW&SW)
- Lesson 10: AS - Vehicle management system (sistemi informativi)
- Lesson 11: AS - Surveillance and identification (on board and ground systems)
- Lesson 12: Vehicle management system - flight warning system and automatic diagnostic system
- Lesson 13: AT - Servomechanism
- Lesson 14: AT - Electrostatic devices
- Lesson 15: AT - Inertial systems for flight control and navigation

Lezione 1

Equipaggiamenti di bordo e sistemi avionici

- Avionics → **Aviation + electronics** conosciuta alla fine del 1930
- L'avionica è circa il 45% del costo di una struttura volante ed è il componente chiave per velivoli con o senza equipaggio, missili, armi. Nell'ambito di strutture spaziali invece arriva fino al 50%, anche qui sia per velivoli con che senza pilota.
- Ma quali sono tutte queste funzioni cui ci riferiamo svolte dall'avionica? Tutto parte dal soddisfare un cliente nelle sue necessità e dallo scenario in cui ci troviamo. Questi 2 elementi definiscono la missione, che viene eseguita da aircraft/spacraft.

L'aeromobile dal punto suo è composto da:

- airframe/structure

- utility systems → sistemi non avionici

sono i sistemi elettrico, meccanico, idraulico, ventilazione associati alla fornitura di fonte di potenza o energia volta per l'appunto a svolgere funzioni sopra citate (di utility).

Sono sistemi che permettono all'aereo di continuare a volare sicuro per tutta la missione.

- Avionic systems

Permettono all'aereo di avere il suo ruolo operativo. Includono basic e mission avionic systems.

Nei moderni aerei gli utility devono coesistere con gli avionic systems: avionic necessitano di elettricità/potenza elettrica e sistemi di raffreddamento, che vengono generati da utility systems; gli utility dal canto loro necessitano di essere connessi ad un'interfaccia macchina-uomo nel cockpit, che viene fornita dagli avionic. In aggiunta ci sono dati che vengono generati da ogni gruppo di sistemi, e che devono essere scambiati.

- ②
- Communication: comunicare con altri aerei o con stazioni di terra (data link)
 - Surveillance and Identification: Queste 2 indicano l'individuare aerei nella zona in cui volo (in campo civile: rendersi identificabile; in campo militare: rendersi identificabile ed identificare)
 - Navigation: capacità di determinare posizione e velocità dell'aereo.
 - Flight controls: determinare assetto dell'aereo e dati dell'ambiente esterno, nonché la guida dell'aereo verso la destinazione
 - Vehicle management: abilità/capacità di garantire scambio di dati e la loro gestione tra tutti i sistemi dell'aereo, e di immagazzinare informazioni su performance dei sistemi di bordo in modo che siano compatibili con il sistema informatico del velivolo.
 - Difesa: capacità di individuare, localizzare e identificare il veicolo attaccante e di attivare contromisure passive o attive.
 - Weapons management and attack: capacità di gestire le scorte e di attivare carichi per pilotatori dei mitraglieri o razzi non guidati, o altri aerei e obiettivi di terra.

- Una volta che sono state identificate le funzioni, è possibile scegliere il tipo di prodotti che attuano queste funzioni (sensori, processori, display, attuatori, telemetrie, ...).

Una volta che i prodotti che attuano le funzioni sono stati identificati, possono essere raggruppati in n sottosistemi, che tutti insieme fanno il sistema avionico. I prodotti che fanno/svolgono le funzioni avioniche (sensori, processori, ...) sono i così detti equipaggiamenti di sistemi avionici o, per meglio dire, il sistema avionico.

- Riguardo alle missioni spaziali, si possono identificare nella spacecraft gli elementi fondamentali space element: il payload system e i Spacecraft Bus Systems. Il soggetto della missione spaziale è la cosa che interagisce con, o che deve essere rilevata dal payload (T, P, piante, uccelli, ...).

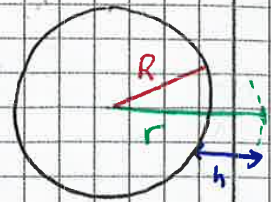
• la velocità necessaria da mantenere l'orbita :

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} = \sqrt{\frac{GM}{r}}$$

G = cost. gravitazione universale

M = massa pianeta

$$r = R_{pianeta} + \frac{h}{\text{quota}}$$



Supposta orbita circolare

però c'è una quota oltre la quale si ha il rischio di danni a causa delle radiazioni, pericolose per i sistemi elettronici sono le GCR (Galactic Cosmic Ray).

dati da Terra allo Spazio → uplink (command)
 .. Spazio alla Terra → downlink (telemetry) } comm. .

→ Banda frequenze ←

HF	3 MHz - 30 MHz	→ ionosfera	} in linea di vista } space
VHF	30 MHz - 300 MHz		
UHF	300 MHz - 3 GHz		
SHF	3 GHz - 30 GHz		

• Il ground system consiste di stazioni di terra mobili e fisse attorno al globo connesse da vari data links. Questi ci permettono di comandare e tracciare la navicella, ricevere e processare telemetrie e dati di missione, distribuire le info a operatori ed utenti.

Le mission operations sono costituite da : persone, hardware, software che eseguono la missione, il concetto di operazioni della missione, procedure, flussi di dati. Le stazioni di terra e i centri di controllo missione sono generalmente detti ground segment.

Le onde elettromagnetiche sono caratterizzate da:

- ampiezza $A \rightarrow$ altezza creste
- Periodo T
- frequenza $f \rightarrow$ creste/sec.
- lunghezza d'onda $\lambda \rightarrow$ distanza 2 punti a max. A

relazione:

$$\lambda = \frac{c}{f}$$

• The radio frequency spectrum

L'uso di una frequenza dipende da un numero di fattori, ad es:

- caratteristica di propagazione della banda
- efficienza del sistema pratico dell'antenna nel dato range
- larghezza di banda disponibile.

Le frequenze sono raggruppate per andare da alcune decine di KHz a qualche centinaio di GHz

• The atmosphere

Troposfera \rightarrow pausa \rightarrow stratosfera \rightarrow Mesosfera \rightarrow Termosfera \rightarrow Esosfera

ionosfera

• Radio wave propagation

Cosa accade quando l'onda/le onde incontrano certi tipi di discontinuità nell'atmosfera o incontrano un'ostacolo fisico?

In entrambi i casi, la direzione di viaggio può essere deviata in base alla natura e dimensione dell'ostacolo o di discontinuità

Analisi degli effetti:

- riflessione: l'onda incontra un oggetto piano che è largo rispetto alla lunghezza d'onda del segnale. L'onda viene riflessa con la minima distorsione ($v' = v''$)
- rifrazione: l'onda viaggia da un mezzo in un altro a \neq velocità
- diffrazione: un'onda incontra un bordo con dimensioni larghe rispetto alla λ del segnale. L'onda è piegata e segue il profilo di discontinuità (più comune per $f \leq VHF$)

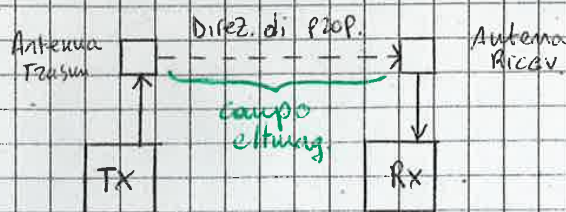
- Radio communication system

Si effettuano usando onde radio, cioè onde elettromagnetiche con $\lambda > 1 \text{ mm}$, come mezzo di collegamento tra 2 o + stazioni.

Struttura:

Stazione trasmittente \rightarrow genera AC con data f e modula (varia una o + caratteristiche a seconda dell'info trasmessa). Quindi irradiata con antenna l'onda radio modulata.

Stazione ricevente \rightarrow capta, amplifica, demodula (estrae info dall'onda modulata)



Si analizzano ora oscillatore, modulatore, alimentatore ed amplificatore

- The amplifier

Uno o + stadi di amplificatore seguono l'oscillatore per far sì che l'onda trasmessa abbia la potenza necessaria per arrivare alla stazione ricevente.

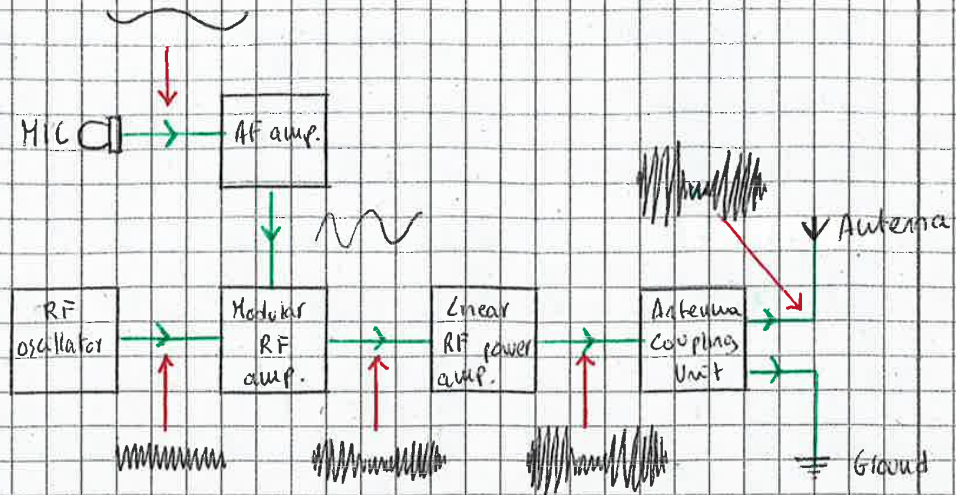
Sostanzialmente un transponder satellitare riceve, amplifica, traduce frequenza e ritrasmette vari tipi di segnali di comm.

Un key element in ogni transponder delle navicelle spaziali è l'MPA (high power amplifier) o trasmettitore, per amplificare i segnali senza distorsioni o indebolimento.

Ci sono 2 tipi di MPA di uso comune: electron beam devices oppure travelling wave tube amplifiers (TWTAs) e solid state power amplifier (SSPAs). Key points per dimensionare il satellite sono efficienza di potenza e massa del transmitter.

SSPA hanno meno massa, ma richiede più input power rispetto al TWTA.

schema riferito al paragrafo:



• The modulator

Modulazione: processo di appoggio di un segnale a bassa f ad uno ad alta f inoltre è il nome dato al processo di modifica di una particolare proprietà dell'onda portante attraverso il segnale modulante (che di solito contiene l'info).
 la modulazione può essere analogica o digitale. Nel caso sia del 1° tipo la modulazione è applicata continuamente in risposta ad un segnale di info analogica. È di solito comune la modifica di A ed f .

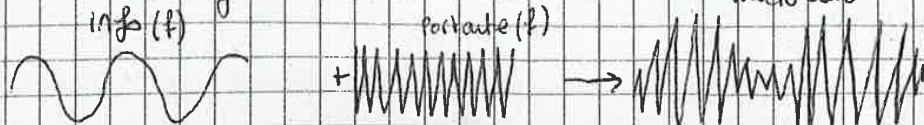
In modulazione di $A(f)$, la $A(f)$ portante varia con il voltaggio, ad ogni istante, del segnale modulante.

L'averso della modulazione è la demodulazione, e consiste nel recuperare il segnale di informazione dalla portante modulata.

Un device che può fare entrambe le operazioni è detto modem (modulator - demodulator)

Modulazione in Ampiezza

Il processo di modulazione consiste nel far sì che l'ampiezza della portante vari al variare della A del segnale modulante o di info, dando così origine all'onda modulata.



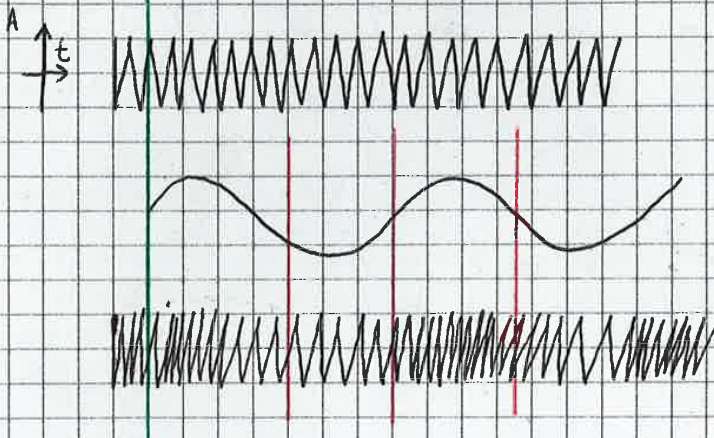
canali adiacenti (splatter)

- per un corretto funzionamento del trasmettitore:

- frequenza portante $\geq 100\%$ frequenza modulante e in + alla f .
- A segnale modulante $<$ portante (pena sovr modulazione)

• Modulazione in frequenza

In tale modulazione, la portante diventa tanto maggiore quanto più aumenta positivamente l'ampiezza del segnale modulante, e diventa tanto minore quanto più aumenta negativamente l'ampiezza dello stesso segnale modulante.



Si infittisce nei picchi alti, si dirada nei picchi bassi.

- spettro

Si considera il canale di trasmissione in modulazione in frequenza costituito dalle frequenze laterali la cui ampiezza non è inferiore all'1% della portante non modulata, trascurando le frequenze di ordine inferiore.

• Deviazione di frequenza: max deviazione di f rispetto a f_0 che subisce il segnale modulato.

• Indice di modulazione: $u_f = \frac{\Delta f}{f_m}$ con:

Δf = variazione di f modulato

f_m = f massima del segnale modulante.

• Banda: $B_{FM} = 2(\Delta f + f_{max})$ con f_{max} che è la max f del segnale portante

• Digital modulations

Si preferisce la modulazione in f o fase, perché richiede trasmettitori meno larghi, e che possono operare a massima potenza di efficienza.

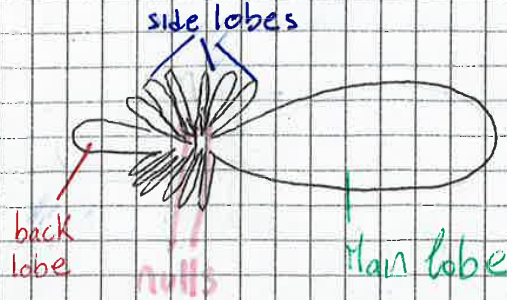
La scelta della modulazione e delle coding techniques dipende da:

- costi
 - complessità
 - difficoltà di acquisizione del segnale
 - limiti di banda di trasmissione
 - suscettività a interferenza o dissolvenza.
- Binary phase shift keying (BPSK): settare la fase portante a 0° per trasmettere 0, e a 180° per trasmettere 1.
 - Quadrature PSK: prende 2 bit per volta per definire 1 di 4 simboli. Ogni simbolo corrisponde a 1 di 4 fasi portanti: $0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$.
Il symbol rate è 1/2 il bit rate.
 - Frequency SK: setta la frequenza portante a F_1 per trasmettere uno 0 binario, e a F_2 per trasmettere un 1 binario. La separazione tra F_1 ed F_2 deve essere almeno = al data rate per evitare perdita di prestazioni da mutua interferenza.
 - Multiple FSK: setta la frequenza portante a una delle M frequenze. Per es., $M=8$. I primi 3 bits binari, 010, determinano che la frequenza trasmessa sarà F_2 .

• Digital vs Analog

- digitale + preciso
- digitale può essere facilmente rigenerato
- digitale ha low error rates e high fidelity
- molteplici flussi di segnali digitali sono più facilmente multiplexed come un single serial-bit stream in un RF portante.
- easier communication-link implementation
- sicurezza di comunicazione \rightarrow criptare le info.

Tutte le antenne hanno proprietà direzionali. Le caratteristiche sono:



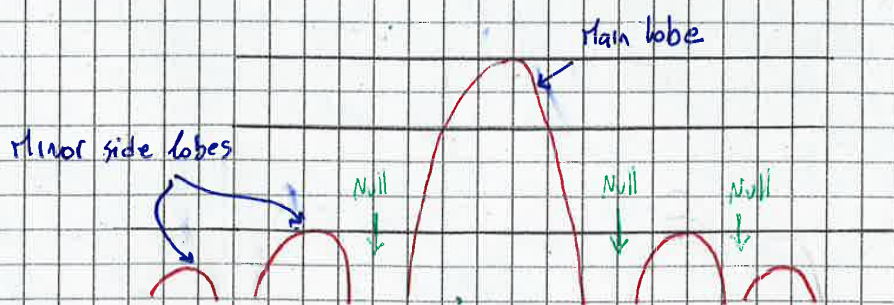
- main lobe : include direzione di massima radiazione
- back lobe : opposto al main lobe
- side lobes : separati da nulls, dove non c'è radiazione

• beamwidth (larghezza del fascio)

Su scala dB ($dB = 10 \log_{10} P$) viene anche rappresentato il grafico di potenza, per vedere i lobes minori.

Il diagramma sotto riporta il main lobe (a cui azza è il main beam) e i side lobes. Questi ultimi non solo sprecono energia durante la trasmissione, ma permettono ad energia non voluta di entrare nel ricevitore.

Il beamwidth è definito come il punto al quale la potenza è scesa di 3dB rispetto al picco. Una potenza detritta di 3dB = 50% P_{picco} (bw angle)



- Polarizzazione → lineare, circolare, ellittica.
- Guadagno (gain)

Tanto più è stretto il fascio, tanto maggiore è la potenza concentrata in quella direzione. Minore è l'angolo di larghezza, più alto il guadagno.

Il guadagno dipende dalla size dell'antenna e dalla f dell'energia irradiata.

Lezione 3

Aeronautics technologies: radar technologies

Viola

• RADAR = Radio AID to detection and ranging

Le onde radio hanno le stesse proprietà della luce, eccetto che per la frequenza

• Tipologie di RADAR:

- di scoperta
- terrain ranging
- meteo
- altimeter
- di guida
- doppler (misuratore di velocità aerea)

• Si spazia nelle frequenze da 100 MHz a meno di 100 GHz.

• Principio base di funzionamento:

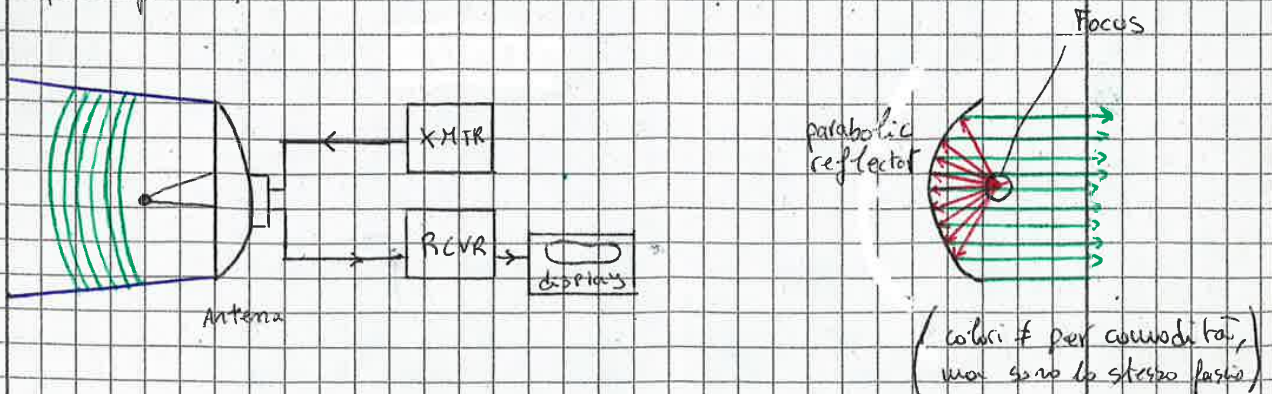
il radar emette un fascio di energia che quando colpisce un oggetto torna indietro (con minore energia rispetto a quella emessa). In questo modo, conoscendo il Δt tra segnale inviato e trasmesso, si calcola la distanza dal target: $R = \frac{c \cdot \Delta t}{2}$ (diviso 2 perché il fascio fa 2 volte il percorso)

• Nella forma più semplice, un radar è composto da: trasmettitore, ricevitore, antenna e display

• Il radar deve indirizzare l'energia verso la direzione dell'obiettivo.

Si usava una volta, un riflettore parabolico, dove l'energia era indirizzata verso il riflettore da un'antenna (corno) al punto focale.

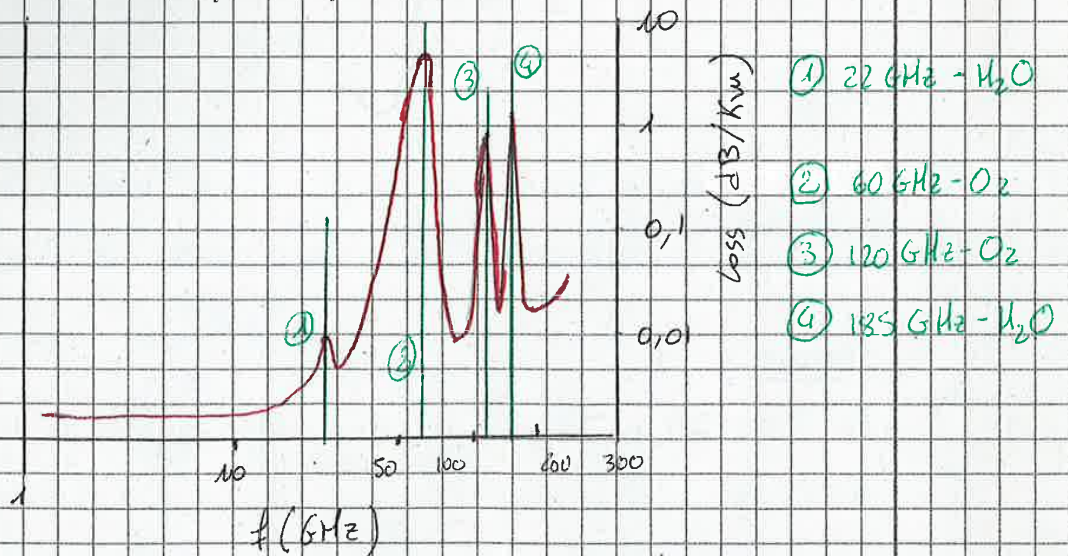
L'energia in ritorno dal target è raccolta dal riflettore e concentrata nel punto focale.



Focalizzandoci sull'albaone radar system, questo comprende una f da 400 MHz a 30 GHz, L'AWACS opera ad es. a 3 GHz, invece i radiolivimetri a 6 GHz. A causa delle elevate f , spesso le f operative di un sistema radar sono espresse in termini di λ .

Ciò che influenza la decisione del tipo di banda da utilizzare, in ogni applicazione sono: gli effetti dell'assorbimento atmosferico e le dimensioni dell'antenna che la piattaforma può accogliere.

L'effetto dell'assorbimento atmosferico è riportato nel diagramma: viene mostrata la perdita in dB per Km da un f di 1 a 300 GHz a sls. Una perdita di 10 dB è \equiv a una perdita di segnale di 10 volte. Quindi la perdita a 60 GHz è 1000 volte peggio della perdita a 30 GHz. Questo picco di assorbimento atmosferico accade alla f di risonanza delle \neq molecole: H_2O a 22 e 185 GHz, O_2 a 60 e 120 GHz, con particolare severità a 60 GHz.



Si vede che l'assorbimento atmosferico con i suoi effetti ha un significativo impatto sulle porzioni di spettro che i progettisti di radar possono usare.

- **Guadagno dell'antenna:** proprietà direzionale che migliora le operazioni del radar. Tale proprietà è importante per focalizzare l'energia in un fascio in trasmissione ed effettivamente raccogliere l'energia riflessa durante la ricezione. Sostanzialmente tanto più stretto il fascio, tanto maggiore la potenza concentrata alla direzione, e di conseguenza il guadagno.

Per calcolare il picco di guadagno:

$$G_D = 14,8 + 20 \log_{10} D + 20 \log_{10} f = 33,4 \text{ dB}$$

$$G = \left(\frac{\pi D^2 \eta}{4} \right) \left(\frac{4\pi}{\lambda^2} \right) = \frac{\pi^2 D^2 \eta}{\lambda^2} \quad \text{dB} = 10 \log_{10} P$$

apertura effettiva
antenna

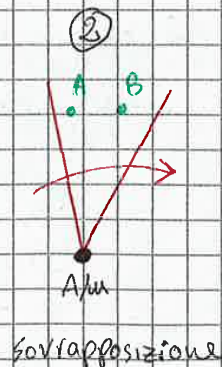
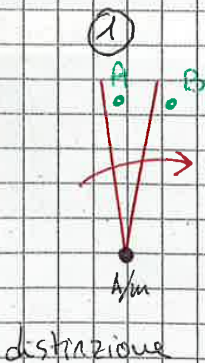
Da questo esercizio si capisce che:

- l'ampiezza del fascio θ è dir. prop. a λ ($\theta = \frac{2\lambda}{\pi D} = \frac{2\lambda}{D} \cdot \frac{1}{\pi}$) operativa e inv. prop. alla D.
- G dell'antenna è inv. prop. a θ

• Si definisce risoluzione angolare del radar la capacità del radar di distinguere 2 oggetti in azimuth o/ed elevazione a seconda di cui. Questa è una caratteristica di progetto fondamentale del radar.

Dall'immagine si capisce che nel caso ① l'antenna riesce bene a distinguere i 2 oggetti, mentre nel caso ② c'è sovrapposizione e l'eco di A viene sovrapposto all'eco di B, non facendo distinguere bene i 2 bersagli.

Si capisce perciò che tanto più stretto è il fascio, e tanto più aumenta il potere risolutivo del radar.



Nella operazioni radar basate pulsate, la ^(ampiezza) larghezza di pulsazione (16)
 determina il range resolution di cui è capace il radar, che può
 solo distinguere alla $\frac{1}{2}$ di larghezza di pulsazione.

la minimum range res., R_{res} , è: $R_{res} = \frac{c \cdot \tau}{2}$

la τ ha una forte influenza sulla R_{res} , che deve essere tale
 che:

- fronte di discesa impulso trasmesso \rightarrow oltre bersaglio + vicino prima che
- fronte di salita dell'eco di ritorno del bersaglio + lontano abbia raggiunto il bersaglio + vicino.

• Come già detto, un pulse di $\tau = 1 \mu s$ sarà lungo circa 1000 ft, e ricordando l'eq della range resolution ($R_{res} = \frac{c \cdot \tau}{2}$), il pulse sarà in grado di identificare un target a non meno di 500 ft.

Ci sono limiti pratici su come/quanto piccola deve essere la larghezza del fascio, per incrementare la R_{res} .

D'altra parte pulses più stretti necessitano di una banda ricevibile più larga che comporta più rumore e rischio di interferenza (si è visto infatti che la banda teorica del ricevitore richiesta per passare tutti i componenti di un pulse di larghezza τ è $\frac{2}{\tau}$).

Inoltre usando impulsi + brevi, ho un'inv. energetica che investe il target, e quindi a causa della "dispersione" di parte di questa, ne potrebbe risultare un'eco + zoppo debole in ritardo per essere rilevato dal ricevitore.

• Al ridursi della larghezza del pulse, deve aumentare il picco di potenza, al fine di mantenere costante la potenza media. Infatti questa è data da:

$$P_{av} = \frac{P_{peak} \cdot \tau}{T_p} \quad \text{per un pseudo pulse}$$

- L'antenna ricevente intercetta una frazione delle onde ricevute P_{rr} , data da $DP_{rr} \cdot A_e$, con A_e = area efficace dell'antenna:

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

- Per trovare l'energia dell'eco E , si fa $P_{rr} \cdot t$, con t = tempo per cui il fascio del lobo principale ha illuminato il target.

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

E comparata con l'en. posseduta dal rumore ci fa dire se è possibile o meno discernere l'eco dallo sfondo di rumore.

Sono state fatte Hp:

1 - $E_{min\ alluvio} = S_m$ (valore medio en. del rumore)

2 - il guadagno G dell'antenna = A_e / λ^2

Invece l'actual antenna time on target dipende da:

- velocità di scansione e di risposta dell'antenna
- larghezza del fascio dell'antenna
- PRF

• Esercizio

(sr) scan rate: $60^\circ/s$

hits teorici su target dell'antenna durante ogni

(bw) 3° beamwidth (3dB)

passaggio (sul target)?

PRF (medio) = 1000 Hz

soluzione:

L'antenna si sofferma sul target per un tempo t :

$$t = \frac{bw}{sr} = \frac{3}{60} = \frac{1}{20} s$$

Il numero n di hits è:

$$n = t \cdot PRF = \frac{1}{20} \cdot 1000 = 50$$

Lezione 4
Floniti

Aeronautics technologies: cockpit on-board equipment
& air data system

(16)

- funzioni principali degli strumenti

Permettono al pilota di essere a conoscenza dello status del volo, dell'aereo e dei suoi sistemi di bordo.

In aria i sensi umani sono soggetti ad illusioni sensoriali.

• Air speed indicator (Anemometro)

Arco bianco → flap range

Limite inferiore arco bianco → V_{stallo} con flaps e gear estesi

Arco verde → range operativo normale

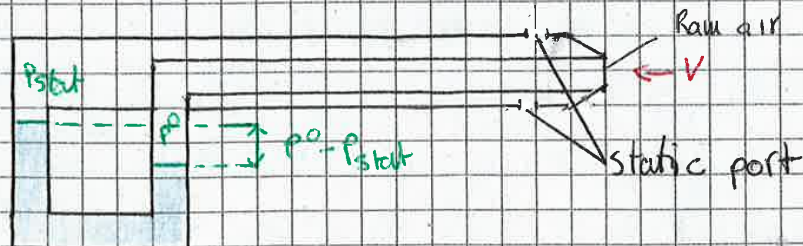
Limite inferiore Arco verde → V_{stallo} con flaps e gear retratti

Limite superiore Arco verde → Massima velocità strutturale di crociera

Arco giallo → range di pericolo

Linea rossa → Velocità da non superare (V_{ne} = never exceed speed)

Misura la velocità (Kts) dell'aria che passa sull'avn. Inoltre misura la pressione dinamica dell'aria attraverso il tubo di Pitot



$$P^0 - P^{stat} = P^{stat} + \frac{1}{2} \rho V^2 - P^{stat} = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Il diaframma opera la sottrazione matematica $P_{tot} - P_{static}$.

La deflessione del diaframma $\propto \frac{1}{2} \rho V^2$.

Tipicamente l'indicatore è fatto considerando $\rho = \text{costante} = \rho_0$, the air density at sls e ISA in condizioni.

• Indicatore magnetico

Indica la direzione dell'ave in riferimento al Nord Magnetico.

Da indicazioni prese solo in volo livellato e rettilineo.

Durante virate, discese, salite, la misura è affetta dall'angolo di inclinazione con il campo magnetico e dalle forze inerziali dei componenti interni. Vicino ai poli è inutile.

• Indicatore geodirezionale (Hdg Ind.)

Mostra anch'esso la direzione dell'ave con Nord geografico come riferimento.

Pro:

Cons:

- Indica il Nord geografico (vero)
- Non è sensibile alle forze d'inerzia
- " " a disturbi magnetici

- Serve un motore per muovere il giro
- Errore di misura aumenta con il tempo, ed è soggetto a pressione deve essere ricalibrato di tanto in tanto.

In ave ad alte prestazioni è rimpiazzato dall'HSI (Horizontal situation indicator)

• Attitude indicator (Orizzonte Artificiale)

Misura contemporaneamente ROLL e PITCH angle, usando un giro.

È necessario per: IFR, voli notturni e in paesaggi montani o desertici.

Per facilitare la leggibilità della strumentazione, si è introdotto il sistema

a T: pitch indicators messi in linea orizzontale

roll indicators " " verticale

Il central air data computer (ADC) serve per gestire dati ottenuti da sensori di pressione, temperatura. Serve per avere: \bar{z} , IAS, V/S, M, ...

⑥ la deflessione è realizzata attraverso una deflessione elettrostatica (18)

In questo modo 2 set di piani sono introdotti nel collo del CRT, tra gli anodi focali e l'anodo finale (1 paio su asse x, l'altro paio su asse y).
Piazzando una carica elettrica sui piani, è possibile pregare il fascio da o verso un piano particolare. Introducendo un motivo di forze di \neq colori, e usando un CRT + complesso con 3 \neq catodi, è possibile produrre un CRT che mostri informazioni a colori. Combinando 3 \neq colori (rosso, blu, verde) in \neq quantità, è possibile generare un range di colori.

• LCD

Per le loro proprietà, sono considerati a metà tra un solido e un liquido. Infatti l'orientazione delle molecole può essere controllata tramite l'applicazione di un campo elettrico.

- 2 filtri polarizzanti
- Voltage-off: rotazione di 90° della luce polarizzata di LC.
- Voltage-on: LC impedito di ruotare.

I display LCD possono essere riflessivi o retroilluminati, a seconda che il display usi luce incidente o contenga la luce stessa propria.

Nel caso dei LCD non abbiamo emissione di luce, perciò necessitiamo di una risorsa esterna per operare.

- di tipo trasmittente (consumo della retroilluminazione, uso interno)
- di tipo trasflettivo (no retroilluminazione, uso esterno)

Per avere più dettagli \rightarrow matrice di celle

matrice passiva: svantaggi \rightarrow lenta risposta

display non così nitido come la matrice attiva

matrice attiva: usa sottili filmi di transistori fabbricati su un substrato di vetro, che è parte del display. Possono avere alta qualità grafica.

Lezione 6 Final

Display system: cockpit and glass cockpit

(19)

- Primary flight display (PFD) → è noto
- Heading indicator → Horizontal situation indicator

Vergue indicator:

- 1 - true heading
- 2 - command track in HDG con op on (settaggio regolabile con manopola)
- 3 - Actual track pointer for drift pointer
- 4 - bearing pointer (ci dice dov'è il waypoint)
- 5 - cross track error (anche per VOR, è la linea grande lunga)

ROSE MODE e ARC MODE

Si passa infine al display classico a fianco del PFD:

- Navigation display
- Per avere le seguenti funzioni con ridondanza, sul display, è necessario un sistema computerizzato:
 - elaborazione info sensori
 - mostrare ogni volta il dato più importante che deve essere mostrato
 - processare la grafica del display
- HUD (Head-Up Display)
- Nel militare si ha un HUD e 3 HDD (head-down display):
 - 1 Flight Control
 - 1 AC & Stores (munizioni) Control
 - 1 Nav Control
- EFIS (Electronic Flight Info System) [insieme dei display]
 - (Pilota e Copilota) display system
 - Weather Radar Display System

L'angolo θ_c critico \rightarrow al quale l'onda viene totalmente riflessa e non ha rifrazione.

Se l'angolo di incidenza dell'onda in ingresso $> \theta_c$, l'onda di luce si propagerà nel core tramite riflessioni totali interne.

Ogni altra onda che sarà incidente nel limite superiore con un angolo $\theta_c > 0$ si propagerà nel mezzo più interno.

Inversamente, ogni onda incidente sopra il limite superiore, con $\theta_c < 0$, passerà attraverso il mezzo più esterno e verrà perso per scattering e/o assorbimento.

$$\text{Solitamente: } \theta_c = \sqrt{2 \frac{(n_2 n_1)^2}{n_1^2}} \quad \text{con } n_1 = 1,5 \text{ [core]} \\ n_2 = 1,475 \text{ [cladding]}$$

Abbiamo detto prima che sono fibre multimodali. Si definisce "modo" ogni angolo di incidenza.

- Riguardo alle perdite, si definisce un coeff. di attenuazione, riferito alla fibra stessa e trascurando perdite di accoppiamento e piegatura.

Di solito si ha una perdita di 2 dB/km per $\lambda = 1,3 \mu\text{m}$

- Quanti dati posso mandare?

C'è un limite oltre il quale non vado, perché un intervallo di bit più lungo, equivarrebbe a un minor numero di bit trasmessi per unità di tempo. Questo è anche dovuto al fatto che ogni modo viaggia a velocità differenti (pulse dispersion: allungamento dell'impulso di uscita, che deve avere per forza un limite, come detto poco fa).

- Connettori

Devono essere affidabili, resistenti, ---, e devono impedire alla polvere di entrare, perché questa attenua anche di molto, il segnale. È questa parte, quella dei connettori, quella dove si hanno più perdite. All'interno ci sono più di allineamenti a $1 \mu\text{m}$.

Lezione 8

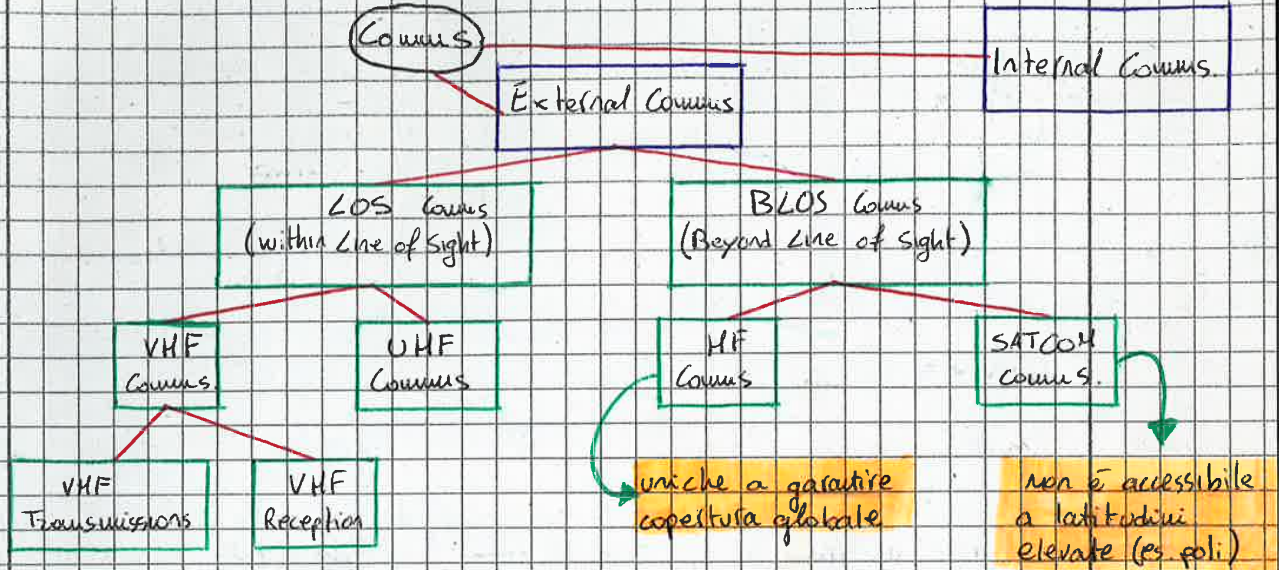
Viola

Anonic systems: aircraft communication systems

(21)

- 2 scenari con 2 ≠ significati di comunicazione
- Militare: comunicare a voce o data link con alleati (altri aerei, centro di comando, truppe a terra)
- Civile: comunicare a voce o data link con altri aerei (air to air), stazioni di terra (air to ground).

In entrambi i casi esiste anche la comm. interna



- The radio frequency spectrum

segnali a radio frequenza → <30kHz parte + bassa → propagazione come ground waves del segnale

>30GHz parte + alta → propagazione come line of sight paths del segnale

Ad altre frequenze → propagazione anche tramite riflessione su strati ionosferici

- CNI = Communication Navigation Identification

lo spettro CNI copre ≠ equipaggiamenti (spettro in RF) da 100 kHz a 4 GHz

- Comms (da bassa ad alta f):

HF, VHF, UHF, SATCOM

Antenna → trasmette e riceve onde elettromagnetiche

Quartzo di controllo → permette di far operare alla giusta frequenza e nelle giuste condizioni il ricevitore.

Ricevitore → genera onde portante, la modula e amplifica nel caso di trasmettitore. Nel caso ricevitore è l'inverso.

Il trasmettitore genera una radiofrequenza in AC, applicata all'antenna.

Inoltre trasporta informazioni sulla frequenza radio corrente che deve essere portata dalle onde radio. Quando colpiscono l'antenna del ricevitore radio, le onde eccitano simili correnti di radiofrequenza nell'antenna.

Il ricevitore radio estrae l'informazione dall'onda ricevuta.

L'impianto audio gestisce i segnali audio e li manda a cuffia o dal viva voce al ricevitore

• Transmitters and receivers

Caratteristiche dei trasmettitori

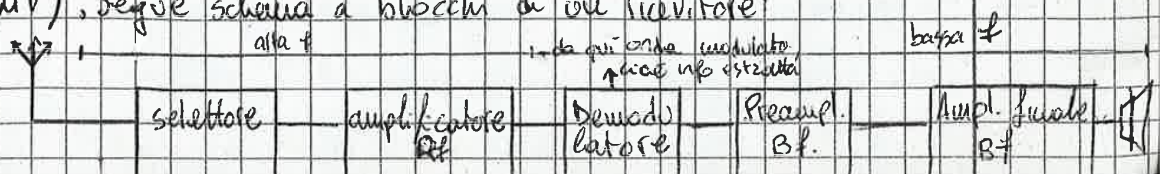
- oscillatore che genera onde portante → sufficientemente stabile sulla data f .
- stadi di amplificazione sufficientemente potenti per erogare la potenza finale richiesta, ma senza portare ad eccessive deformazioni (armoniche a livello troppo elevato → perdita potenza + interferenze)
- Potenze di uscita trasmettitori su am. vanno da 10 a 100 W.

Il ricevitore opera sul segnale all'inverso del trasmettitore: seleziona la frequenza portante dall'antenna, amplifica il segnale ed estrae il segnale dall'onda modulata, cioè la demodula.

Caratteristiche dei ricevitori

- stabilità → rimanere sintonizzato su una freq. prestabilita
- sensibilità → ricevere segnali molto deboli. Quindi indica il valore del minimo segnale presente in ingresso, capace di generare un messaggio utile

(μV), segue schema a blocchi di un ricevitore:



Adesso BITE è sovrastato da ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring System), che avvisa automaticamente di malfunzionamenti e raccoglie dati in continuo. Di solito è abbinato ad un CDC (centralized maintenance computer) per il fault data storage. (23)

- + VHF LOS → range $3 \cdot 10^3$ Km
 - VHF BLOS → range $3 \cdot 10^3$ Km
- ricorda: VHF 30-300 MHz

$$LOS [nm] \approx 1,1 \sqrt{h(ft)}$$

Non si è considerata l'altezza delle stazioni (slm), la posizione dell'aereo, la potenza di trasmissione e ricezione.

• ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System)

gli aerei civili sono equipaggiati con 3 radio VHF:

3 usate per ATC comms + 1 per l'ACARS

L'ACARS è un sistema digitale data link che, come dice il nome stesso, permette lo scambio di info con gli operatori a terra senza l'intervento umano.

Una funzione importante è la continua fornitura di dati a terra (real-time) sulle performance dell'aereo. Ciò aiuta a identificare e pianificare la manutenzione.

Le comms dell'ACARS sono dirette verso una serie di stazioni di terra dette ARINC (Aeronautical Radio Inc), che mandano l'info da una all'altra in modo automatico. [ARINC = ACARS ground network]

Il vantaggio è che riduce HF e VHF comms vocali.

Messaggi tipici dell'ACARS usati per info comuni sono:

- carico pax
- fuel data
- departure and arrival reports
- engine performance data

Questa info può essere richiesta dalla compagnia e recuperata dall'aereo ad intervalli periodici o su richiesta. Prima dell'avvento dell'ACARS questo era tutto carico di lavoro in più per i piloti, perché trasmesso a voce VHF.

I componenti dell'ACARS includono la management unit, che va d'accordo con la ricezione e trasmissione dei messaggi tramite trasmettente radio in VHF.

Si apre ora una breve parentesi sui canali e il loro distanziamento (VHF), per poi continuare con la descrizione dei modi (24)

Come già detto nelle passate lezioni, lo spazio tra un canale e l'altro, a causa del traffico sempre crescente, si è dovuto restringere, passando da [banda da 118 MHz a 134 MHz] 25 KHz a 8,33 KHz.

Si capisce quindi che i ricevitori devono essere progettati per avere un alto grado di reiezione dei canali adiacenti, pena interferenza (alta selettività).

Il protocollo di accesso ai canali è noto come CSMA (Carrier Sense Multiple Access). Consiste nell'ascolto di attività sul canale e la trasmissione sul canale quando è libero. Il modo 0 usa un rateo di dati di 2400 Kbps su air/ground link, usando un segnale di spaziamiento del canale singolo a 25 KHz.

② VDL mode A

È simile al modo 0, eccetto che per i pacchetti di dati UL e DL dell'ACARS che sono trasferiti tra la radio VHF e la ACARS manag. unit attraverso una coppia di trasmettitori/ricevitori di 100 Kbps con interfaccia digitale ARINC 429 (rispetto all'interfaccia del modo 0).

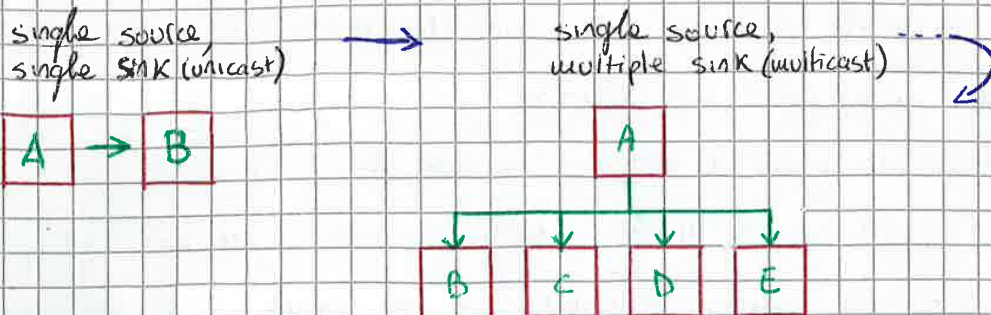
Il dato digitale è usato dalla radio VHF per modulare la portante RF usando la stessa DSB AM MSK (schema di modulazione) usato dal modo 0. La radio VHF controlla quando inviare il segnale come il modo 0, con lo stesso protocollo CSMA ad un rateo di 2400 bps.

③ VDL mode 2.

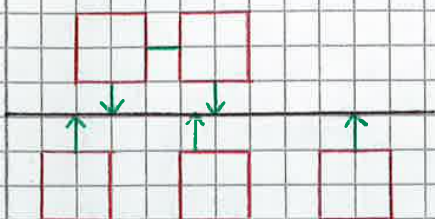
Basato su migliorati set di protocolli di trasferimento di dati, e quindi un incremento nella capacità dei dati. Il futuro del VDL è che si troverà in ATN (Aeronautical telecommunications network), il quale permetterà la consegna di messaggi e dati tra air e ground computer systems in maniera più efficiente e senza interruzione (usato da compagnie ed ATC). Avrà infatti un rateo di trasferimento dati pari a 31500 Kbps air-ground su spaziamiento di singolo canale a 25 KHz, usando un sistema di modulazione

• ARINC 429 (Aeronautical Radio Incorporated) (25)

Prima di "parlarsi" del bus ARINC, ecco uno scheme per comprendere l'evoluzione dei protocolli data bus:



multiple source, multiple sink (linear topology).



I bus di dati più usati in campo civile e militare sono:

- ARINC 429 (civile) → 1° usato specificatamente su civili → 100 Kbit/s → unidir.
- MIL-STD-1553B (militare) → 1 Mbit/s → bidir.
- ARINC 629 → b777 → + capiente → bidir.
- Stanag 3910 (militare) → 20 Mbit/s

L'ARINC 429 è stato introdotto a metà anni '80, è un bus a topologia lineare, multiple sink e a risorsa singola.

• HF communications

HF → 3-30 MHz → banda utilizzata effettiva 2,000 - 29,999 MHz con 1kHz di spaziamento.

il vantaggio dell'HF è che uso la bios grazie alla riflessione dagli strati ionizzati nell'atmosfera più alta. A causa delle variazioni in altezza e intensità degli strati ionizzati (dipende dall'ora del giorno, stagione, e anno stesso) devono essere usate ≠ frequenze in ≠ periodi del giorno e notte e per ≠ percorsi.

Vi sono variazioni nelle stagioni, specie tra inverno ed estate.

Come risultato l'HF è meno prevedibile rispetto al VHF in propagazione.

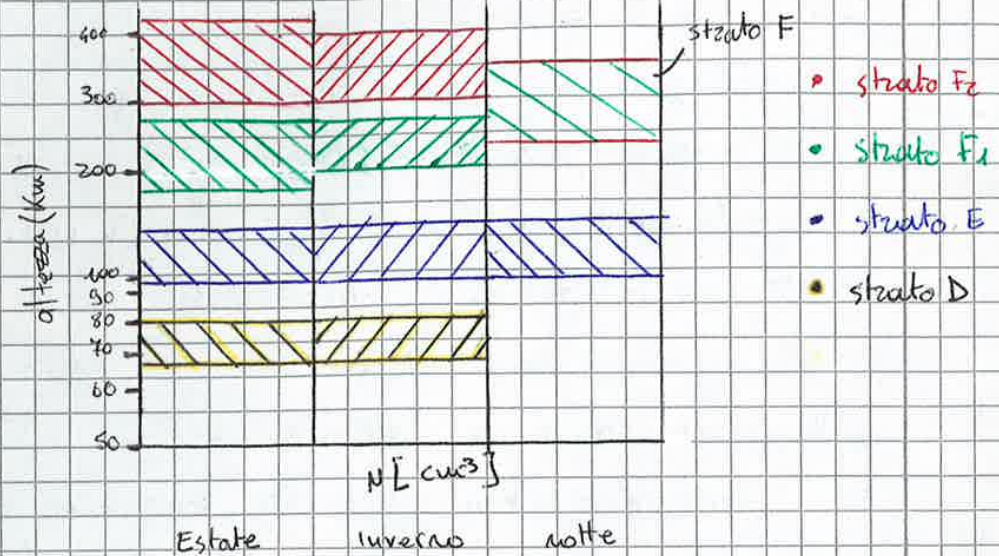
Quindi:

(26)

LUF → ~4-6 MHz giorno
 ~2 MHz notte

HUF → 30 MHz intensa attività solare
 ~16-20 MHz giorno
 ~8-10 MHz notte

Ora, per dare un'idea degli strati e delle loro variazioni segue un grafico:



- L'HF quindi risulta utile per comunicazioni BLOS tra aereo e stazione, Range tipici vanno da 500 a 2500 Km.

Nei moderni aerei → 2 HF sets, con tendenza all'uso di HF Data Link.

Si è inoltre raggiunta la copertura globale grazie a stazioni di terra DL poste in luoghi strategici (ARINC), che con molta efficienza coprono anche poli e oceani (i primi non coperti da SATCOM)

• SATCOM (satellite Communication)

- Comunicazione BLOS che sfrutta l'INMRSAT (International Maritime Satellite Organization), che è una costellazione di satelliti.

Concetto di trasferimento dell'info: aere → sat → gnd → destinazione

in caso contrario avviene la comm. ground-aircraft. Il satellite deve però essere nella LOS dell'aere. I servizi forniti sono grandi, e tutti digitali

- Bande usate:

L band (UHF) → comm. aere-sat

C band (SHE) → comm. sat-gnd

aereo = AES = aircraft earth station

sta. terra = GES = ground " "

• HFDL vs SATCOM

(2)

HFDL	SATCOM
① meno costoso	① + alti tassi di velocità DL
② unica DL che lavora ai poli	
③ meno suscettibile a interruzioni e + facile da mantenere	

Perciò dal 1998 la richiesta ha portato ad un'espansione dell'HFDL

• Flight deck audio system

- PA (passenger address) → comms pax-crew, pax-piloti
- Service interphone system → comunicazioni crew con interno ed esterno
- Cabin interphone system
- Flight interphone system → radio piloti con tutte le switch

Inoltre gli aerei commerciali di certe dimensioni vengono dotati di CVR (cockpit voice recorder) poste al fondo (coda) dell'aereo per ogni motivo.

È composto da pannello selettore, cuffie + microfono sganciabile, PTI, speakers per la cabina.

• CVR

Sono costruite per resistere a condizioni estreme. È composta da una struttura capace di reggere i requisiti dalle normative, da uno switch per i test, un jack cuffia, una status light (verde) ed un localizzatore esterno (ULB = underwater locator beacon) per facilitare il recupero subacqueo. Il jack è collegato ad un'area microfonata in cabina, che registra le conversazioni tra piloti e ciò che accade nelle stesse cabine. (di solito montata nell'overhead panel).

Oltre al CVR, per il recupero dell'aereo c'è la ELT (emergency locator transmitter), che emette segnali in banda VHF e UHF.

Le registrazioni coprono gli ultimi 30 minuti. Registra fin tanto che l'altimetro è acceso e fino a 5 minuti dopo lo spegnimento dei motori.

Lezione 9 Aviation technologies: fundamentals of aircraft infomatic technologies (HW & SW) (28)

Fatti

- Brevi cenni storici in schema sul progresso tecnologico
 - WWII → radar (airborne)
 - 1950's - 1960's → transistori + Engine analogue control
 - 1960's - 1970's → digital aircraft systems
 - 1960's → ATIS Vigilante (1st aircraft using digital techniques)
 - end 1970's - early 1980's → digital tech + used in control of aircraft systems and mission related systems
 - ↳ digital buses: ARINC 429, 629 and MIL-STD-1553B
 - 1980's → FADEC (Full-Authority Digital Engine Control)
 - A320 family, A330, A350, B787 → Digital primary flight control with mech. back-up.
 - A380 → flight controls without mech. back-up. (instead it has electrically signalled bty)
 - Today → technology embedded in control of all aircraft systems (almost)
 - Con gli anni sempre + transistor per chip ed esponenziale incremento di velocità di commutazione del dispositivo.

• Avionics HARDWARE

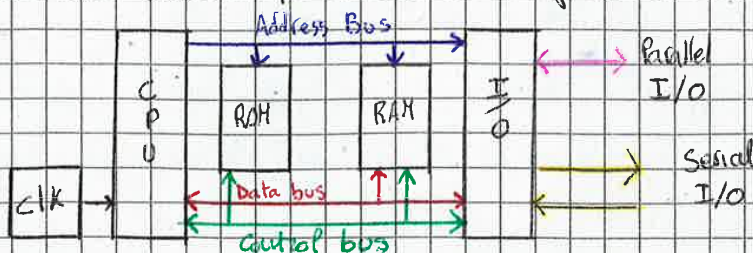
- Oggi si usano sistemi computer basati su microprocessori (fasti dati in poco tempo)

- Componenti base di un computer system:

- CPU (central processing unit)
- RAM (read/write) + ROM (read only) memory
- means of providing input - output (I/O) [keypad = I; display = O]

In un sistema a microprocessore le funzioni della CPU sono fruite da un VLSI (very large scale integrated), che è l'equivalente di migliaia di transistor. Per le funzioni RAM/ROM vengono anche usati semiconduttori.

- Segue uno schema per ricordare le funzioni dei bus.



→ ROM (Reading Only Memory)

I dati possono solo essere letti, e non anche scritti.

È utile per i sistemi operanti con storage a lungo termine e semi-permanenti e per interpreti di linguaggio ad alto livello.

Se voglio cambiare programma, cambio ROM

Ci sono di comuni (più comuni) tipi di ROM:

- Mask programmed ROM

Costosa e adatta per alti volumi di produzione.

Prevede l'uso di una maschera che programmi collegamenti all'interno del chip ROM. Tali collegamenti stabiliscono un modello fisso di bit nelle righe/colonne della matrice di memoria.

- One time programmable electrically programmable ROM (OTP EPROM)

Meno costoso del precedente, e in produzione di media/piccole scale.

Le celle di memoria sono costituite da legami nichelcromo o polisilicio fuso tra righe e colonne. Questi collegamenti possono essere, tramite applicazione di adeguato impulso di corrente, circuiti aperti o bruciati.

- Erasable PROM (UV EPROM)

Può essere riprogrammata (i precedenti no).

Sono fabbricate con una finestra che permette alle luce di cadere sulla matrice di celle di memoria del semiconduttore.

La memoria può essere cancellata tramite esposizione a raggi UV molto intensi per diversi minuti.

- Electrically erasable PROM (EEPROM)

Può essere letta e scritta, ma non va bene sui computer, perché la scrittura è lentissima rispetto alle RAM. È abbastanza costosa.

Esempio di sistema: AIDS (Aircraft Integrated Data System)

Raccoglie e registra dati operativi per analisi di performance e manutenzione dell'aereo. I dati sono acquisiti dal DFDAU (Digital Flight Data Acquisition Unit) e preservati dal QAR (Quick Access Recorder) [registra i dati su nastro magnetico].

dei fattori di sicurezza, la SAP viaggia in // con il System Development (SD) process. I test indipendenti servono per validare che i risultati siano validi, e di solito riguardano anche ingressi fuori parametro e situazioni anomale, come recupero da power failure ad es.

- la tracciabilità del software (garantisce risultato positivo con i requisiti e che i codici finali, modulo per modulo, siano quelli voluti e aggiornati) è una parte chiave del DO-178B criterio.

- Avionic software Upgrade → distinguiamo FLS da DFLD
è importante distinguere modifiche e upgrade del codice eseguibile e i dati usati dai programmi:

- FLS (Field loadable software) → exe caricabile sul comp. system che è sull'aereo → lo fanno i meccanici o tecnici. (es. EEC, FOC, IFE)

- DFLD (Database Field loadable Data) → dati inseriti nel target hardware database [scrivo o sovrascrivo nuovi dati da un file dati in dotazione] (es. FMC, TAWS computers)

- I metodi di software upgrades (di distribuzione) possono essere:

- Media distribution → file messi su siti tramite floppy, PCMCIA card, CD-ROM, OBAM (on board replace module).

- Electronic transfer → uso un pc e lo collego per aggiornare

- Electronic distribution → FLS o DFLD messi sul sito senza ausili intermedi come nel caso media distribution.

- Tipo B: approach charts, anche quelle de richiesta zoom, scroll, pan 31
 Permette di vedere terminal proc., charts di arpt di partenza e arrivo (gestita la scelta dal FMS), o altre charts preselezionate, o una en-route chart.
- Tipo C: MFD (Multi function display) [solo per classe 3]
 - 1) Svolge performance App. (to, lg perf.), preloaded data (arpt characteristics, aircraft data e airline policy info) pilot entered data (runw conditions, environmental cond, specific aircraft config., NOTAM, MEL, config data list, ...)
 - 2) Svolge Surveillance App. (cockpit doors) attraverso connessione Ethernet.
 - 3) Svolge Taxi Positional Awareness: arpt maps con accurato dettaglio della posizione di taxiing
- FOVE = flight Operations Versatile environment → formata da tutti i moduli serve a integrare i moduli delle prestazioni e le info tecniche delle ops. di volo, nonché scambiare up tra applicazioni, le info di FOVE possono essere scambiate con Apps esterne.

On board tools (FOVE)

- Airline info
- Weight & Balance
- Takeoff
- MEL
- FCOM
- In flight
- Landing

On ground tools

- W&B Admin interface
- Takeoff " "
- Mel management
- FCOM " "

- ATIS (Air traffic situation quit) - CPDLC Datalink displays
 Controller-pilot data link comm. (CPDLC) → comm tra ATC e piloti con datalink. uso via schermo in cui l'ATC mi manda clearances, info, richieste varie, con fraseologia standard. Il pilota può rispondere usando tasti laterali, richiedere info, clearances, emergency, ...

Avionic Systems: Surveillance and identification (on board & ground system)

Lezione 11

(32)

Viola

- individuazione velivoli → sorveglianza dello spazio aereo }
radar di terra + radar imbarcati (primario)
PSR
- riconoscimento del velivolo + acquisizione dati → identificazione }
(SSR) secondario { stazioni radar di terra +
 { apparati radio aereo (Transponder, IFF, TCAS)

IFF = Interrogation Friend or Foe (fa interrogazione su richiesta)

Sia per primario che per secondario ho modulazione ad impulsi.

- ATM = air traffic management
- ATC
- FIS (flight info. service) + ADS (Advisory service)
- ALRS (Alerting Service)

• Ripasso → gli spazi aerei

$h > 19500 \text{ ft} \rightarrow \text{UIR} = \text{upper info region}$

$h < 19500 \text{ ft} \rightarrow \text{FIR} = \text{flight info region} \rightarrow \text{Roma, Brindisi, Milano + Padova}$

suddivisione FIR:

AWY = airway → responsabilità ACC = area control center

TMA = Terminal Maneuver Area → per uscire da AWY e muoversi da/verso l'arpt
 responsabilità APP

ATZ = Aerodrome Traffic Zone → responsabilità TWR

(su big arpt → ATZ < CTR < TMA, gestita da APP; CTR = control region)

Le funzioni svolte da ATC usano principalmente radar

- Il sistema di sorveglianza ed identificazione è fornito dalle stazioni di terra. Ogni stazione comprende 2 radar sullo stesso supporto:
 - un radar primario (PSR)
 - Un radar secondario (SSR)

- Il radar primario a bordo dell'aereo viene usato per indirizzare alta energia su un obiettivo, sia esso un altro aereo, il terreno o gocce d'acqua in una nuvola.
- Il radar primario dell'ATC invece riflette l'energia per ottenere un'informazione di distanza e orientazione dell'aereo in questione.
- Svantaggi PSR:
 - ① energia mandata (trasmissa) \gg energia riflessa (in ritorno);
 - ② piccoli targets, o targets con poca superficie riflettente possono ulteriormente ridurre l'energia di ritorno;
 - ③ oggetti naturali o non schermano i segnali radar.
- Modi operativi SSR e transponder su aerei civili:
 - modo A: codice ICAO
 - modo C: codice ICAO + quota di volo
 - modo S: codice ICAO + posizione + quota + velocità del velivolo
in quest'ultimo, il modo di interrogazione è \neq dagli altri

Come si è capito dai grafici, le frequenze di interrogazione e risposta sono sempre le stesse:

- interrogazione 1030 MHz
- risposta 1090 MHz

L'apparecchio di bordo che esegue la risposta in base al modo è il Transponder (ATC Transponder).

Per il SSR dell'ATC, tutto ciò (onde) che ritorna senza risposta (alberi, case...) viene escluso dallo schermo, poiché non di interesse. Gli aerei sono identificati con un codice a 4 cifre, in gergo detto codice squawk, che varia in base 8 (numeri da 0 a 7). Nel campo militare è detto codice IFF (identification friend or foe).

- Codice di interrogazione di \neq tipi \rightarrow modi
 Sono composti da P_1, P_2, P_3 della durata di $0,8 \pm 0,5 \mu s$ ciascuno e spazati
 Il Δt tra gli impulsi P_1, P_2 definisce il modo, come detto prima $t_{P_2} = 2 \mu s + t_{P_1}$.

- Codice di risposta \rightarrow numero decifrabile con il modo di interrogazione che lo ha generato. Tale codice è così costituito:

tempo di impulsi \rightarrow agli estremi e impulsi di framing F_1 ed F_2

tempo $t_{tot} = 20,3 \mu s \rightarrow$ diviso in 14 intervalli di $1,45 \mu s \rightarrow$ 13 possibili posizioni di impulso

12 impulsi sono possibile info perché impulso X sempre vuoto \leftarrow

in base a presenza o assenza di questi 12 posso avere $2^{12} = 4096$ codici di risposta.

SPI = Special position Identification \rightarrow impulso di riconoscimento che può seguire (a 3 intervalli di distanza dal secondo impulso F_2) la risposta.

\rightarrow Riassumendo, il traffico aereo può essere controllato da stazioni di terra con:

- radar (PSR, SSR)
- comms air-gnd, gnd-air
- trasmissione dati air-gnd con transponder, radio HF, VHF, D2 system (VDL e HF), SATCOM system

- In ambito militare \rightarrow sorveglianza con EWR (Early warning radar) [raggio limitato]
 identificazione con IFF interrogator (equivalente di SSR)

- Il modo S del SSR ha portato a 2 sistemi correlati:

- TCAS \rightarrow D2 system funge anche se altri sistemi (anche ATIS) non vanno
- ADS-B (Automatic Dependent Surveillance - Broadcast) \rightarrow tecnologia emergente per l'Air Traffic Management che rimpiazzerà SSR.

- Il TCAS fornisce su schermo al pilota la quota relativa del traffico, il livello di pericolo, e vocalmente le manovre di anti-collisione (RA = resolution advisory) se l'aeromobile in questione è a distanza $< 5 nm$. È un back-up system.

Lezione 12 Vehicle Management System: flight warning system and automatic diagnostic system

(35)

Floriti Flight Warning System

Serve per alertare i piloti di una situazione anomala richiedente provvedimento.

Viene identificata la natura e il luogo della failure.

• I warning possono essere:

- vocali → clacson, campanelli, messaggi vocali (e.g. sink rate)
- visivi → cautions con luci o testi

In aerei grandi, tale sistema è computerizzato.

• Classificazione warning visivi e cautions visivi:

- Master warning → immediata attenzione e azione del pilota → rosso (e.g. Fire Warn)
- Master cautions → urgente attenzione e azione del pilota → ambra (variazione)
- Advisories → attenzione non urgente del pilota → blu o bianco

• I messaggi di warning vocali o i suoni includono:

- fire bell
- Mach/airspeed overspeed
- TO config warning
- stall warning
- cabin altitude warning
- TAWS (Terrain Avoidance Warning system)
- landing gear config. warning.
- TCAS

Certi warning possono essere silenziati anche se sussiste ancora la condizione.

Un sistema di warning locali ha una priorità logica basata su lvl di allerta così che (vedi GPWS) alcuni messaggi vadano in ordine (nell'approach quando ci sono i livelli di chiamata di altitudine, ti chiama 2500 ft, 2000 ft, ..., e non i livelli in modo disordinato).

In TAWS inoltre c'è priorità: ① wind shear, ② Pull up (sink rate), ③ Pull up (terrain closure).

• Stall warning system protection

Si usa un sensore a forma di palette allineato con il flusso d'aria principale per identificare l'angolo di attacco (AoA). Questo ruota un'asta nell'alloggiamento interno. La palette è connessa ad un synchro che fornisce output elettrico proporzionale all'AoA. Questo sensore contiene uno scaldatore

- Questo segnale non si attiva con carrello esteso perché ci si potrebbe confondere con il GPWS. Il sistema è richiesto per turbojet e turbo prop con TOW > 5700 kg e +9 pax. (36)

- TAWS = GPWS + FLTA (FLTA = forward looking terrain awareness)

il sistema comprende sensori, funzioni computazionali e warning outputs.

dati sensori → valutazione computer → rischio/non rischio

Sullo schermo MFD/ND (nav display) si hanno 4 colori a seconda di come il terreno sia posizionato rispetto all'aereo:

- rosso → terreno sopra l'aereo
- giallo → dipende dalle fase di volo
- verde (area) → zona sicura

il TAWS lavora su long, lat, alt, tempo.

Confronta la posizione con i database interni del terreno e ostacoli per determinare conflitti eventuali.

- modi

① excessive descent rate → sink rate (+ ripido)
pull up (- ripido)

② excessive terrain closure rate → terrain, terrain + pull up (terreno frontalmente basso e aereo con assetto "d=0" (ellato))

③ negative climb rate o alt loss after to or go around → don't sink

④ flight into terrain when not lnd config → too low terrain
too low gear (V < 190 kts)

⑤ excessive downward deviation from an ILS glide slope → glide slope.

⑥ Altitude callouts and Bank Angle Call out

⑦ windshear → windshear (ricorda i Microburst)

il sistema ha 4 modi :

37

- ① Normal Mode : uno schermo mostra lo stato dei sistemi in check list e l'altro contiene una serie di immagini.
- ② Advisory mode : lo schermo cambia switch quando lo stato di un sistema cambia (es. accensione APU → schermo su APU system)
- ③ Failure mode : prevale sugli altri mode quando c'è un'eccedenza in uno dei parametri dei sistemi
- ④ Manual mode : se non ci sono warning, si può selezionare un sistema dei 12 in base alle necessità

L'ECAM memorizza le failure e quindi sono visionabili a fine volo dai manutentori

• ECAS (Engine Indicating and crew alerting system)

L'ECAS differisce dall'ECAM (anche se gli schermi sono sempre gli stessi) per:

- ① ECAM → dati forniti continuamente in forme di checklist o schematiche
ECAS → dati non necessariamente sempre mostrati.
- ② ECAM → mostra azioni correttive sulle failures.
ECAS → no
- ③ ECAM → errori si presentano, e poi scompaiono quando risolti
ECAS → il pilota deve interpretare dalle sole lettere degli strumenti.

- modi

- operational mode → usato durante il volo → schermo ↑ → primary engines info
" ↓ → blank
- status mode → in preparazione dell'aereo al volo → mostra stato systems.
schermo ↓ → comandi di volo e posizione
- Maintenance mode → diagnosi di fault e registra le condizioni di motori e sistemi. Disponibile solo a terra. È dato un pannello di controllo a parte per mostrare i dati.

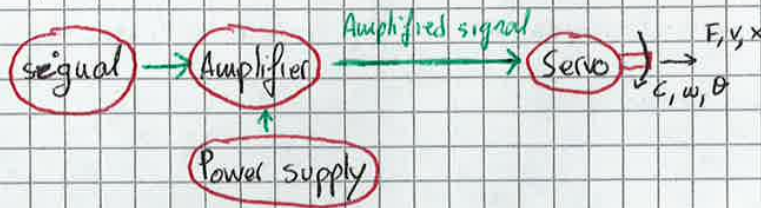
Avionics technologies: Servomechanism

(38)

Lezione 13

Foriti

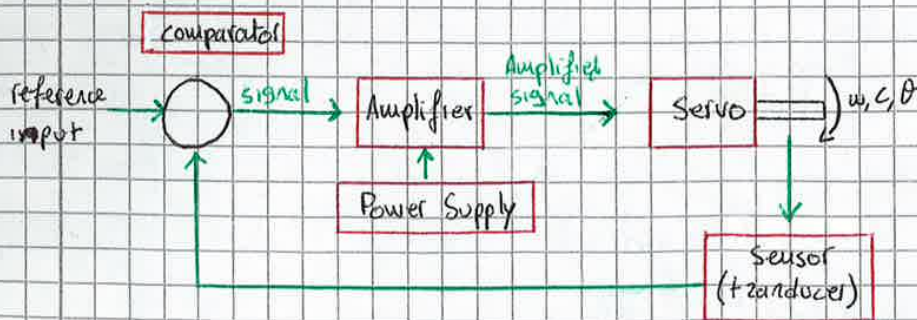
- **Definizione:** strumento usato per muovere un oggetto, a distanza e con alto livello di precisione, anche detto servo.
 È controllato da un segnale a bassa potenza, ma grazie ad un amplificatore genera alta forza meccanica.
 Essenzialmente i servo convertono un segnale elettrico in forza meccanica o di torsione. (es. attuazione sup. controllo, auto-Hzottle, ...)
- **Control classification:** open loop
 Non è praticamente mai usato in aviazione perché non c'è il controllo per verificare l'effettiva movimentazione/attuazione del servo (feedback)



Il segnale di output meccanico, usando lo stesso segnale di controllo, può essere funzione del carico.

Digital control system → controller converte input digitale in analogico per il comando di controllo. Ogni step è una data quantità di rotazione, ed è possibile comandare un numero preciso. Se la forza da applicare è eccessiva, non viene eseguito il comando (e io non lo so!)

- **Control classification:** closed loop.



- Finché rimango entro il limite di progetto del carico, gli X^1/s rimangono (si attuano).
 Oltre, avrò la possibilità di capire che il servo non ha agito, e quindi che il comando non è stato eseguito (feedback)

- I servo possono essere designati a tracciare i seguenti parametri: (39)
- posizione (lineare o angolare) (es. valvole attuatori, sup. controllo)
tipo di trasduttore: potenziometro, synchro, ...
 - velocità (di solito angolare) (es. sistemi di tracciamento, antenne a scansione unid.)
tipo di trasduttore: tachimetro
 - accelerazione (es. missili, sistemi attivi di antivibrazione)
tipo di trasduttore: accelerometro

posizione

- Position control servo type 0
 - AC servo driven by signal amplitude and phase
 - DC servo " " amplitude and polarity
- Fasi

- ① Starting condition: comando di controllo e servo sono in posizione neutrale. Il segnale di errore $\bar{e} = 0V$. Servo bloccato
- ② Segnale di comando: cambia la posizione del potenziometro per generare $V = 10V$
- ③ Il servo svolge il comando: quando il servo si muove, genera un feed back che cambia il valore del potenziometro. Quando si genera sul potenziometro un segnale di voltaggio $V = -10V$, l'errore $\bar{e} = 0V$ e il servo si ferma.

velocità

- Per i servo del controllo di velocità, vale lo stesso di quelli di posizione, con 2 differenze: tipo di trasduttore (deve misurare velocità e non posizione), segnale di errore (anche in posizione iniziale, deve avere segnale di errore per fare girare il servo ad una data velocità).

- Fasi

- ① starting condition: potenziometro da $0V$, servo fermo e tachimetro da $0V$. Errore $= 0$.
- ② Avvio servo: A posizione, brucia tensione, servo fermo. Errore $\neq 0$. Servo si muove.
- ③ sistema in equilibrio: aumenta velocità e quindi tensione trasduttore. Il sistema sarà in equilibrio quando la tensione generata sarà tale che quello di errore \bar{e} è sufficiente a muovere il servo con velocità costante.

posizione + velocità

- Servo composto da doppio closed loop. 2 trasduttori: 1 posizione + 1 velocità. Segnale di errore di posizione è nullo se il servo è nella posizione comandata.

- Per i servo si usano i seguenti motori (40)
 - a collettore in DC
 - asincroni trifase a qabbie
 - sincromi a Magneti Permanenti
 - a riluttanza variabile e passo-passo.

Segue una trattazione sui TRASDUTTORI (già accennati all'inizio)

- Riepilogo:

converte grandezza meccanica in segnale elettrico.

Usati per fornire un comando e il feedback.

- Si usano in campo aerospaziale 2 tipi di trasduttori rotativi:

• Resolver → abbastanza economici (avvolgimenti a 90°)

• Synchro → costosi da fare (avvolgimenti a 120°)

① Resolver

- misura angoli di rotazione. Costituito da rotore + statore (1r+2s).

L'avvolgimento rotorico viene alimentato da un segnale di riferimento (100 Hz)

La tensione indotta è proporzionale per 1 statore a $\cos\theta$, per l'altro a $\sin\theta$.

- Precisione da $5/60^\circ$ a $0,5/60^\circ$. → + precisione: doppio trasduttore

- Usati per closed loop, ma anche per rilevare posizione di alcuni elementi dell'aereo

- Possono essere: elettrici in AC/DC

② Synchro

- DC (anche detti Selsyn o Desyn)

costituito da trasmettitore + ricevitore (comando e feedback rispettivamente)

trasm: resistenza circolare alimentata da 2 contatti centrali

ricev: indicatore di angolo. Fondamentalmente un motore elettrico.

Vantaggi: economico + semplice ; Svantaggi: usura

- AC (detti AC torque Synchro)

tz. e ric. costituiti da 1 rotore a singolo avvolgimento e 1 statore con

3 avvolgimenti disposti a 120° . Avvolgimenti statore a tz. e ric. collegati in serie.

Vantaggi: no spazzole, solo contatti striscianti (usura ridotta)

Svantaggi: + complessità e costi

Avionic technologies: electrostatic devices

(41)

Lezione 14

ESD = electrostatic sensitive device

Fioriti

- Sono componenti elettronici e altre parti che sono esposte a danneggiamento per carica elettrica fortuita.

- Problema molto rilevante per LSI (Large Scale Integration), VLSI devices, MOS (metal oxide semiconductor) transistor, e circuiti integrati in genere.

- L'origine della carica elettrostatica deriva da $2 \neq$, scarichi e non conduttivi materiali che sono strosciati l'uno contro l'altro.

La frizione porta al trasferimento di carica da un materiale all'altro e innalza il potenziale elettrico che esiste tra loro.

nota: aria + umida \rightarrow - carica elettrostatica
 aria - umida \rightarrow + carica elettrostatica

• scala tribo elettrica

identifica e classifica i materiali in base a come creano elettrostaticità quando strosciati con altri materiali.

per esempio:

tendenza a cedere elettroni e diventare + : Aria (+ alta), Carta (+ bassa)

" ad attrazione elettroni " - : Legno (- isolante), Teflon (+ isolante)

• Static sensitive devices

- CMOS, MOSFET (NMOS PMOS VLSI circuits)

- Microwave transistor and diodes

- some optoelectronic and display devices

I circuiti integrati sono meno sensibili se collegati alla scheda a causa dei conductive path presenti in quest'ultima.

• In flight static discharging

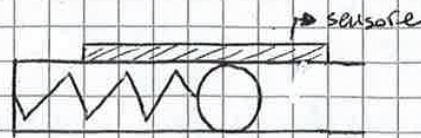
La scarica in volo avviene tramite scaricatori statici, garantendo buone comm. radio senza interferenze. Il loro scopo infatti è:

scaricare carica elettrostatica accumulata in volo; fornire miglior

intelligibilità di HF e VHF systems. Sono presenti su: ali, impennaggi, pilone motore.

Lezione 15 Aviation technologies: inertial systems for flight control and navigation.

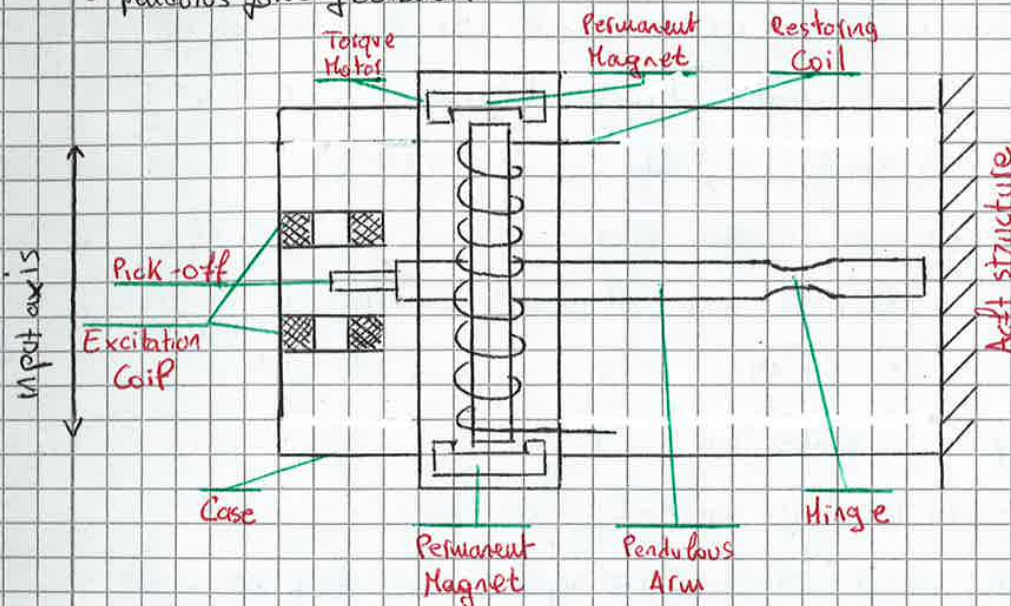
- Fioriti** • L'accelerometro è un dispositivo che misura l'accelerazione su un asse definito, integrando ottengo velocità e posizione dell'aereo lungo l'asse. Un accelerometro semplificato è costituito da una sfera, una molla e un sensore di posizione



$$F_x = m a_x = k X$$

$$a_x = (k/m) X$$

- pendulous force feedback



Come funziona

Quando viene applicata accelerazione lungo l'asse di input;

- ① il braccio del pendolo si curva
- ② la pick-off muove da posizione nulla e questo movimento è individuato da una bobina di eccitazione
- ③ la bobina di ripristino è fornita da corrente elettrica per creare un campo magnetico che porta indietro la pick-off in posizione neutrale
- ④ La corrente è proporzionale alla quantità di accelerazione.

Tipica accuratezza: da 50mg a 10 μg.

Quindi in presenza di una velocità angolare ω , è ottenuto uno sfasamento dai 2 fessii, proporzionale ad ω . (43)

- Fiber Optic Gyro (FOG): il triangolo di vetro è rimpiazzato da fibra ottica
- INS (Inertial navigation System)

Nell'uso di tale sistema:

- spesso l'origine degli assi di riferimento inerziali \equiv punto in cui la missione comincia.
- L'orientazione degli assi è arbitraria. Tuttavia è comodo quando gli assi corrispondono al Nord magnetico, al parallelo geografico e alla direzione dell'accelerazione di gravità.

La posizione di orientamento della piattaforma inerziale può essere mantenuta con:

- 1 gyro orizzontale (yaw torque motor)
- 1 gyro verticale (pitch + roll torque motors)

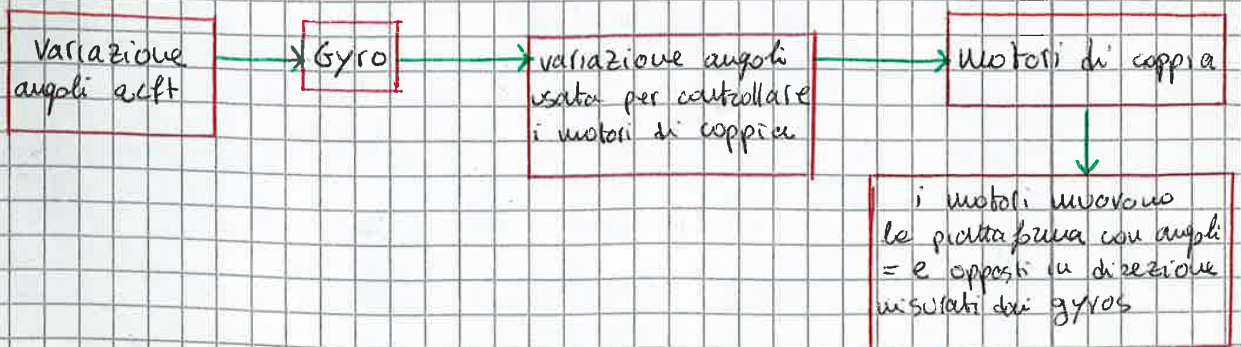
In questo modo misuro la posizione partendo dalle accel. degli accelerometri.

Si hanno 2 possibili configurazioni dell'INS:

- 1+2 = 3 sospensioni cardaniche = 10 cuscinetti + 3 motori di coppia
- 6 cuscinetti per 3 rate gyros + 3 misuratori di coppia + 3 motori di coppia

Il principio generale di funzionamento dell'INS è di individuare una piattaforma con riferimenti de riferimento fissi nonostante il movimento dell'aereo. Ciò è possibile grazie alle caratteristiche dei gyros.

Breve schema di funzionamento:



Lezione 16

Avionic Systems: aircraft navigation system

(66)

Viola

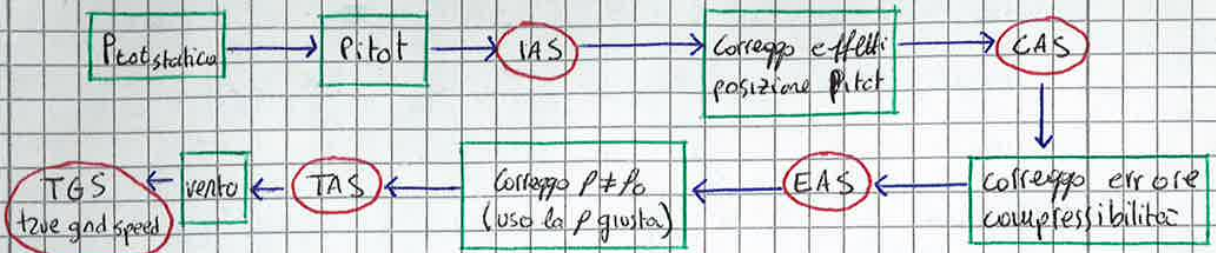
- Navigazione = capacità di muoversi in un determinato ambiente conoscendo in ogni istante la propria posizione rispetto al punto di partenza e arrivo. Il velivolo è considerato come un punto in movimento su asse bidimensionale.
- Nav distinta in 4 modi:
 - per fasi: Decollo, Nav di zotta, Atterraggio
 - per apparati: sistemi polari (VOR/DME), sistemi satellitari (GPS) [Nav assistita] a vista, bussola giroscopica-magnetica, sistemi inerziali [INS], sistemi doppler [Nav. autonoma]
 - per procedure operative: Nav standard, Nav per area
- Navigazione standard e per area
 - Nav standard
 - Si seguono rotte basate su riferimenti fissi (waypoint) a terra, di posizione nota
 - + Si naviga solo su radioassistenza
 - Percorso non ottimale
 - Alta densità di traffico
 - Nav per area
 - basata su combinazione di input da sensori di navigazione per la definizione della posizione, non necessariamente localizzata con aiuti della navigazione di terra
 - + ottimizza il percorso
 - tracciamento e follow della rotta affidati ad un computer (FMS)
- Lateral and vertical navigation
 - LNAV → area navigation
 - VNAV → ottimizza performance per ridurre costi operativi del velivolo. Poiché le condizioni di volo (intese come ad es. peso aereo, alt, atmosfera [T, p, ρ, ...]) variano in continuo, si è sempre più andati sull'automazione del sistema. → FMS che combina L + VNAV.
- Questo è composto da 2 sistemi principali = FMC e MCPD (pc di bordo da programmare)

di far navigare la crew con una navigazione stimata. (45)

[Come già detto nella lezione 15, i pickoff danno info su angolo di imbardata e un altro degli angoli di rollio/beccheggio.
 Questa/e info sono visualizzate sull' HSI,]

Questo tipo di nav consiste nello stimare la posizione estropolando da una nota e quindi tenendo nota di direzione, velocità e tempo trascorso.

- Scrivo ora uno schema, già affrettato ad IMV, sulle velocità:



- Radio nav aid

Nota la posizione rispetto al polo e del polo, trovo le coordinate terrestri dell'avello. Sapendo altimenti la posizione del radio faro (distanza e direzione), calcolo la posizione dell'avi come:

- Navigazione ρ, θ → individuo posizione su sistema a coord. polari centrato sulla stazione (ρ = distanza dalla stazione, θ = azimuth)
- Navigazione ρ, ρ → posizione determinata essendo nota la ρ_i rispetto a 3 stazioni.
- Navigazione θ, θ

- ADF (Automatic Direction Finder)

In passato → viravo con l'aereo, con l'antenna fissa.

ora → uso motore elettrico per ruotare la loop antenna.

Ruotare l'antenna per determinare la lettura nulla dalla stazione radio è

un notevole vantaggio. La lettura nulla si verifica quando il piano del loop è esattamente a 90° rispetto alla direzione di arrivo del segnale.

Il segnale di forza ricevuto è quindi una funzione della posizione angolare della loop antenna tra heading e bearing dell'aereo rispetto alla stazione. Il grafico loop angle - forza di segnale è una sinusoidale.

Gli arsei moderni sono equipaggiati con 2 ADF indipendenti (left e right) (46)

L'accuratezza del sistema ADF è $\pm 5/10^\circ$

Non può essere usato per navigazione di precisione a causa dei limiti delle prestazioni intrinseche, ma sono usati come sistemi di back-up per altri sistemi.

Le onde radio dell'ADF sono propagate come onde di terra e/o onde MF ed LF nel cielo.

• VOR (VHF Omnidirectional Range)

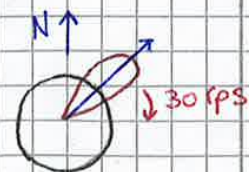
- Sistema di navigazione a corto-medio raggio operante tra 108-117,95 MHz.
- Sulle chart il VOR (gnd) è mostrato in lat/long, frequenza, codice identificativo.
- Il sistema ha la capacità di trasmettere specifiche info di posizione, delle radiali. Il pilota seleziona qualsiasi radiale da un dato VOR e viaggia to/from lo stesso.
- Poiché il sistema lavora in LOS, ci sarà una distanza massima di ricezione dipendente dalla potenza di trasmissione e sensibilità del ricevitore.

Si è definita una standard service volume che limita la fascia di altitudine:

Classification	Alt (ft)	Range (nm)
Territorial	1000-12000	25
Low Alt	1000-18000	40
High Alt	18000-45000	130

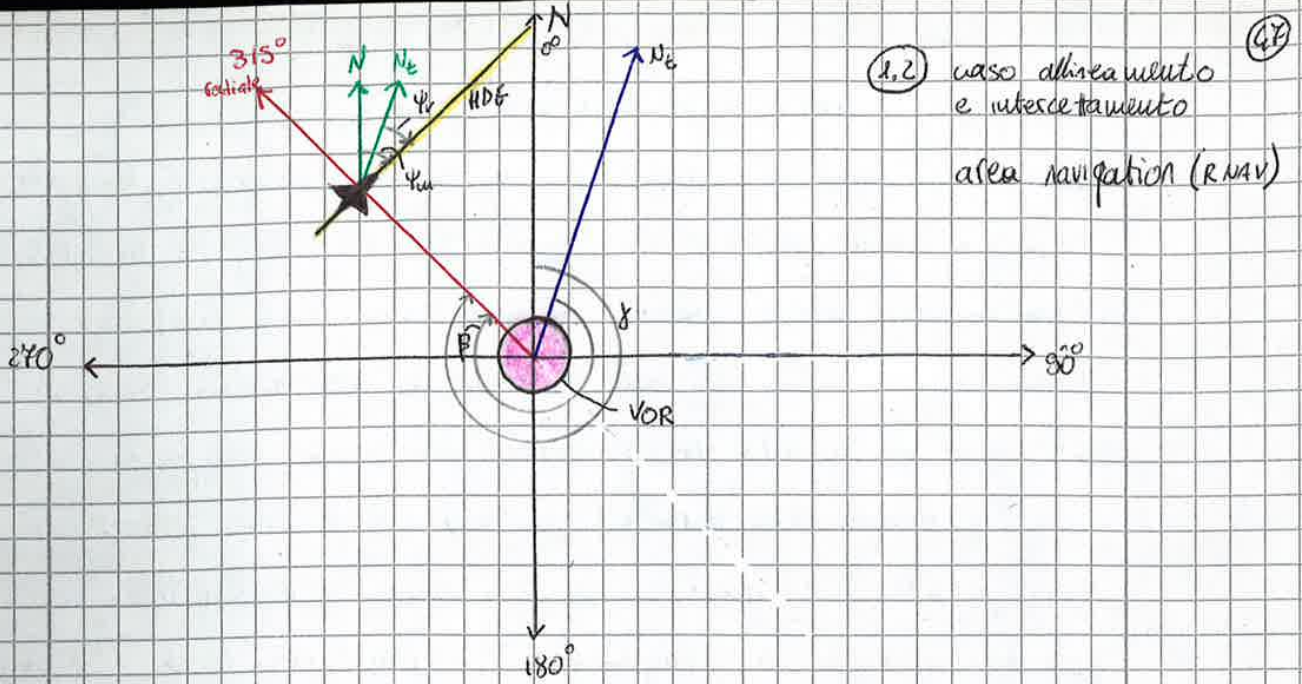
- La stazione irradia 2 segnali:

- 1 omnidirezionale (reference signal)
- 1 directional signal → 30 rps (revolutions per second)



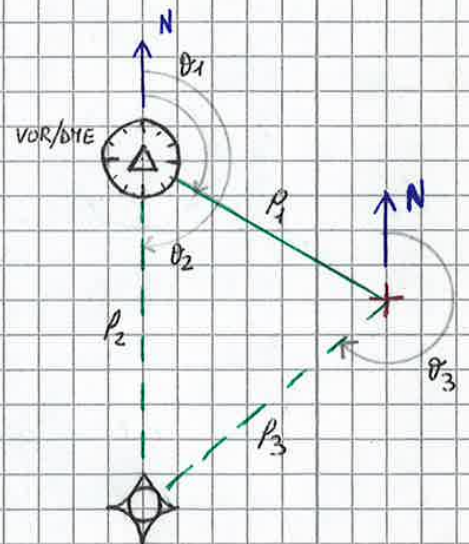
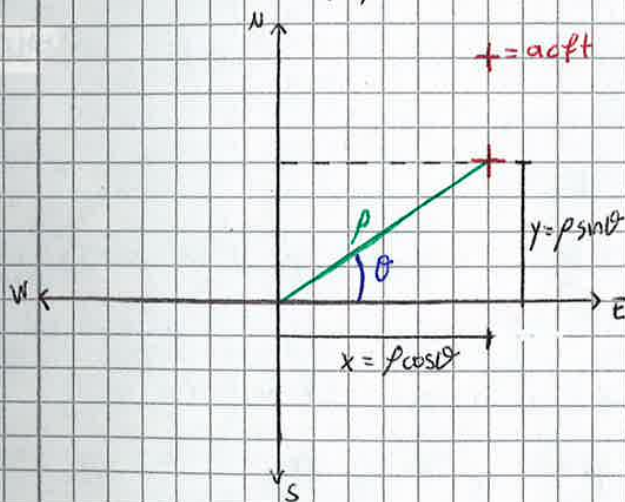
Il directional è settato per essere in fase con il reference quando l'acft è a Nord (magnetico) della stazione, i 2 segnali si sfasano con la rotazione la posizione tra qualsiasi angolo e il Nord magnetico è determinata dal ricevitore a bordo acft, come la differenza reference-directional.

Tale differenza (sfasamento) è risolta dal ricevitore e mostrata alla crew come una certa radiale della stazione VOR.



② RNAV definition of a WPT (destination) using a co-located VOR-DME nav. aid.

nota: θ = bearing, ρ = distanza



1 - A/cft position $\rightarrow \rho_1 \theta_1$

2 - WPT defined by $\rho_2 \theta_2$

3 - RNAV route defined by $\rho_3 \theta_3$

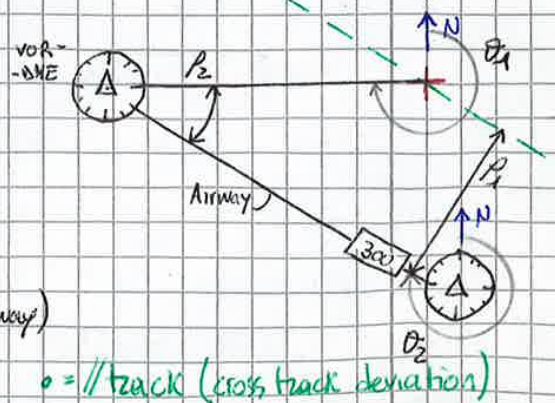
③ Cross track deviation

A/cft right of Airway

$\theta_1 = 240^\circ$
 $\theta_2 = 300^\circ$
 $\rho_2 = 50 \text{ nm}$ } reference data for ρ_1

$$\rho_1 = \rho_2 \sin(\theta_2 - \theta_1) = 50 \sin 60^\circ = 43,3 \text{ nm (right of Airway)}$$

Se aereo da sx \rightarrow troviamo $\rho < 0$.



(48)

- { Picco pulse 50W - 2KW
- { Picco beacon 1KW - 20KW

- Numero di acft simultanei: ~100 max range: ~200nm
- L'interrogator riconosce i propri impulsi calcolando gli intervalli di pulse repetition, e rifiuta gli altri (pair of pulses scelto dall'acft)
- Gli aerei commerciali hanno 2 DME systems indipendenti.

L'accuratezza è ~0,5 nm od il 3% della distanza.
Sono localizzate (le antenne) nel ventre dell'aereo (tx ed rx).

Gli interrogatori svolgono funzione di tx, rx e calcolatore della distanza.

- Ricapitolando per l'accuratezza della misurazione si deve verificare:
 - DME slant angle
 - DME transponder elevation
 - acft altitude

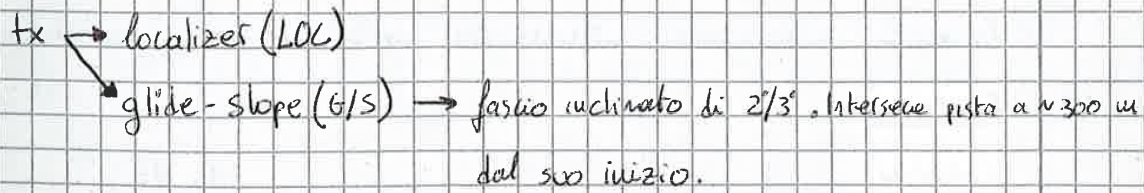
Formula di calcolo: $R_H = \sqrt{(R_S)^2 - (A - E)^2}$

A = altitude
E = DME elevation above MSL
R_S = slant range
R_H = horizontal range

- modi interrogatore
 - stand-by • search • scan • memory • self-test

• ILS

Composto da tx di terra ed rx di bordo:



La retta intersecante i 2 piani costituisce il glidepath (sentiero di discesa)

Portante modulata in ampiezza da 2 segnali: 90 Hz e 150 Hz

Per LOC → lobo 150 Hz + intenso alla dx dell'asse pista e 90 Hz + intenso a sx.

Idem per G/S, in corrispondenza asse pista i 2 segnali hanno = intensità.

- Riferendosi al LOC, sul prolungamento asse pista, è la combinazione proporzionale di modulazioni di entrambi i segnali a bordo dell'acft. Entrambi i lati della caterline producano una differenza nella proporzionalità di modulazione per il segnale a 90 Hz e 150 Hz.