



Corso Luigi Einaudi, 55/B - Torino

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 584

DATA: 17/07/2013

APPUNTI

STUDENTE: Rinaldi

MATERIA: Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

Prof. Chiesa

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.

ATA (i)2200 Codes

00	Introduction	
01	Operations Information	
05	Periodic Inspections	
	00	General
	10	Time Limits
	20	Scheduled Maintenance Checks
	30	[As Required]
	40	[As Required]
	50	Unscheduled Maintenance Checks
06	Dimensions & Areas	
07	Lifting & Shoring	
	00	General
	10	Jacking
	20	Shoring
08	Leveling & Weighing	
	00	General
	10	Weighing & Balancing
	20	Leveling
09	Towing & Taxiing	
	00	General
	10	Towing
	20	Taxiing
10	Parking, Mooring, Storage & Return To Service	
	00	General
	10	Parking / Storage
	20	Mooring
	30	Return To Service
11	Placards & Markings	
	00	General
	10	Exterior Colour Schemes & Markings
	20	Exterior Placards & Markings
	30	Interior Placards
12	Servicing Routine Maintenance	
	00	General
	10	Replenishing
	20	Scheduled Servicing
	30	Unscheduled Servicing
18	Vibration & Noise Analysis (Helicopter Only)	
	00	General
	10	Vibration Analysis
	20	Noise Analysis
GROUP DEFINITION - AIRFRAME SYSTEMS		
20	Standard Practices - Airframe	
21	Air Conditioning	
	00	General

	80	Insulation
	97	Wiring Discrepancies
26	Fire Protection	
	00	General
	10	Detection
	20	Extinguishing
	30	Explosion Suppression
	97	Wiring Discrepancies
27	Flight Controls	
	00	General
	10	Aileron & Tab
	20	Rudder & Tab
	30	Elevator & Tab
	40	Horizontal Stabilizer / Stabilator
	50	Flaps
	60	Spoiler, Drag Devices & Variable Aerodynamic Fairings
	70	Gust Lock & Damper
	80	Lift Augmenting
	97	Wiring Discrepancies
28	Fuel	
	00	General
	10	Storage
	20	Distribution - Drain Valves
	30	Dump
	40	Indicating
29	Hydraulic Power	
	00	General
	10	Main
	20	Auxiliary
	30	Indicating
	97	Wiring Discrepancies
30	Ice & Rain Protection	
	00	General
	10	Airfoil
	20	Air Intakes
	30	Pitot & Static
	40	Windows, Windshields, & Doors
	50	Antennas & Radomes
	60	Propellers / Rotors
	70	Water Lines
	80	Detection
	97	Wiring Discrepancies
31	Indicating / Recording Systems	
	00	General
	10	Instrument & Control Panels
	20	Independent Instruments
	30	Recorders

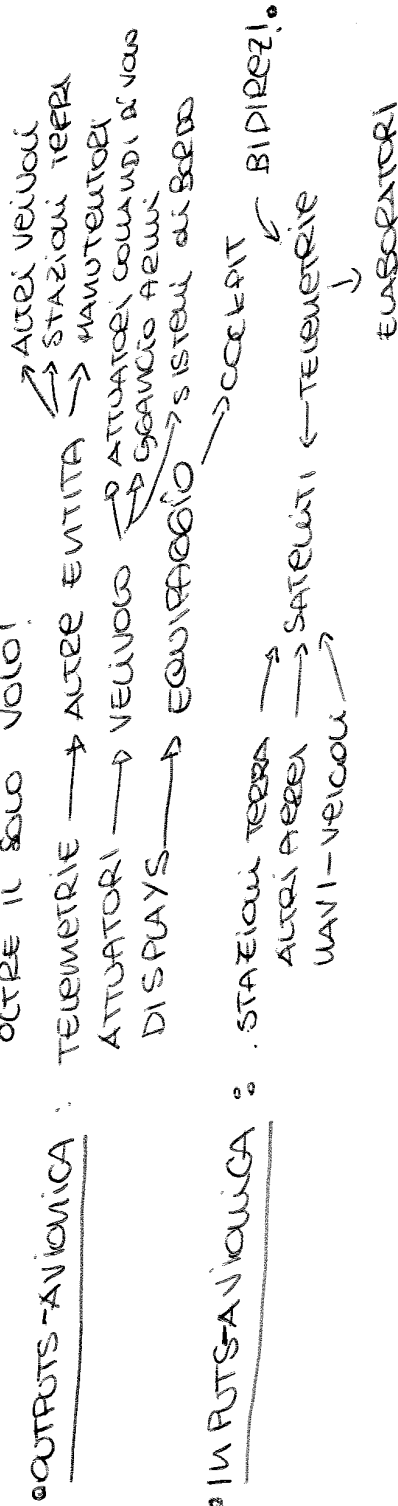
	97	Wiring Discrepancies
38	Water / Waste	
	00	General
	10	Potable
	20	Wash
	30	Waste Disposal
	40	Air Supply
39	Electrical Electronic Panels & Multipurpose Compts - UNASSIGNED 2006	
	00	General
	10	Instrument & Control Panels
	20	Electrical & Electronic Equipment Racks
	30	Electrical & Electronic Junction Boxes
	40	Multipurpose Electronic Components
	50	Integrated Circuits
	60	Printed Circuit Card Assemblies
41	Water Ballast	
	00	General
	10	Storage
	20	Dump
	30	Indication
42	Integrated Modular Avionics	
	00	General
	20	Core System
	30	Network Components
44	Cabin Systems	
	00	General
	10	Cabin Core System
	20	Inflight Entertainment System
	30	External Communication System
	40	Cabin Mass Memory System
	50	Cabin Monitoring System
	60	Miscellaneous Cabin System
	97	Wiring Discrepancies
45	Central Maintenance System (CMS)	
	00	General
	05	CMS / Aircraft General
	19	CMS / Aircraft General
	20	CMS / Airframe Systems
	44	CMS / Airframe Systems
	45	Central Maintenance System
	50	CMS / Structures
	59	CMS / Structures
	60	CMS / Propellers
	69	CMS / Propellers
	70	CMS / Power Plant
	89	CMS / Power Plant
	97	Wiring Discrepancies

	20	Emergency Exit
	30	Cargo
	40	Service
	50	Fixed Interior
	60	Entrance Stairs
	70	Monitoring & Operation
	80	Landing Gear
53	Fuselage	
	00	General (10 through 90 Fuselage Sections)
	10	Main Frame
	20	Auxiliary Structure
	30	Plates-Skin
	40	Attach Fittings
	50	Aerodynamic Fairings
	60	[As Required]
	70	[As Required]
	80	[As Required]
	90	[As Required]
54	Nacelles / Pylons	
	00	General
	10	Nacelle
	20	Nacelle
	30	Nacelle
	40	Nacelle
	50	Pylon
	60	Pylon
	70	Pylon
	80	Pylon
55	Stabilizers	
	00	General
	10	Horizontal Stabilizer / Stabilator Or Canard
	20	Elevator
	30	Vertical Stabilizer
	40	Rudder
56	Windows	
	00	General
	10	Flight Compartment
	20	Passenger Compartment
	30	Door
	40	Inspection & Observation
57	Wings	
	00	General
	10	Center Wing
	20	Outer Wing
	30	Wing Tip
	40	Leading Edge & Leading Edge Devices
	50	Trailing Edge & Trailing Edge Devices

	30	Servo-Control System
	97	Wiring Discrepancies
GROUP DEFINITION - POWER PLANT		
70	Standard Practices Engine	
71	Power Plant General	
	00	General
	10	Cowling
	20	Mounts
	30	Fireseals
	40	Attach Fittings
	50	Electrical Harness
	60	Air Intakes
	70	Engine Drains
72	Engine Turbine/Turboprop, Ducted Fan/Unducted Fan	
	00	General
	10	(Turboprop &/Or Front Mounted Driven Propulsor)
	20	Air Inlet Section
	30	Compressor Section
	40	Combustion Section
	50	Turbine Section
	60	Accessory Drives
	70	By-Pass Section
	80	Propulsor Section (Rear Mounted)
73	Engine Fuel & Control	
	00	General
	10	Distribution
	20	Controlling
	30	Indicating
	97	Wiring Discrepancies
74	Ignition	
	00	General
	10	Electrical Power Supply
	20	Distribution
	30	Switching
	97	Wiring Discrepancies
75	Air	
	00	General
	10	Engine Anti-Icing
	20	Cooling
	30	Compressor Control
	40	Indicating
76	Engine Controls	
	00	General
	10	Power Control
	20	Emergency Shutdown
	97	Wiring Discrepancies
77	Engine Indicating	

LEZIONE 1 - GENERALITÀ SISTEMI AVIONICI E TECNOLOGIE OPTICO-PICCHE (PDR)

- Avionica base: ACQUISIRE INFO - ELABORARLE - FORNIRLE (Milit)
- Avionica missili: IDEU MIO COM ATTENZIONE A MISSIONE CHE VA OLTRE IL SOLO VOLO!



IL SISTEMA AVIONICO :

- Gestire e coordinare i segnali provenienti da tutti i sistemi a bordo
- ACQUISIZIONE - ELABORAZIONE UTILIZZO

- IL CUI EQUIP. DI BORDO USO STANDBY UGUALE CHE' NON ACCETTO DIMINUIZIONE NELLE PRESTAZIONI! L'INFORMAZIONE NON E' SUDDIVISIBILE!
- MEGA TRASMISSIONE IN LINEA MAI SUPERO 500 ÷ 600 km a 10000 m quota "Jedo" fino a 400 km!



A.A. 2012-2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 1 (04-03-2013)

Prof. Ing. Sergio CHIESA sergio.chiesa@polito.it
Ing. Fabrizio STESINA fabrizio.stesina@polito.it
Ing. Giovanni Di Meo giovanni.dimeo@polito.it
Ing. Marco FIORITI marco.fioriti@polito.it

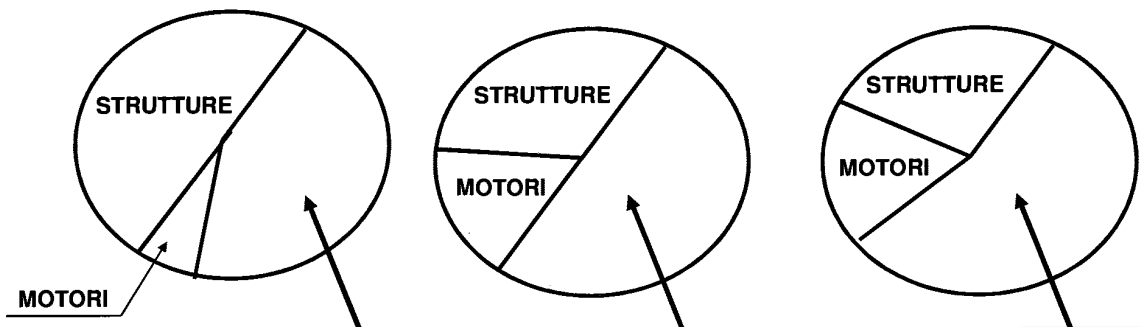
$\approx \frac{1}{2} \text{STRUTTURE} + \frac{1}{2} (\text{Eq.} + \text{MOTORI})$

CAUSE di PROBLEMI e di MANUTENZIONE

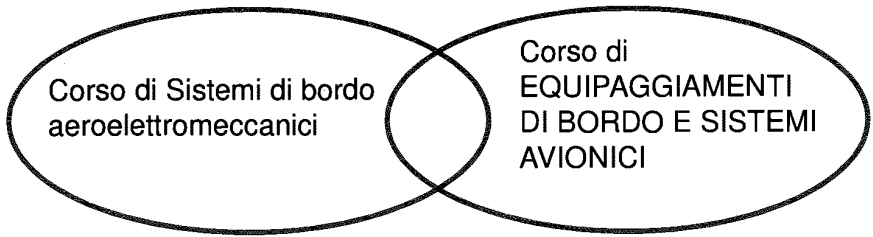
PESO di un AEROPLANO

COSTO di un AEROPLANO

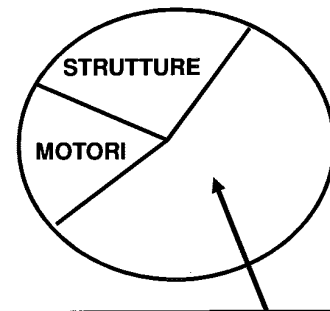
ENTITA' della MANUTENZIONE di un AEROPLANO



EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO



ENTITA' della
MANUTENZIONE di
un AEROPLANO



Ricordiamo:

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO

Questo Corso fa parte del percorso EASA part 66

5

MODALITA' DI ESAME:

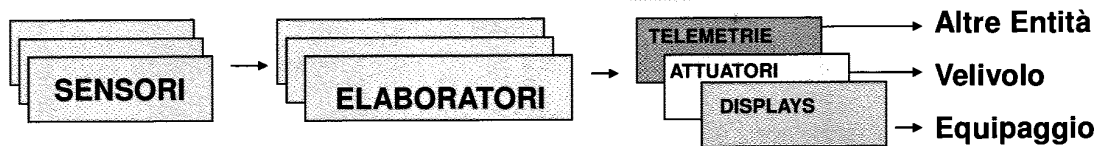
ESAME SCRITTO con:

- **DOMANDE A RISPOSTA** ← LEZIONI
MULTIPLA
(come richiesto per Certificazione EASA)
- **ESERCIZI** (anche numerici) ← ESERCITAZIONI

6

FUNZIONI SVOLTE DALLA AVIONICA:

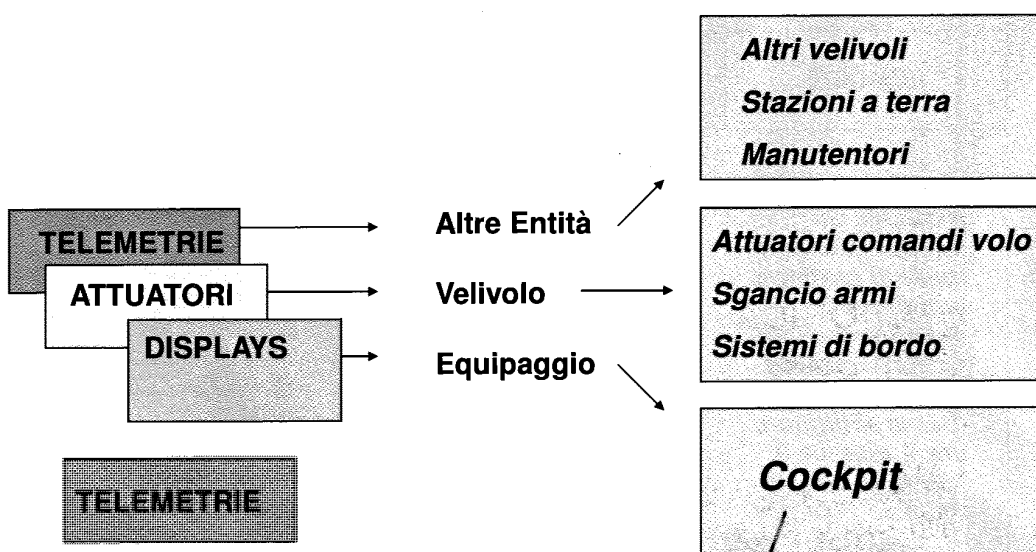
- Acquisire informazioni sul velivolo, il suo stato, l' "environment", altre entità
- Elaborare informazioni
- Fornire a Equipaggio, → Displays
alla macchina, → Attuatori
a altre entità → Telemetrie



Sergio CHIESA

9

Outputs della Avionica

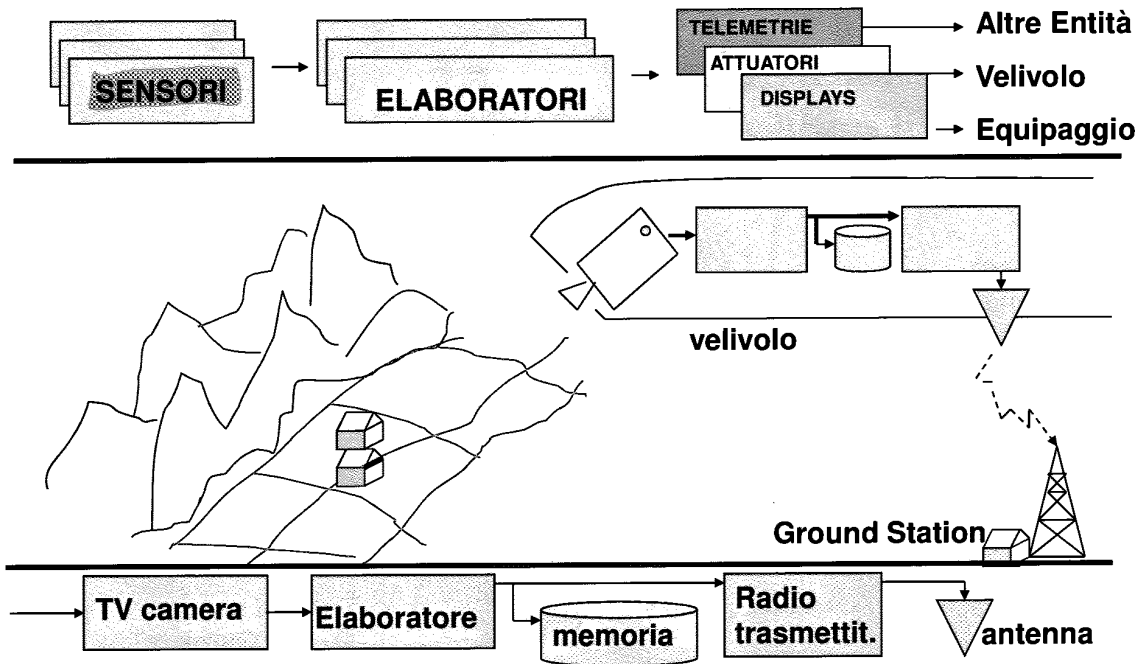


Sergio CHIESA

AREA DI CONTROLLO DEL VELOVOLO!

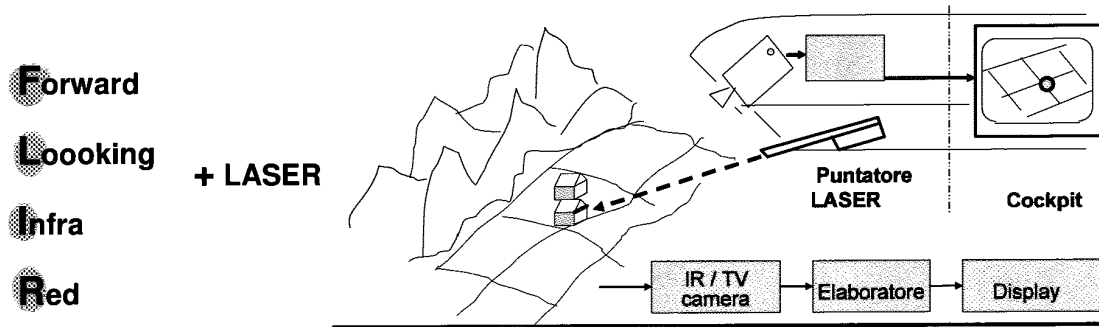
10

ESEMPLIFICAZIONE: le tecnologie OPTRONICHE

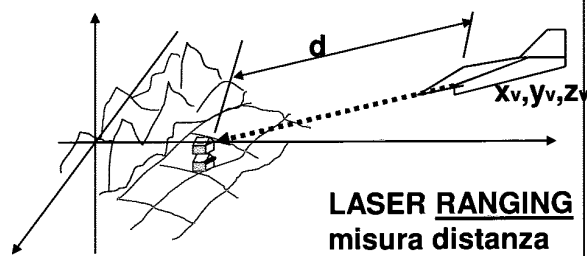


Sergio CHIESA

13

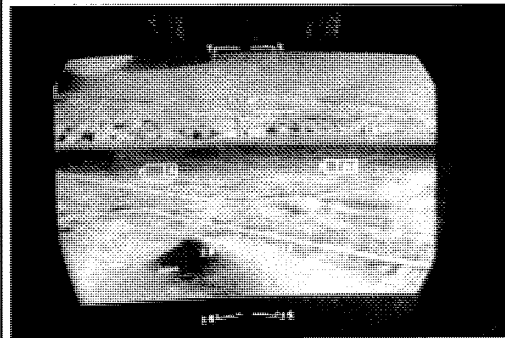


Per fare il Fix di un PUNTO (trovarne x,y,z)



$$(x,y,z) = f(x_v, y_v, z_v, \varphi, \theta, \psi, d)$$

Per fare una NAVIGAZIONE "PSEUDO A VISTA"



Sergio CHIESA

14

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

09-03-2013

ROF. CHIESA SERGIO

Per progettore e forze manutenzione di avionica bisogna capire che funzioni svolgono e la loro importanza a livello economico e di sicurezza del velivolo.

Queste apparecchiature prodotte in un numero ridotto di esemplari che devono ammortizzare i costi di progettazione, questo fa sì che ci sia un BRUTALE AUMENTO DI COSTI PER BASSO RATEO PRODUTTIVO. Il costo aumenta anche perché ci sono milioni di controlli da fare.

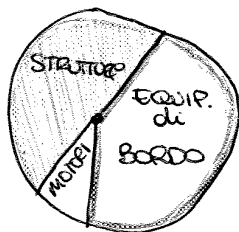
In questo corso non è fondamentale la potenza ma le segnali cioè le trasmettere informazioni

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO

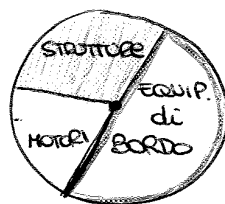
Nel peso di un aereo la struttura in genere è molto leggera cioè che pesa $\approx 50\%$ sono EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO.

Gli equipaggiamenti al chilo costano di più delle strutture e sono cause di buona parte dei guasti.

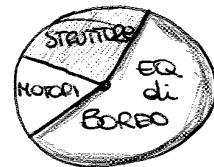
PESSO di un AEROPLANO



COSTO di un AEROPLANO



ENTITA' della MANUTENZIONE di un AEROPLANO



Posso avere STANDBY UGUALE o DIVERSO AL SISTEMA da SOSTITUIRE. In genere lo standby diverso è un sistema di potenza. (Per esempio se si rompe il generatore uso una batteria accettando una riduzione di prestazione). In genere va bene che lo STANDBY sia qualcosa di più scarso e più leggero. Nella gestione di segnale non posso fare lo stesso! L'informazione non è divisibile un radar o vede o non vede, \rightarrow STANDBY UGUALE!

• ESEMPLIFICAZIONE: LE TECNOLOGIE OPTRONICHE

La telecamera è un dispositivo molto simile all'occhio umano.

OPTRONICO = TELECAMERA ⇒ Non sono costosi

Se voglio vedere con alta risoluzione a grande distanza devo usare delle lenti che sono molto costose! ⇒ Il prezzo sale!

La telecamera può registrare in memoria o trasmettere a telex la informazione. (In questo caso devo avere delle antenne)

Le telecamere possono vedere anche di buio con la termografia.

• IL LASER

È un fascio di luce molto concentrato (che non si disperde come accade nelle trasmissioni radio).

Le laser mi manda un puntino molto luminoso che la telecamera a infrarossi vede molto bene ⇒ PUNTO OBIETTIVI MILITARI.

La luce del laser fa andata e ritorno "LASER RANGING" ⇒ MISURA la distanza.

A differenza del radar la telecamera a infrarossi non possono essere intercettati dal nemico!

• LANTIRN

Uno serve per navigare e l'altro per acquisire i dettagli.

• SFERA

La sfera permette di comandare una sfera che si muove di un angolo opposto all'aereo rimanendo sempre centrata.

• IR WARNING

: Sentono se arrivano dei missili e nel caso le sensore radar se non c'è segnale radar capisce che il missile è a infrarossi. Spara dei fuochi d'artificio che allontanano il missile "confondendolo" con altre sorgenti luminose. (BENGALA).

• DEFENCE COMPUTER

: permette di individuare il momento più opportuno per sparare i missili.



A.A. 2012-2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 2

STRUMENTI DI BORDO – AIR DATA SYSTEM

Prof. Ing. Sergio CHIESA sergio.chiesa@polito.it

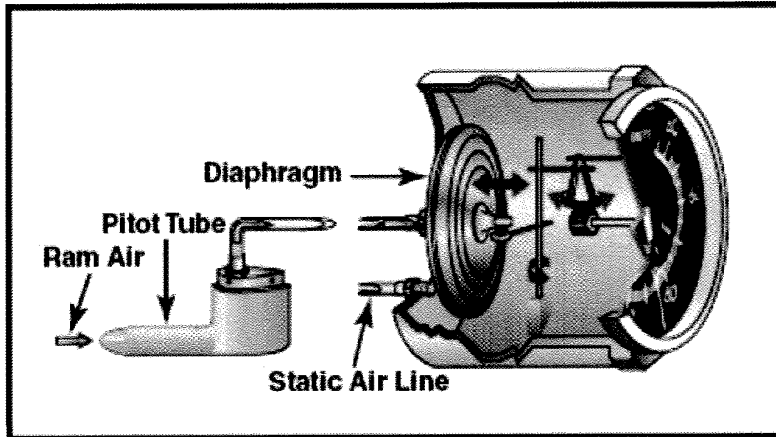
1

Strumentazione Pilota:

Una delle principali funzioni del sistema avionico è rendere disponibili al pilota tutte le necessarie informazioni sui sistemi e sul progresso del volo: la strumentazione presente nel **cockpit** assolve a questo compito, fin dagli albori del volo, non essendo affidabili le sole sensazioni del pilota (ciò comunque avveniva nei primi voli).

Per questo motivo nacquero degli strumenti ad hoc, ancor oggi utilizzati, nonostante la continua evoluzione tecnologica.

2



-La deformazione della capsula realizza analogicamente la differenza tra Pressione totale e Pressione statica; quindi la deformazione è $\sim 1/2 \rho V^2$

- Tramite il meccanismo visibile in figura la deformazione della capsula si traduce in rotazione della lancetta sull'indicatore

-Essendo il meccanismo NON LINEARE, in pratica la rotazione della lancetta è \sim alla radice quadrata della deformazione della capsula, cioè è $\sim \sqrt{1/2 \rho V^2}$ cioè $\sim \rho V$

-Per forza di cose si considera $\rho = \text{Cost} = \rho_0$, cioè il valore della densità dell'aria tipo "IS A", a quota ZERO

5

IAS → Indicated Air Speed → E' la velocità (generalmente in nodi) data dall'anemometro; essa differisce dalla reale velocità rispetto all'aria (TAS = True Air Speed) causa la $\rho \neq \rho_0$ nonché agli errori dovuti alla installazione del tubo di Pitot. Malgrado ciò la IAS è molto utile al Pilota perché l'Aereo tende a comportarsi in modo simile (ad es. l'insorgere dello stallo) a dati valori di IAS, non importando quale sia la TAS.

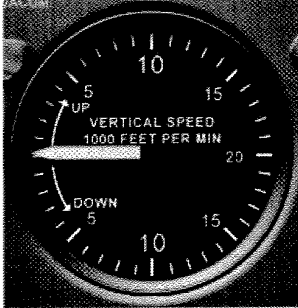
CAS → Calibrated Air Speed → E' ottenuta dalla IAS applicandole le correzioni degli errori dovuti all'installazione, generalmente, varianti con α , ρ e V .

EAS → Equivalent Air Speed → E' la CAS con la correzione degli effetti della compressibilità (non necessaria a bassa Velocità e bassa quota).

TAS → True Air Speed → E' la vera velocità rispetto all'aria, ottenuta tenendo conto di qual'è il reale valore di ρ , cioè tenendo conto della quota e dello scostamento dalle condizioni dell'Aria Tipo (ISA).

TGS → True Ground Speed → La Velocità Vera rispetto al Suolo, ovviamente importante per la navigazione, può essere ottenuta sommando alla TAS la velocità del vento. Più facilmente può essere misurata direttamente, ad es dal RADAR DOPPLER, dai Sistemi inerziali, dal GPS.

6

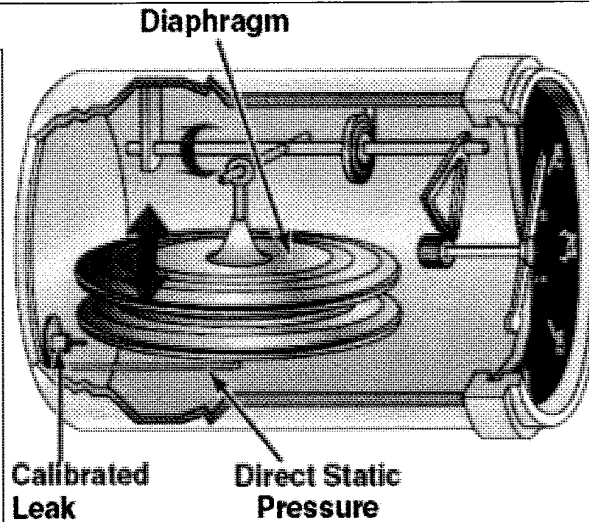


Il variometro ci indica se stiamo salendo o scendendo e con che velocità.

E' utile nelle fasi di decollo e quando dobbiamo stabilizzarci ad una certa quota.

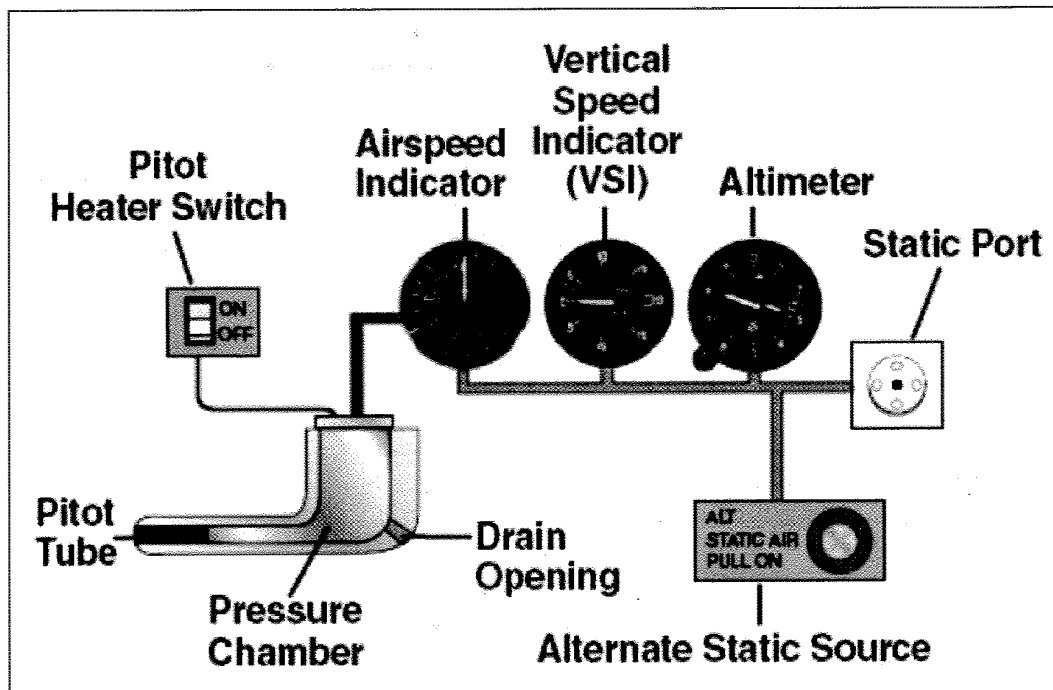
E' importante durante la fase finale di avvicinamento mantenere una velocità verticale di circa 500 ft/min e in genere è bene non superare (in discesa) tale valore.

Principio di funzionamento: all'interno della capsula vi è, direttamente, la pressione statica (indicatrice della quota; vedi Altimetro). Anche all'esterno della capsula (scatola dello Strumento) vi è collegamento con pressione statica, ma tramite un passaggio ristretto che ritarda le variazioni di pressione. In pratica all'interno della capsula vi è la quota attuale, all'esterno la quota di un Δt precedente; dalla differenza, ossia dalla intensità di variazione di quota si ottiene la Velocità Verticale

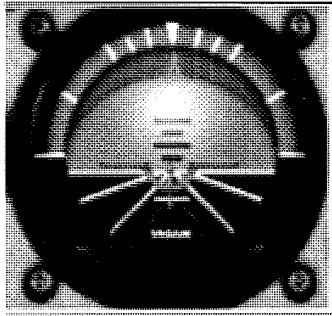


9

Un esempio di un "Sistema" integrato



10



L'**orizzonte artificiale** permette di misurare l'inclinazione del piano alare rispetto all'orizzonte (angolo di rollio) e l'inclinazione dell'asse longitudinale del velivolo sempre rispetto all'orizzontale (angolo di beccheggio). Svolge quindi per l'angolo di rollio e quello di beccheggio la funzione che abbiamo visto svolgere, per l'angolo di prua, dalla girobussola. Come quest'ultima è quindi uno strumento "giroscopico"

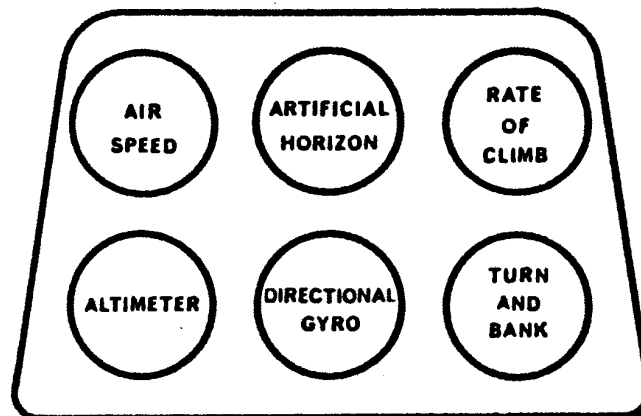
Fornendo un "orizzonte artificiale" ossia la linea di separazione tra parte azzurra (cielo) e parte scura (terra) della sfera mobile visibile in figura, può sostituire i riferimenti visivi esterni durante il volo IFR o in altre condizioni particolari quali il volo notturno, su distese desertiche o il volo in assenza di riferimenti orizzontali precisi (ad esempio se si vola in mezzo a montagne, quando si tende naturalmente ad assumere un assetto perpendicolare al pendio che si sta sorvolando piuttosto che parallelo all'orizzonte che, di fatto, non si percepisce).

Non va utilizzato durante le fasi di volo VFR. (Visual Flight Rules – Volo a Vista, ma solo nei voli IFR (Instrumental Flight Rule) in cui si prescinde da riferimenti visivi esterni.

13

Strumentazione Pilota: la T-Base

Con l'aumento del numero degli strumenti in cabina iniziò a sorgere la preoccupazione di disporli sul cruscotto in modo da renderne più agevole ed immediata la lettura al pilota. Essi furono dunque disposti in modo che quando il velivolo era in volo diritto e livellato (*straight and level flight*) gli indicatori degli strumenti direzionali formavano una linea verticale, mentre gli indicatori sensibili all'angolo di *pitch* formavano una linea orizzontale: la disposizione è quella di una T.



14

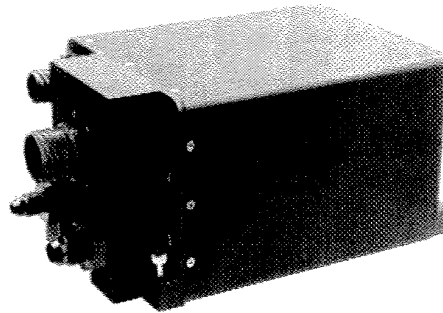
Esempio di Air Data Computer

Central Air Data Computer - ADC

Il *Central Air Data Computer* è un circuito integrato utilizzato per la gestione dei dati provenienti da tutti i sensori di pressione e temperatura. Fornisce come output la quota, la IAS, la vertical speed, il Mach ed altri parametri. Nel nostro caso abbiamo scelto un modello della Sextant Avionique

Computer

Dimensioni: 95x106x154 mm
Peso: 4,6 kg
Tensione alimentazione: 115 V
Potenza assorbita: 50W
Installazione: Centro Fusoliera



17

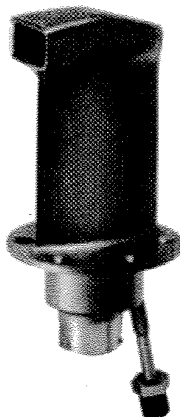
Esempi di Sensori Dati Aria

Angle of Attack System

Il sistema Alpha AOA kit comprende tutto il necessario per installare un misuratore di angolo di attacco in qualsiasi aeromobile. Questo kit include sonda, piastra di montaggio della sonda e tutti i raccordi.

AOA

Dimensioni: 57x57x119 mm
Peso: 2,8 kg
Tensione alimentazione: 115 V
Potenza assorbita: 50W
Installazione: Lato esterno fusoliera sotto cockpit



Pitot Static System / Static Air Temperature Indicator

Il pitot-static system è uno strumento sensibile alla pressione dinamica e statica usato per determinare la velocità del velivolo, il numero di Mach, la quota e il rateo di salita/discesa.

Pitot/Temp. Ind

Dimensioni: 125x60x25 mm
Peso: 2,3 kg
Tensione alimentazione: 115 V
Potenza assorbita: 10W
Installazione: Lato esterno fusoliera

18

ANEMOMETRO: Lettore di differenza di due pressioni
 Sull'asse la velocità è molto importante: sotto una V_{min} il mio aereo cade, sopra una certa velocità si può distruggere.
 Il sig. PITOT inventò il TUBO di PITOT!

All'ingresso nel tubo entra la V_{vel} che a contatto con il liquido genera la pressione dinamica.

Sulla circonferenza del tubo a 90° (su tutta la circonferenza x evitare che vada con l'incidenza)

La presa dinamica è molto grossa ($\approx 1cm$) x evitare problemi di attrito, al contrario le prese statiche dove non ci dovrebbe essere velocità sono microscopiche.

$$\text{Nodi} = \frac{\text{miglia}}{\text{ora}}$$

ARCO VERDE = zona di velocità ottima

SOTTO L'ARCO VERDE = STAI PER STALLARE

ARCO BIANCO = A QUESTE VELOCITÀ PUOI TENERE CARRELLO FUORI E FLAP ESTRATTI

ARCO GIALLO = VELOCITÀ IN CUI DEVI EVITARE MANOVRE BRUSCHE

ARCO ROSSO = IL MOTORE NON DOVREBBE ARRIVARCI MA SE TI METTI IN PICCHIATA POTRESTI ARRIVARCI
 \Rightarrow VELOCITÀ CHE NON DEVE MAI ESSERE SUPERATA!

Per misurare il Δp posso usare un MANOMETRO A MERCURIO IN COND. STATICHE IN COND. DINAMICHE USO

CAPSULA

Le pareti della capsula sono come dei soffietti \Rightarrow essa si deforma di più o di meno in base alla diff. di pressione interna e esterna. \Rightarrow la deformazione della capsula si traduce in rotazione della lancetta.

Sull'indicatore vedo $\frac{\text{la velocità}}{\text{proporzionale}}$ a $\rho_0 = \text{DENSITÀ IN ARIA ZERO}$.

Anche se la velocità non è quella reale i dati della velocità che otteniamo sono usate con buona approssimazione.

• **DATI ARIA : ADC. AIR DATA COMPUTER**

06.03.2018

Se inseriamo un computer abbiamo la possibilità di fornire molte più informazioni del pilota.

Come posso sapere la pressione vera? Devono volare due aerei con uguale velocità: Uno legge la S' che è la pressione non corretta statica, l'altro gli legge quella corretta. Faccio qta operazioni più volte a più quote e più temperature e numeri di M.

Nota la tabella correttiva posso ricavare le pressioni corrette. Per fare tutte le conversioni e i calcoli uso il computer. Ora posso collocare le pressioni corrette come se l'aereo non disturbasse il campo di moto.

P = PRESSIONE TOTALE
 S' = PRESSIONE STATICA

$P - S' = \frac{1}{2} \rho V^2$ è la pressione dinamica PRIVA di ERRORI che i due errori si annullano!

$S = P \text{ STATICA CORRETTA} = \rho R^* T \Rightarrow \text{EQ. STATO GAS PERFETTI}$

Avere S significa conoscere $\rho R^* T$ Ricordando che $V_s = c = \sqrt{\gamma R^* T}$

ANDANDO A SOSTITUIRE SCRIVO $S = \text{COSTANTE} \cdot \rho V_s^2$ $M = \frac{V}{V_s}$

Quindi $\frac{P - S'}{S} = \frac{\frac{1}{2} \rho V^2}{\text{COST.} \cdot \rho V_s^2} = \frac{1}{2 \cdot \text{COST}} \cdot M^2 \Rightarrow \text{NOTA } (P - S') \text{ e } S \text{ POSSO RICAVARE IL NUMERO DI MACH !!}$

↑
 * FORTUNA SI SEM PLIFICA
 * CHE MAI SAPREI CALCOLARLO

Ora se ho un sensore di Temperatura posso calcolarmi la V_s
 Nota il MACH POSSO CALCOLARE TRUE AIR SPEED che sarebbe la vera velocità dell'aereo se non ci fosse VENTO.

Con il computer avendo a disposizione un orologio posso calcolare la velocità verticale in modo perfetto.



A.A. 2012-2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 3 - 4

RICERCHI SULLLE ONDE ELETTROMAGNETICHE E
LORO PROPAGAZIONE; TRASMISSIONE E RICEZIONE

Ing. Fabrizio STESINA fabrizio.stesina@polito.it

1



Equipaggiamenti di Bordo e Sist Avionici

COMMUNICATIONS

II semestre, AA 2012-2013

Fabrizio Stesina

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: fabrizio.stesina@polito.it



Introduction (3)

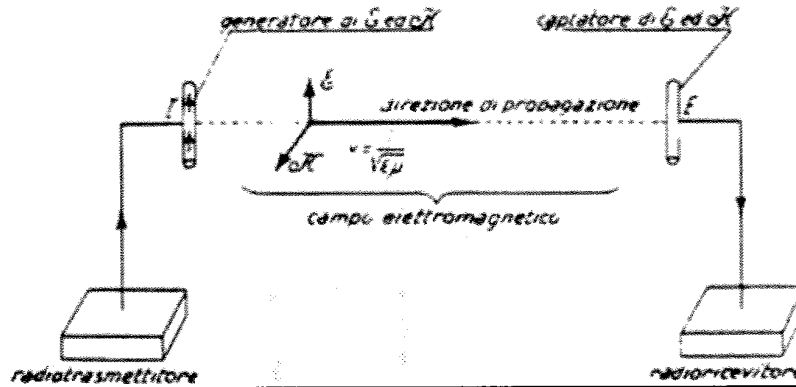
COLLEGAMENTI RADIO

Le comunicazioni fra velivolo e velivolo, fra terra e velivolo, fra velivolo e satellite avvengono tramite collegamenti radio.

In che cosa consiste un **collegamento radio**?

Effettuare un collegamento radio significa **mettere in contatto tramite un campo elettromagnetico due o più punti a una certa distanza: nel caso più semplice una stazione trasmittente e una stazione ricevente.**

Nella stazione trasmittente un **trasmettitore genera una corrente elettrica alternata che viene inviata ad un'antenna.** Una parte di questa corrente riscalda l'antenna dissipandosi in calore, una parte **viene trasformata in campo elettromagnetico che si propaga nello spazio.** Quando l'onda elettromagnetica giunge in prossimità dell'antenna ricevente, avviene un fenomeno opposto a quello visto per la stazione trasmittente: **l'onda elettromagnetica captata dall'antenna ricevente si trasforma in segnale elettrico che viene inviato al ricevitore,** completando così il collegamento radio. Naturalmente anche in questo caso un po' di energia viene dissipata in calore.

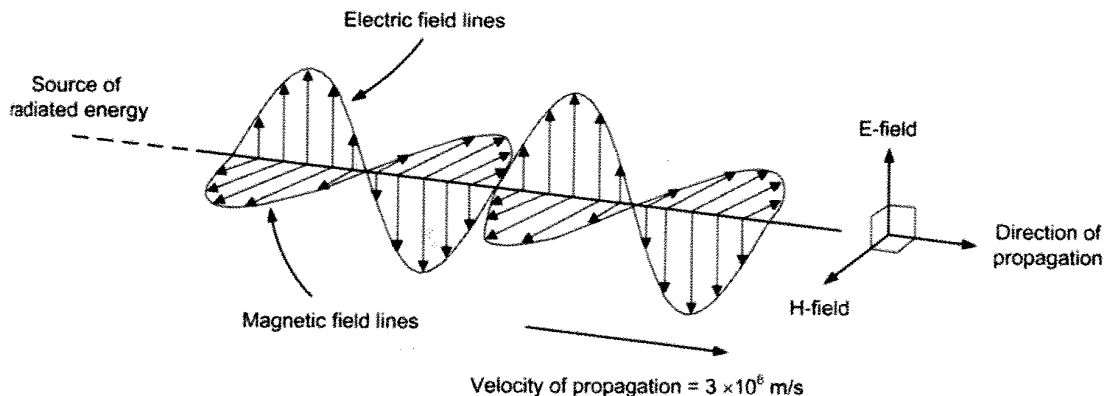


Electromagnetic waves (1)

Radio waves propagate outwards from a source of energy (transmitter) and comprise **electric (E) and magnetic (H) fields at right angles to one another.** The resulting wave travels away from the source with the **E and H lines mutually at right angles to the direction of propagation, D.**

Sia il campo elettrico **E** sia il campo magnetico **H** sono costituiti da fenomeni oscillatori, che avvengono rispettivamente nel piano individuato dai vettori **E** e **D** e nel piano individuato dai vettori **H** e **D**.

The direction of the **E-field lines** is reversed on each cycle of the signal as the wavefront moves outwards from the source. The receiving aerial intercepts the moving field and voltage and current are induced in it as a consequence. These voltage and current are similar (but of smaller amplitude) to that produced by the transmitter.





The radio frequency spectrum (1)

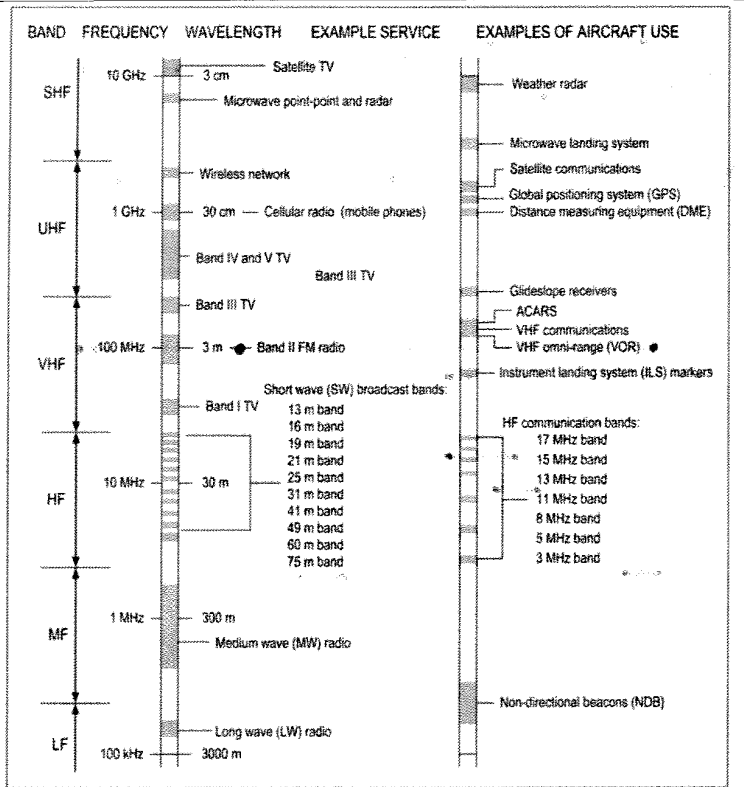
* LARGHEZZE DI BANDE

Radio frequency signals are generally understood to occupy a frequency range that extends from a few tens of kilohertz (1 kHz = 10^3 Hz), to several hundred of gigahertz (1 GHz = 10^9 Hz).

The lowest part of the radio frequency range that is of practical use is just below 30 kHz. At this frequency, signals propagate as ground waves over long distances.

At the other extreme, the highest frequency range that is of practical importance extends above 30 GHz. At these microwave frequencies, considerable bandwidths are available and signals tend to propagate strictly along line-of-sight paths.

At other frequencies signal may propagate by various means including reflection from ionized layers in the ionosphere.



The radio frequency spectrum (2)

For convenience the radio frequency spectrum is divided into a number of bands, each spanning a decade of frequency. The use to which each frequency is put depends upon a number of factors, for instance:

- the propagation characteristics within the band concerned;
- the efficiency of practical aerial systems in the range concerned;
- the bandwidth available.

Frequency allocations are ratified by international agreement (i.e. ITU)

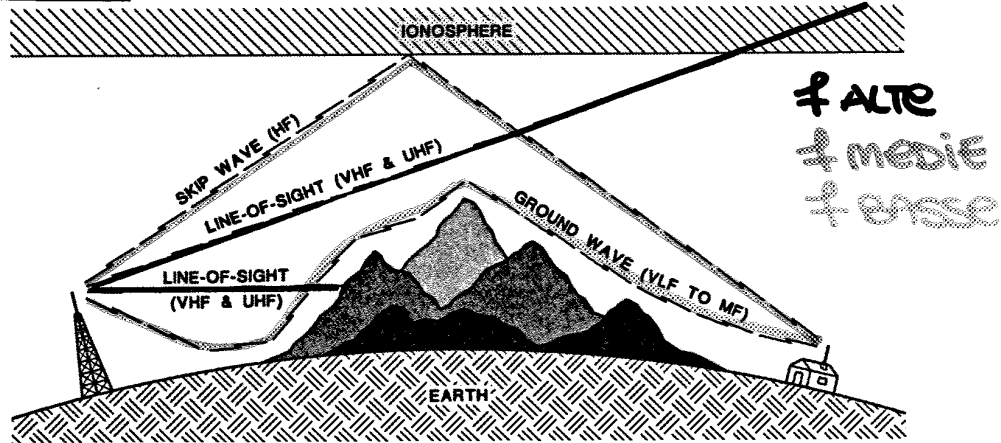
Frequency range	Wavelength	Designation	Band designator ^a	Nominal frequency range
300 Hz to 3 kHz	1000 km to 100 km	Extremely low frequency (ELF)	HF	3-30 MHz
3 kHz to 30 kHz	100 km to 10 km	Very low frequency (VLF)	VHF	30-300 MHz
30 kHz to 300 kHz	10 km to 1 km	Low frequency (LF)	UHF	300-1000 MHz
300 kHz to 3 MHz	1 km to 100 m	Medium frequency (MF)	L	1-2 GHz
3 MHz to 30 MHz	100 m to 10 m	High frequency (HF)	S	2-4 GHz
30 MHz to 300 MHz	10 m to 1 m	Very high frequency (VHF)	C	4-8 GHz
300 MHz to 3 GHz	1 m to 10 cm	Ultra high frequency (UHF)	X	8-12 GHz
3 GHz to 30 GHz	10 cm to 1 cm	Super high frequency (SHF)	Ku	12-18 GHz
			K	18-27 GHz
			Ka	27-40 GHz
			V	40-75 GHz
			W	75-110 GHz
			mm	110-300 GHz



The radio wave propagation (1)

Un'onda si propaga in linea retta e subisce una progressiva attenuazione al crescere della distanza percorsa (attenuazione proporzionale al quadrato della distanza percorsa).

1. Le onde a frequenza più bassa possono propagarsi come "onde terrestri", seguendo cioè i rilievi del terreno;
2. le onde a frequenza intermedia si propagano in linea retta, ma possono essere riflesse dalla ionosfera;
3. le onde a frequenza più alta non subiscono questa riflessione ed attraversano gli strati ionizzati della ionosfera, costituendo le cosiddette comunicazioni in linea di vista.



The radio wave propagation (2)

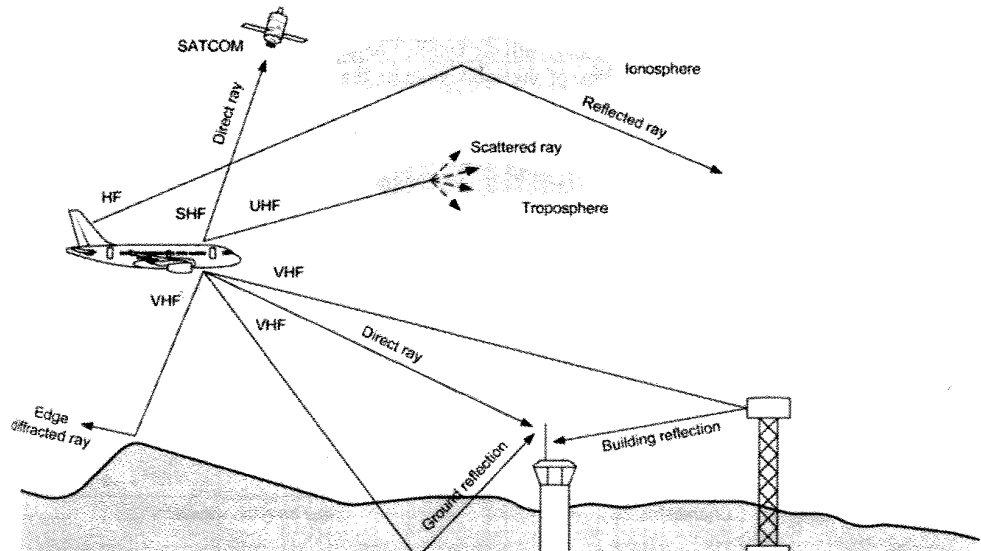
Before examining in greater details the different types of the radio wave propagation, it is worth describing what can happen when

- the waves meet certain types of discontinuity in the atmosphere
- encounter a physical obstruction.

In both cases, the direction of travel can significantly be affected according to the nature and size of the obstruction and discontinuity.

Effects:

- reflection;
- refraction;
- diffraction;
- scattering.





The radio wave propagation (5)

TIPICI DI ONDE RADIO

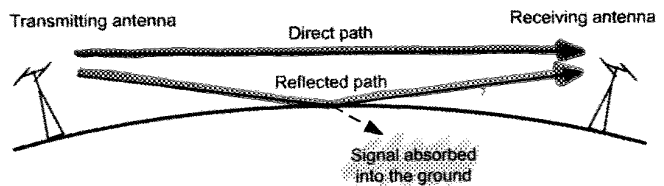
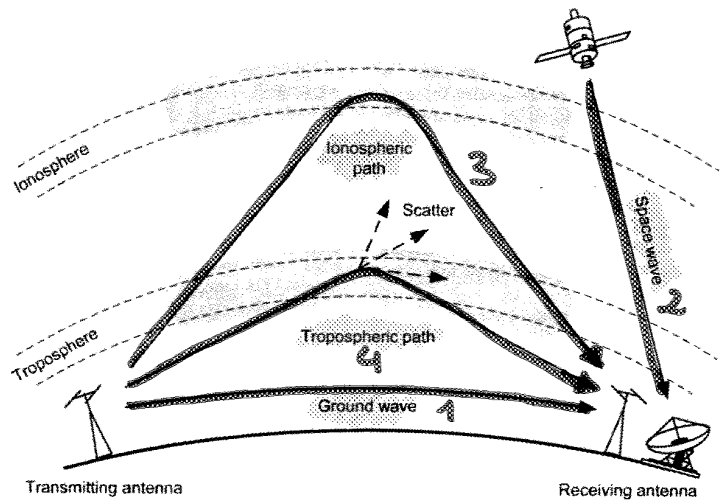
Radio waves can propagate through the atmosphere in various ways:

- **ground waves;** ①
- **space waves;** ②
- **ionospheric waves;** ③
- **tropospheric waves.** ④

① **Ground waves (or surface waves)** travel close to the surface of the Earth and propagate for great distances at VLF, LF and MF.

Ground waves have two basic components:

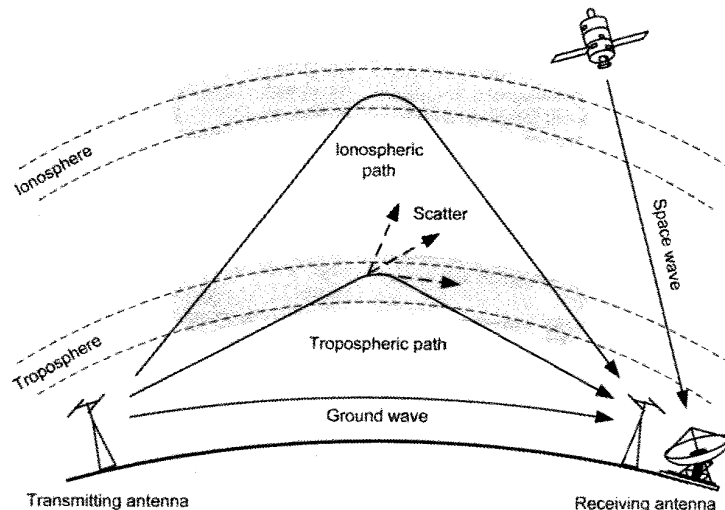
- ① a **direct wave** (line-of-sight, LOS, between the transmitter and the receiver);
- ② a **ground reflected wave**. Ground reflection depends very much on the quality of the ground. Moreover a proportion of the incident radio signal is absorbed into the ground and not all of it is usefully reflected.



The radio wave propagation (6)

② **Space waves** travel largely undeviated through the atmosphere over line-of-sight, LOS, paths at VHF, UHF and beyond.

③ **Ionospheric waves (or sky waves)** can travel for long distances mainly at HF. The ionosphere provides us with a reasonably predictable means of communicating over long distances using HF radio signals. Much of the short and long distance communications below 30 MHz depend on the reflection of the transmitted wave in the Earth's ionosphere, where there are regions of high ionisation caused by the Sun's ultraviolet radiation and lying about 60 to 200 miles above the Earth's surface.





Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

COMMUNICATIONS

II semestre, AA 2012-2013

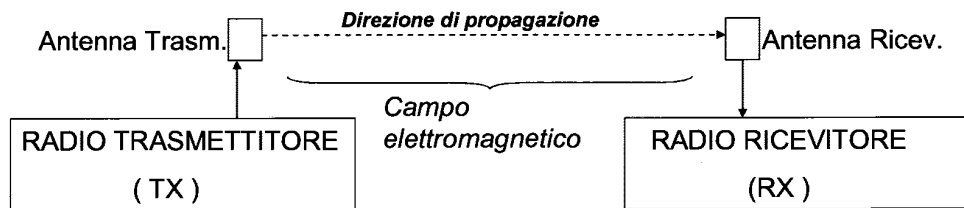
Fabrizio Stesina

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: fabrizio.stesina@polito.it



Radio communication system



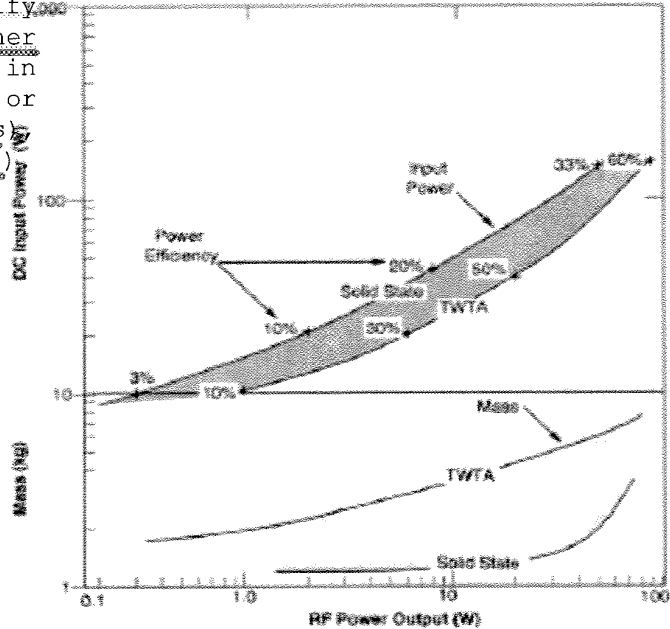
Le radiocomunicazioni si effettuano usando onde radio, cioè onde elettromagnetiche di lunghezza d'onda superiore al millimetro, come mezzo di collegamento tra due o più stazioni. Un sistema di radiocomunicazioni è composto da una stazione trasmittente, che provvede a generare una corrente oscillatoria avente una determinata frequenza (onda o frequenza portante), a modularla (cioè variare una o più caratteristiche - ampiezza, frequenza, fase - in relazione all'informazione che deve essere trasmessa), e ad irradiare nello spazio, per mezzo di un'antenna, l'onda radio modulata. Una o più stazioni riceventi provvedono a captare l'onda, ad amplificarla e a demodularla, cioè ad estrarre dall'onda modulata l'informazione che essa trasportava.



The amplifier

Basically, satellite transponders receive, amplify, frequency translate and retransmit various types of communication signals.

A key element in any spacecraft transponder is the high power amplifier (HPA) or transmitter required to amplify the signals without distortions or other impairments. Two types of HPAs are in common use, electron beam devices or travelling wave tube amplifiers (TWTAs) and solid state power amplifiers (SSPAs). The power efficiency and mass of a satellite transmitter are often key factors in sizing a satellite. The solid state transmitter has lower mass but requires more input power compared to the *traveling wave tube amplifier*. In general, solid-state transmitters are preferred for power outputs up to 5 or 10 W, except at frequencies below 2 GHz, where power outputs up to 80 W are achievable. Solid-state amplifiers are more reliable than the traveling wave tube amplifier, mostly because they require lower voltages.



The amplifier

Consider the simple case where the received signal is routed to only one transmit beam. The signals in the receiving band are amplified and translated into the transmit band. Two types of frequency translation may be used:

- a single conversion system which translates the frequency directly from the receive band to the transmit band;
- a dual conversion system which first translates the received signals to an intermediate frequency for part of the amplification process, and then translates them again to the final transmit frequency bands.

Dual conversion is sometimes preferred because it offers the advantages of:

- eliminating potential instabilities due to feedback within high gain amplifying chains;
- avoiding cross modulation products or harmonics of the received signals and the local oscillator of the frequency translator falling within the desired signal bands;

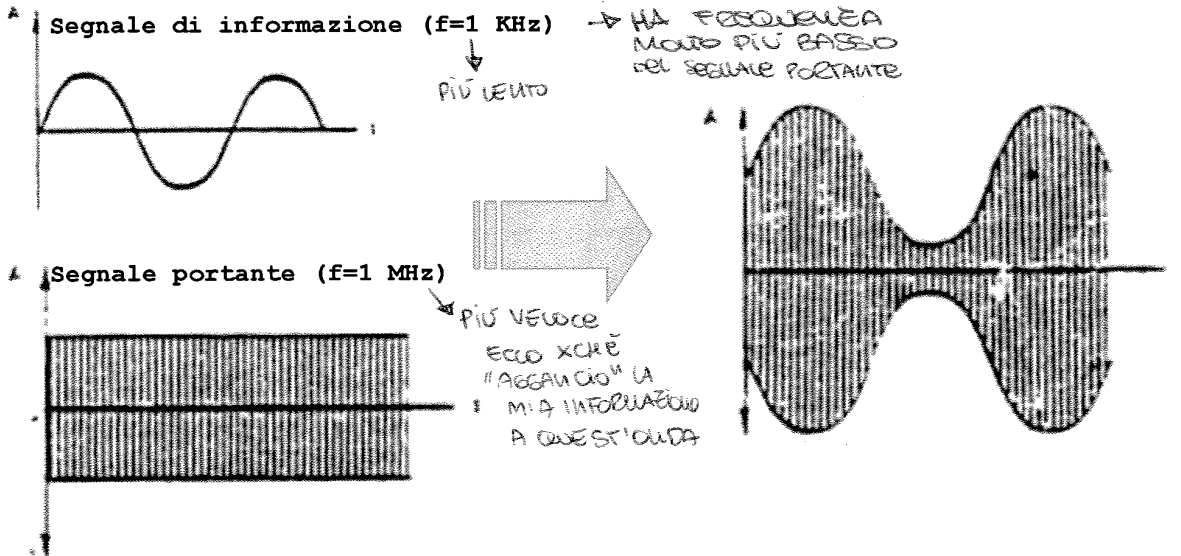
The disadvantage is that two local oscillators and two frequency translators are required.

The transponder provides an amplification of roughly 100-110 dB in two stages: low-level amplification in a *wideband receiver*, followed by high-level amplification by high power amplifiers in the *channelized subsystem*. Attention must be paid to electromagnetic compatibility (EMC) owing to the high gains and large bandwidths involved.



Amplitude Modulation (1)

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



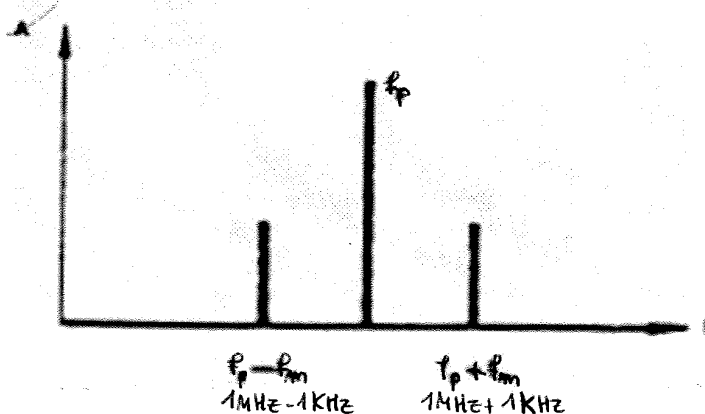
LA MODULANTE FA VARIARE L'AMPIEZZA DELLA PORTANTE!



Amplitude Modulation (2)

La teoria della modulazione di ampiezza ci dice che mentre all'ingresso del modulatore vi sono due onde, una portante di frequenza f_p ed una modulante di frequenza f_m (inferiore a f_p), l'onda modulata all'uscita del modulatore sarà composta da tre frequenze:

- la portante di frequenza f_p ;
- una componente laterale a frequenza $f_p - f_m$;
- una componente laterale a frequenza $f_p + f_m$.

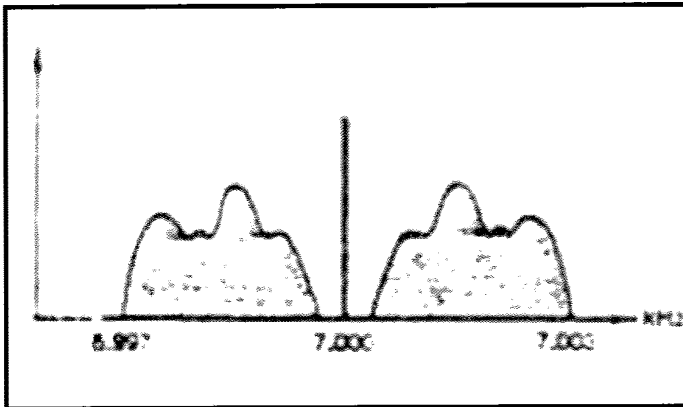
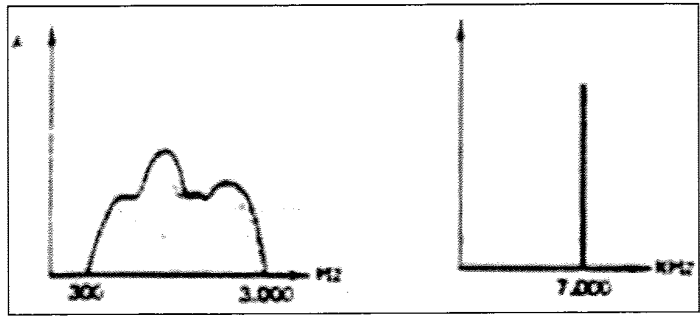


Spettro dell'onda modulata: in ascissa sono riportati i valori di frequenza ed in ordinata i valori di ampiezza, ovvero di tensione del segnale.



Amplitude Modulation (5)

Un segnale modulante puramente sinusoidale è ovviamente un'astrazione. Ogni **segnale rappresentativo di un messaggio** è sempre infatti **costituito da un complesso di frequenze che occupano una certa banda.**



Banda segnale modulante voce umana con portante a 7 MHz

spettro dell'onda modulata, composto da due "bande laterali", entrambe estese quanto la banda del segnale audio modulante.

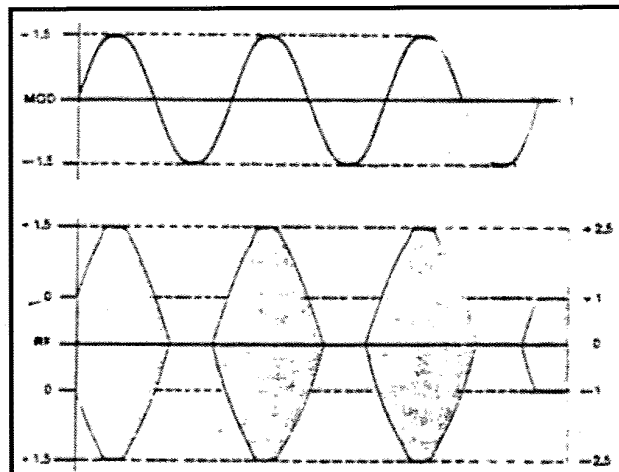
L'AMPIEZZA del segnale modulante deve essere < AMPIEZZA PORTANTE
 => NEL CASO CONTRARIO HO SOVRAMODULAZIONE => L'INFO. NON VIENE TRASPORTATA CORRETTAMENTE
 PERICOLOSO NEL CASO ANALOGICO



Modulation: some issue for AM

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.





Digital modulations

Binary phase shift keying (BPSK) consists of setting the carrier phase at 0 deg to transmit a binary 0, and setting the phase at 180 deg to transmit a binary 1.

Quadruphased phase shift keying (QPSK), takes two bits at a time to define one of four symbols. Each symbol corresponds to one of four carrier phases: 0 deg, 90 deg, 180 deg, or 270 deg. Note that the symbol rate is one half the bit rate, thus reducing the spectrum width by one half.

Frequency shift keying (FSK) sets the carrier frequency at F_1 to transmit a binary 0, and at F_2 to transmit a binary 1. The separation between F_1 and F_2 must be at least equal to the data rate to avoid performance loss from mutual interference. Thus, the transmitted spectrum width is at least twice the width of the spectrum generated by BPSK.

Multiple frequency shift keying (MFSK) sets the carrier frequency to one of M frequencies. For example, for $M = 8$, the first three binary bits, 010, determine that the transmitted frequency will be F_5 . The next three bits, 011, set the frequency at F_6 . The symbol rate is one-third the bit rate, and the transmitted spectrum width is about $8/3$ the bit rate, where the separation between frequencies is the symbol rate.



Antennas (1): main concepts

L'ANTENNA UN'UNICA ELETTROMAGNETICA IN SEGNALE ELETTRICO E VICEVERSA

Antenna is a transducer designed to transmit and receive electromagnetic waves
antennas convert electromagnetic waves into electrical AC and vice versa.

Antenna is physically an arrangement of conductors that generate a radiating electromagnetic field in response to an applied alternating voltage and the associated alternating electric current

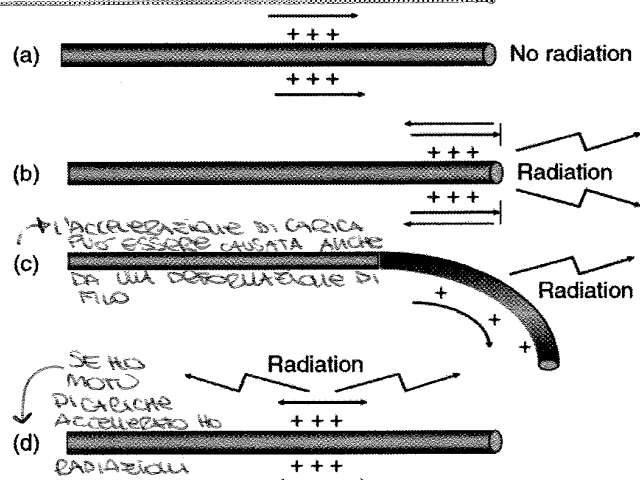
(a) a group of charges in **uniform motion** (or stationary charges) do not produce radiation.

figure (b)-(d) radiation does occur, because the **velocity** of the charges is **changing in time**.

- (b) the charges are reaching the end of the wire and reversing direction, producing radiation.

- (c) the speed of the charges remains constant, but their direction is changing, thereby creating radiation.

- (d) the charges are oscillating in **periodic motion**, causing a **continuous stream of radiation**. This is the usual practical case, where the periodic motion is excited by a sinusoidal transmitter.



Rapid changes of direction in structures which are designed to guide waves may produce undesired radiation, as is the case when a printed circuit track carrying high-frequency currents changes direction over a short distance.

L'UNICA ELETTROMAGNETICA È GENERATA DAL MOVIMENTO DI CARICHE.
 QUALSIASI CAVO PERICOLOSO DA CORRENTE È UN'ANTENNA. LA LUNGHEZZA DEL FILO DEVE ESSERE MOLTI



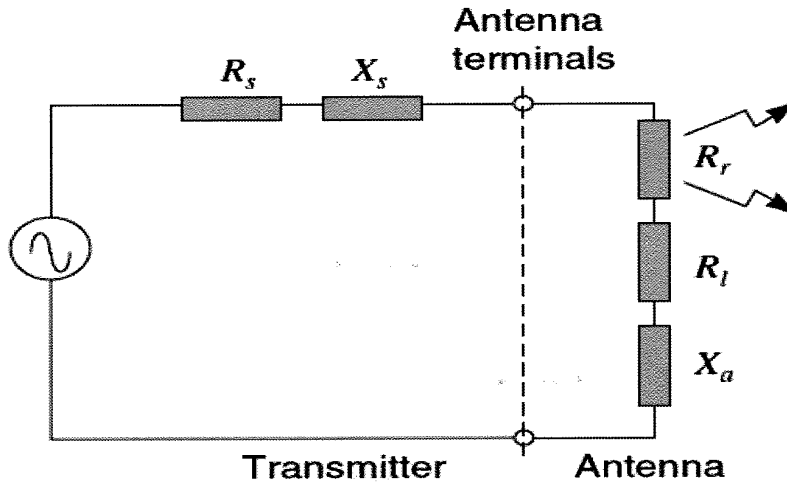
Antennas (4): main concepts

QUANDO TRASMETTIAMO OLL'UNA PARTE DELLA POTENZA IMMESA VIENE PERSA A CAUSA DELLA SCARSA EFFICIENZA DELLE ANTENNE

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.

The **efficiency of an antenna**, η_r , is given by the ratio of the radiated power and the sum of the radiated and the loss power, P_{loss} . P_{loss} is the power dissipated in the loss resistance.

The efficiency is vitally important in case of a transmitting antenna.



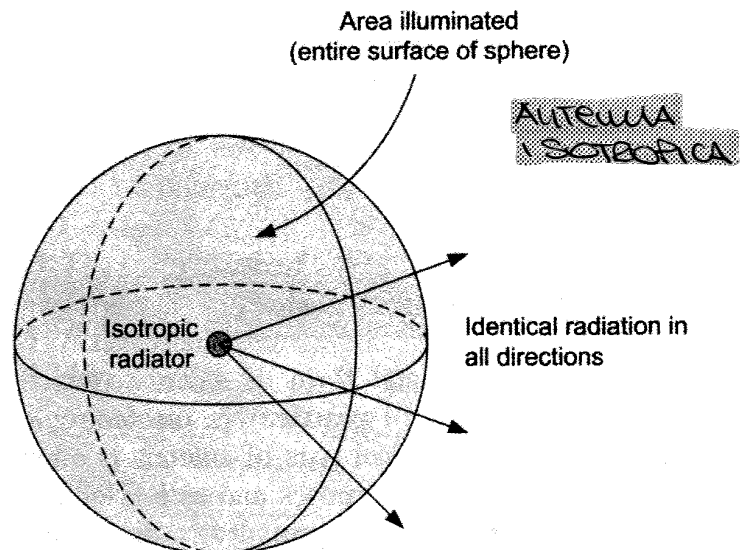
Antennas features: radiation pattern

From the space point of view, the antenna is characterized by its **radiation pattern (diagramma di (ir)radiazione)**, involving field quantity.

The **radiation pattern** of an antenna is a plot of the **far-field radiation** from the antenna.

Radiation patterns are very different one from the other according to the type of the antenna.

The simplest example is an idealized antenna which radiates equally in all directions, an isotropic antenna, which however cannot be realized in practice. This theoretical type of antenna is often used for comparison purposes. Isotropic antennas radiate uniformly in all directions: when placed at the centre of a sphere such an antenna would illuminate the internal surface of the sphere uniformly.





BEAMWIDTH ↓ = 10° → DIRETTIVA
 ↓ = 180° → ANTENNA DIPOLO
 → NON TRADUCIBILE

Antennas features: beamwidth

È UN PARAMETRO DELL'ANTENNA CHE SI PRELIEVA A UNA CERTA DISTANZA

To show the minor lobes in more details, the same pattern (see previous page) is presented in the figure below) in rectangular coordinates on a decibel (dB) scale, as given by:

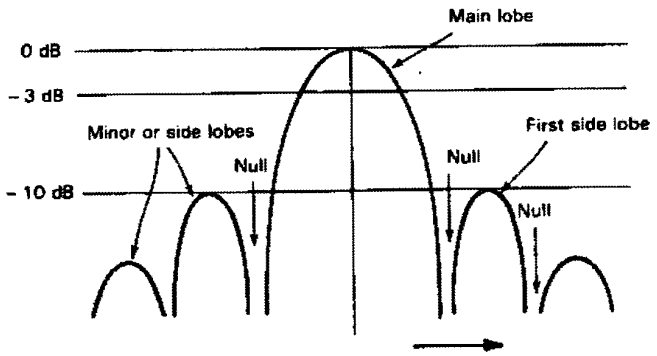
$dB = 10 \cdot \log_{10} P$

→ SI USA XCHÉ È PIÙ FACILE FARE I CALCOLI

DA ESSA È UN ANGOLO CHE CI DICE QUANTO È GRANDE IL LOBO

Although the radiation characteristic of an antenna involve three-dimensional patterns, many important radiation characteristics can be expressed in terms of single-value scalar quantities, as the beamwidth, the gain, the effective aperture and the aperture efficiency.

The diagram portrays the main beam and sidelobes generated by a typical directional antenna. The area of interest is the main beam.



The sidelobes are characterised as the first sidelobe, the second sidelobe, etc., each becoming progressively weaker the further off-boresight they are.

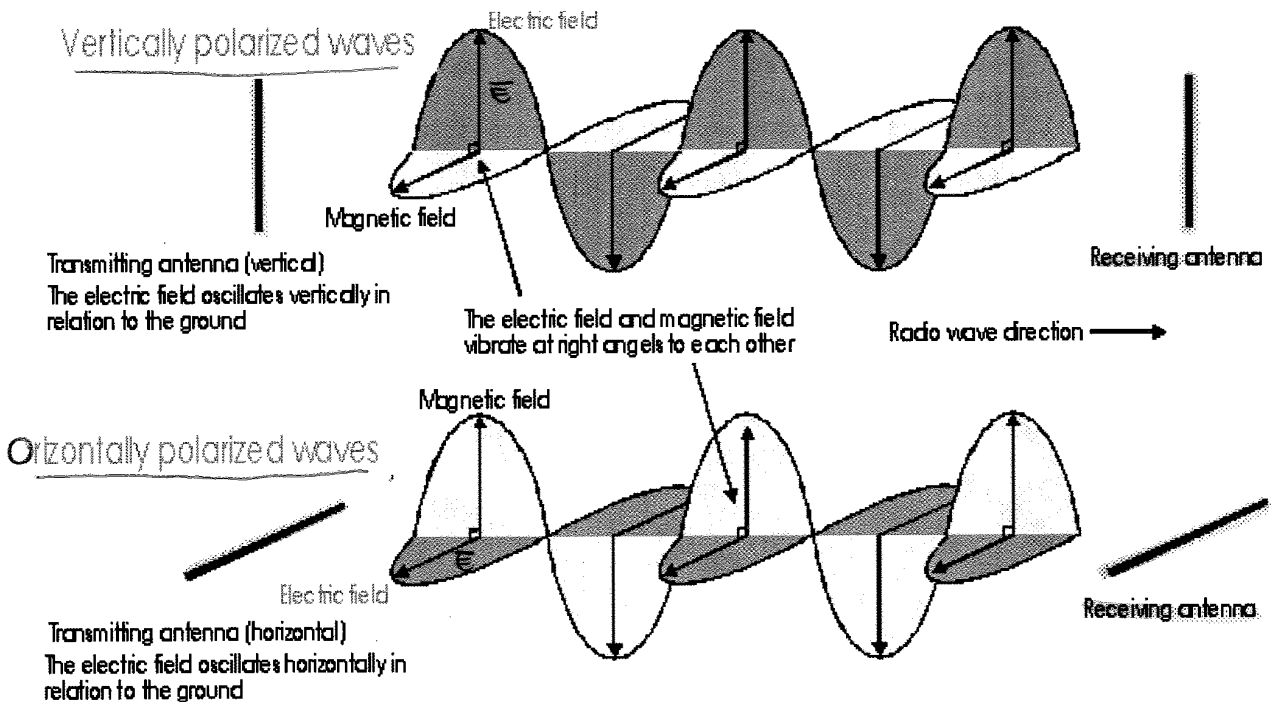
The beamwidth of the main beam is defined as the point at which the signal strength has dropped to 3 dB below (-3 dB) the peak value. The beamwidth angle is also known as half-power beamwidth angle because a power decrease of 3 dB is equivalent to a 50% power decrease.

Not only do the sidelobes waste energy during transmission by directing energy away from the target, they also allow stray and unwanted energy to enter the antenna reception.



Antennas features: polarization

→ INDICA LA DIREZIONE DEL CAMPO ELETTRICO





Antennas types and their features

The gain depends upon:

- the size of the antenna;
- the frequency of the radiated energy.

In fact, remembering also the gain equation (see previous slide: $G=P_d/P_i$), the antenna gain can also be defined as the ratio of its effective aperture area (i.e. the physical aperture area times the antenna efficiency) to the effective area of an hypothetical isotropic antenna. In case of a parabolic reflector antenna, the gain can be expressed as follows:

$$G = \left(\frac{\pi \cdot D^2 \cdot \eta}{4} \right) \cdot \left(\frac{4 \cdot \pi}{\lambda^2} \right) = \frac{\pi^2 \cdot D^2 \cdot \eta}{\lambda^2}$$

where λ is the wavelength of the transmitted signal.

MATERIALI METALLICI AVVOLTI A SPIRALE ⇒ ALTO GUADAGNO
 ⇒ AUTOFOCALI
 AUTOPIA A DIFFR. TRONCHI

Antenna Type	Parabolic Reflector	EUCA Helix	Horn	Biconical Horn
Beam Shape	Conical	Conical	Conical	Toroidal
Typical Max Gain (dBi)	15-65	5-20	5-20	0-5
Peak Gain (dBi)	$17.8 + 20 \log D + 20 \log f$ ($\eta = 0.55$)	$10.3 + 10 \log (C^2 L / \lambda^3)$ $0.8 \leq C/\lambda \leq 1.2$ ($\eta = 0.70$)	$20 \log (C/\lambda) - 2.8$ ($\eta = 0.52$)	$5 \log (h/\lambda) + 3.5$ $R > 2\lambda$ $\alpha = P(2\eta\lambda)$
Half-Power Beamwidth (deg)	$\frac{21}{fD}$	$\frac{52}{\sqrt{C^2 L / \lambda^3}}$	$\approx \frac{225}{(C/\lambda)}$	Typically $40^\circ \times 360^\circ$ for gain ≥ -1 dBi $70^\circ \times 360^\circ$ for gain ≥ -3 dBi
Peak Gain & Dimensions of 18° Beam at 400 MHz	$G = 19.1$ dBi $D = 2.9$ m	$G = 19.5$ dBi $D: 0.19$ m 0.24 m or $L: 9.8$ m 6.2 m	$G = 19.1$ dBi $D = 3$ m $h = 4$ m	—

regolatore è collegato alla geometria dell'antenna



PIATTO GRANDE ⇒ RADIAZIONI DA COLLOCARE NEL FEEDER
 ⇒ SORRATTITO IN RICEZIONE DEVO FOCALIZZARE LA RAZIONE IN UN PUNTO FOCAL POINT
 FEEDER (32)

Antennas types and their features

The first term of the product of the gain equation (see previous slide) represents the physical aperture area times the antenna efficiency, which gives the effective aperture area of the parabolic antenna.

In general, the physical aperture of an antenna is not directly related to its physical size. For linear antennas, such as monopoles and dipoles, that consist of thin rod conductors, the aperture bears no direct relation to the size or area of the antenna. However some types of antennas, for example the parabolic dishes, have a physical aperture (opening, i.e. the area oriented perpendicular to the direction of incoming radio waves), which collects the radio waves. In these aperture antennas, the effective aperture A_{eff} is always less than the area of the physical aperture A_{phys} of the antenna. An antenna's aperture efficiency, η is defined as the ratio of these two areas:

$$\eta = \frac{A_{eff}}{A_{phys}}$$

The aperture efficiency is a dimensionless parameter between 0 and 1 that measures how far the antenna falls short of using all the radio power entering its physical aperture.

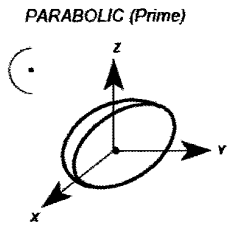

Antenna Type	Parabolic Reflector
Beam Shape	Conical
Typical Max Gain (dBi)	15-65
Peak Gain (dBi)	$17.8 + 20 \log D + 20 \log f$ ($\eta = 0.55$)
Half-Power Beamwidth (deg)	$\frac{21}{fD}$
Peak Gain & Dimensions of 18° Beam at 400 MHz	$G = 19.1$ dBi $D = 2.9$ m



Antennas types and features

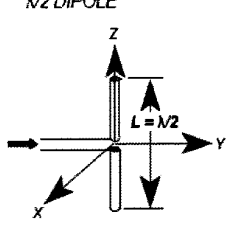
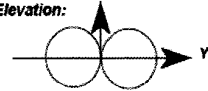
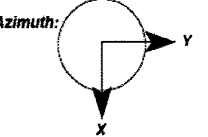
Radiation pattern of a typical parabolic reflector



Antenna Type	Radiation Pattern	Characteristics
PARABOLIC (Prime) 	Elevation & Azimuth 	Polarization: Takes polarization of feed Typical Half-Power Beamwidth: 1 to 10 deg Typical Gain: 20 to 30 dB Bandwidth: 33% or 1.4:1 limited mostly by feed Frequency Limit: Lower: 400 MHz Upper: 13+ GHz

Radiation pattern of a typical half-wave dipole:
 the minimum radiation occurs along the axis of the antenna, whilst the two zones of maximum radiation are at 90° (i.e. are normal to) the dipole elements.



Antenna Type	Radiation Pattern	Characteristics
λ/2 DIPOLE 	Elevation:  Azimuth: 	Polarization: Linear Vertical as shown Typical Half-Power Beamwidth: 80 deg x 360 deg Typical Gain: 2 dB Bandwidth: 10% or 1.1:1 Frequency Limit: Lower: None Upper: 8 GHz (practical limit) Remarks: Pattern and lobing changes significantly with L/λ. Used as a gain reference < 2 GHz.

↑ ↑
 CARATTERISTICHE FONDAMENTALI DELLE ANTENNE

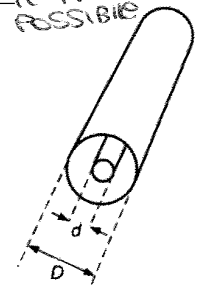


Cables and arrangement

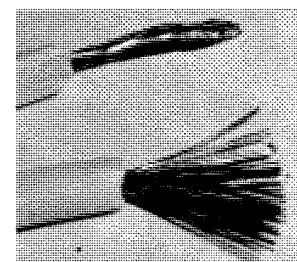
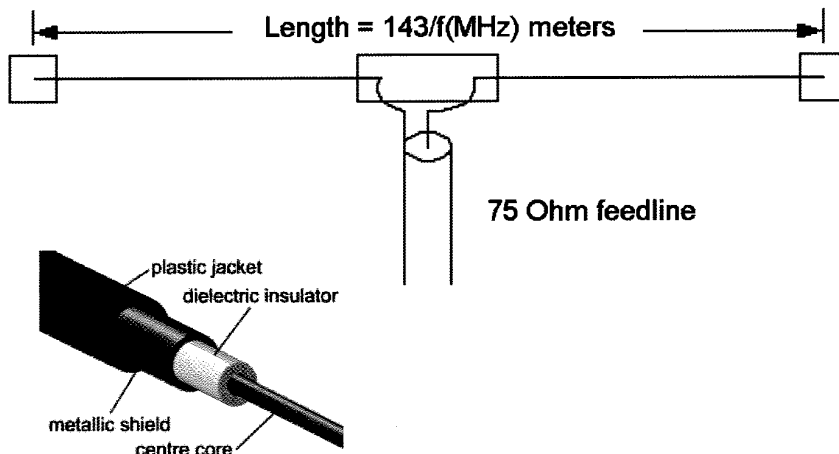
CANI SONO FORTI DI PERDITE ⇒ DEVO FARE IL MODO CHE GLI ELEMENTI SIANO IL PIÙ VICINO POSSIBILE

Instead of two open wire feeders, **coaxial cables** are used almost exclusively in aerospace applications, because coaxial cables are screened.

The coaxial cable has a centre conductor (either solid or stranded wire) and an outer conductor, that completely shields the inner conductor. The two conductors are concentric and separated by an insulating dielectric, that is usually air or some form of polythene.



(b) Coaxial cable

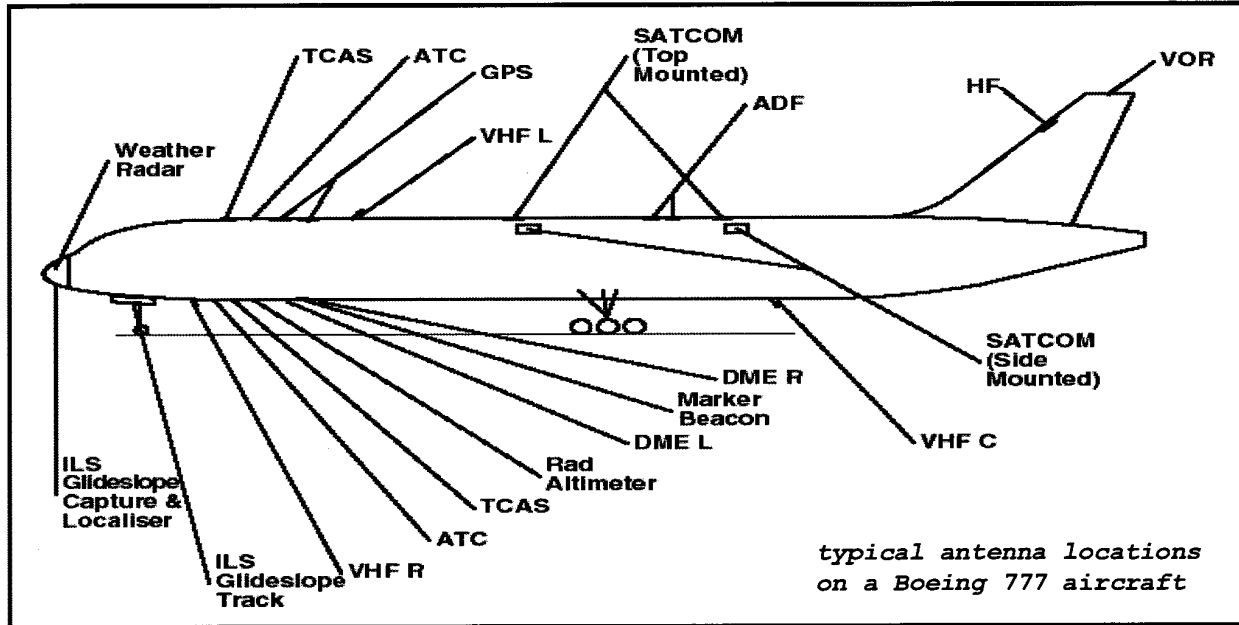




Antennas location (1)

Una corretta scelta del **posizionamento delle antenne** è estremamente importante al fine di soddisfare i requisiti richiesti ad un impianto di comunicazione.

The number of antennas required on-board an aircraft to handle all the sensors, communications and navigation aids is considerable.



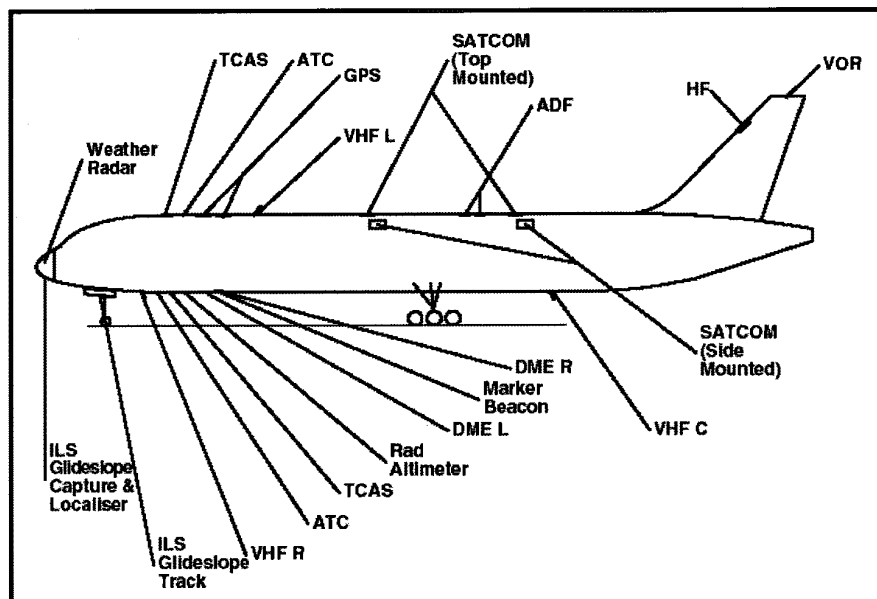
Antennas location (2)

Owing to their operating characteristics and transmission properties, **many of these antennas have their own installation criteria.**

SATCOM antennas communicating with satellites will have the antenna mounted on the top of the aircraft so as to have the best coverage of the sky.

ILS antennas associated with the approach and landing phase will be located on the forward, lower side of the fuselage.

Others may require continuous coverage while the aircraft is maneuvering and may have antennas located on both upper and lower parts of the aircraft. Multiple installations are commonplace.





Digital vs analog

1) SE SEGNALE È FACILMENTE RIGENERABILE
 E IN GENERALE VIENE SALVATO ED
 È FACILMENTE "RINTRACCIABILE"
 X ESSERE PIÙ RILASCIATO. → ESISTONO TECNICHE
 COME IL BIT DIFFERENTIAL
 CHE FA IL CONTROLLO
 DI QUALITÀ

Why digital?

2) POSSO SPOSTARE UNA MAGGIORE
 QUANTITÀ DI DATI!
 3) TRASMETTO E RICEVO CON MAGGIORE
 PRECISIONE XCHÈ IL SEGNALE
 È MENO SOGGETTO A INTERFERENZE
 E DISTURBI.

1. digital signals can **more precisely** transmit the data because they are less susceptible to distortion and interference
2. digital signals can be **easily regenerated** so that noise and disturbances do not accumulate in transmission through communication relays.
3. digital links can have **extremely low error rates** and **high fidelity** through error detection and correction. (parity bit and BER - bit error rate ($<10^{-5}$)) *1 ERRORE OGNI 100.000 BIT*
4. multiple streams of digital signals can be easily **multiplexed** as a single serial-bit stream onto a single RF carrier.
5. **easier communication-link implementation** by driftfree miniature, low-power hardware, including microprocessors, digital switching, and large scale integrated circuit chips.
6. Security of the communication: encryption of the information and better rejection to the disturbance generated by specialized enemy systems → *SOLO + FACILE DA METTERE IN SICUREZZA E CRIPTARE*

3) POSSO CALCOLARE LA PROBABILITÀ CHE UN DATO SIA DANNEGGIATO E CHE 1 BIT SI ABBIA

4) SEGNALI SONO FACILMENTE MULTIPLEXATI

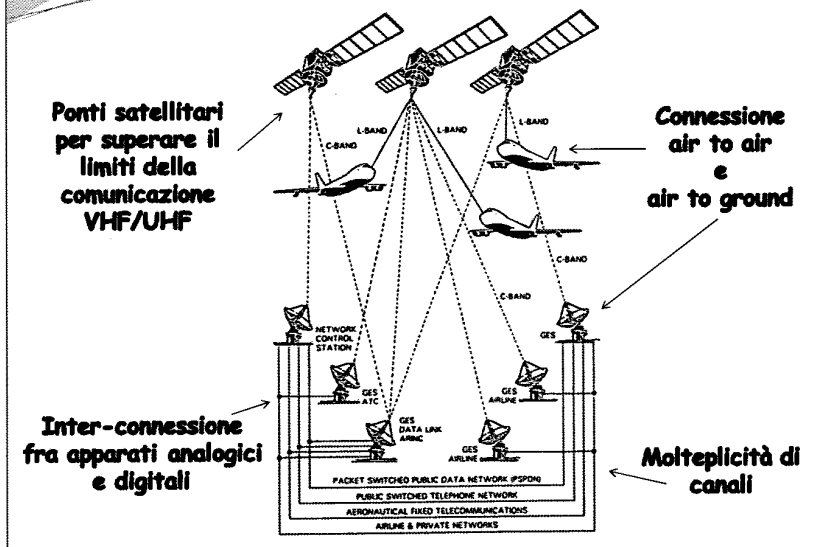


SATCOM/1

0111000110

↑ SERIALIZZA delle info digitali

Comunicazioni e apparato ricetrasmittente/audio: lo stato attuale



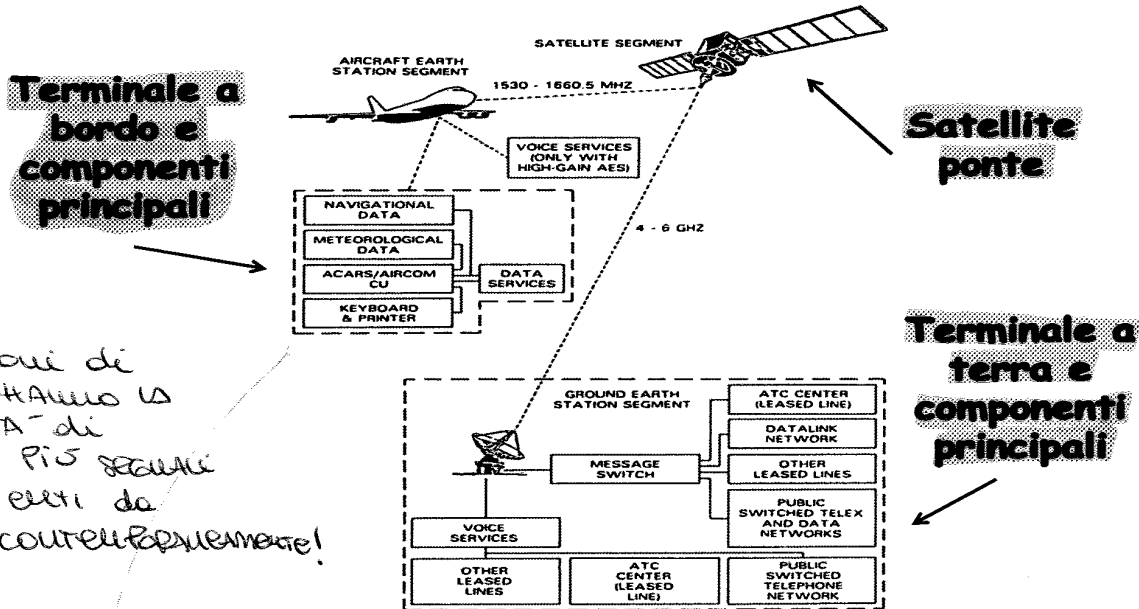
Comunicazioni via satellite
 Per ovviare ai problemi collegati alle comunicazioni a lunga distanza sulla banda HF e per garantire una copertura radio a livello mondiale esiste un sistema di comunicazioni satellitari (INMARSAT) il cui segmento aereo (Aviation Satellite Communications System, ASCS o SATCOM) 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, compatibilità ISO e Aeronautical Public Correspondence (APC) comprendente telefono, telex e facsimile. Questi ultimi servizi erano una volta ottenuti, ed in alcuni casi lo sono tuttora, tramite apposito apparato ricetrasmittente operante su frequenze dell'ordine dei 900 MHz vincolato a stazioni terrestri. Il satellite funge da ponte radio tra l'aereo e la stazione a terra.

L'equipaggiamento per le comunicazioni via satellite è chiamato SATCOM System ed è composto da una interfaccia tra gli apparati satellitari ed il resto del sistema avionico (Satellite Data Unit, SDU), un apparato ricetrasmittente UHF (RF Unit, RFU), un amplificatore di potenza (High Power Amplifier, HPA), un secondo amplificatore (Low Noise Amplifier/Diplexer, LNA/DPX) ed una o due antenne



SATCOM/4

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



F.Stesina - Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici - a.a. 2012/13

7

METEO / AUDIO / POSIZIONE



AUDIO COMMUNICATIONS

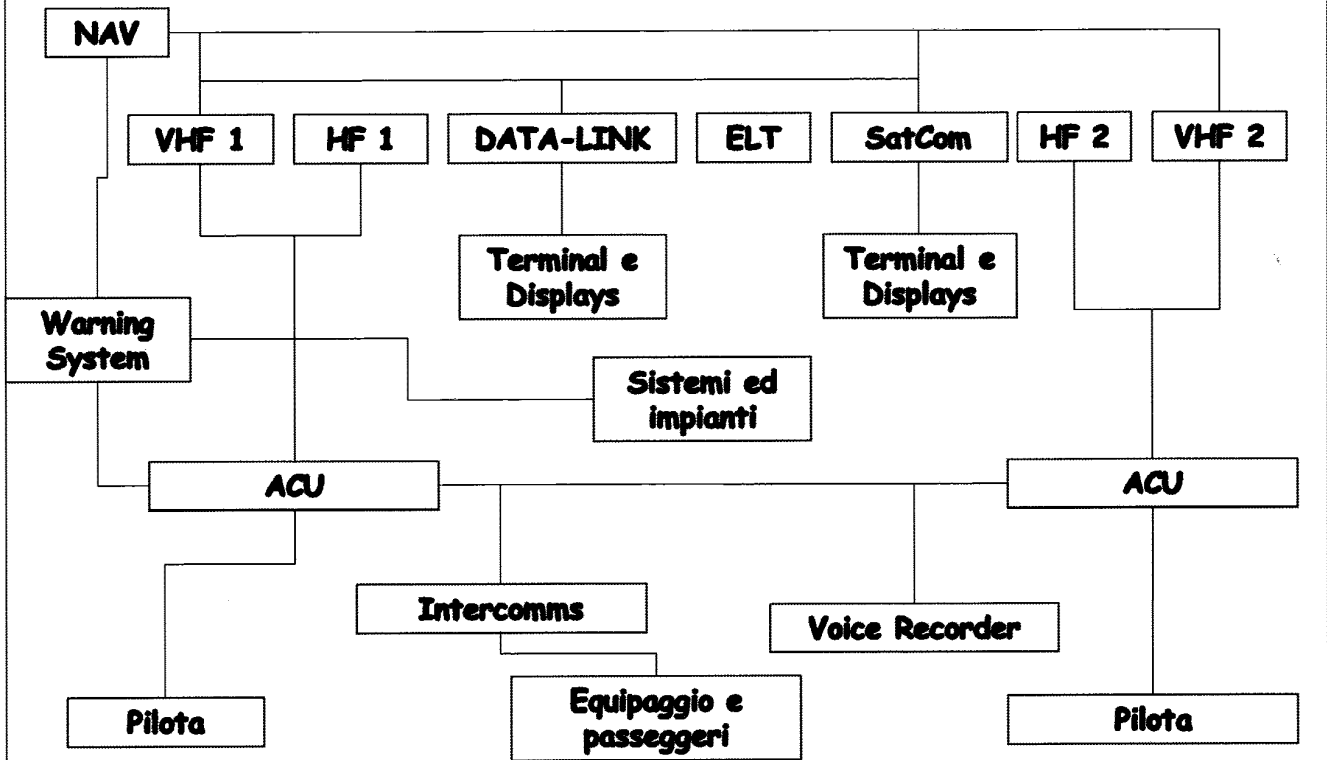
- I segnali audio possono essere analogici o digitali.
- L'esperienza insegna che nei complessi sistemi moderni il segnale digitale presenta notevoli vantaggi rispetto a quello analogico, peraltro conveniente in sistemi più semplici. In primo luogo i segnali digitali possono essere convogliati su apposito bus, anche a fibre ottiche, con conseguente drastica riduzione dei collegamenti tra gli apparati interessati e dei costi di installazione e manutenzione. Inutile ribadire l'aumento di potenzialità e la facilità di gestione, mentre merita attenzione la molto minore sensibilità ai disturbi dei segnali digitali. Naturalmente è richiesto un hardware dedicato, più complesso del corrispondente analogico, e di un adeguato software.
- La larghezza di banda necessaria per convogliare segnali di audio digitalizzato non è un fattore critico; per campionare la voce umana è sufficiente considerare le frequenze comprese tra 250 e 3000 Hz senza che la qualità ne risulti alterata (si ricorda che per segnali di alta fedeltà sonora si spazia da pochi Hz fino oltre 40 KHz). Anche i principali toni acustici (Marker Beacon, VOR/ILS, ADF) rientrano in questo campo di frequenze. E' sufficiente campionare a 8 bit, 8000 volte al secondo (per un totale di 8 Kbyte/s) per ottenere una buona qualità audio. Ad esempio il protocollo CCITT G.732, ritenuto adatto all'impiego aeronautico, prevede un bus a 32 canali, dei quali 2 destinati alla gestione del bus stesso, 1 dedicato ai sistemi di bordo ed i restanti 29 disponibili per le utenze audio, secondo il tipo di campionamento sopra accennato.
- Il pilota riceve i segnali audio mediante cuffie poste nell'elmetto (in ambito militare, in cui si opera in ambienti con elevato rumore) o altoparlanti e li invia alla ACU per mezzo di un microfono "volante" o fissato all'elmetto, attivato mediante la pressione di un tasto (Press-To-Talk, PTT) o dalla voce stessa (Voice-Operated Switch, VOS).

F.Stesina - Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici - a.a. 2012/13

8

~~MAPPA SCHEDE ELETTRONICHE (NON CARICATA)~~

Apparato comunicazioni: Configurazione-tipo per velivolo civile

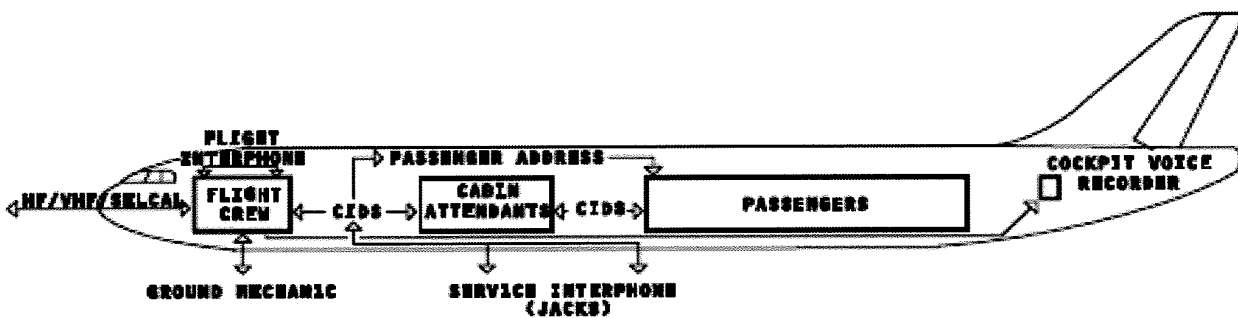


F.Stesina - Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici - a.a. 2012/13

11



Example: audio system for A320 family



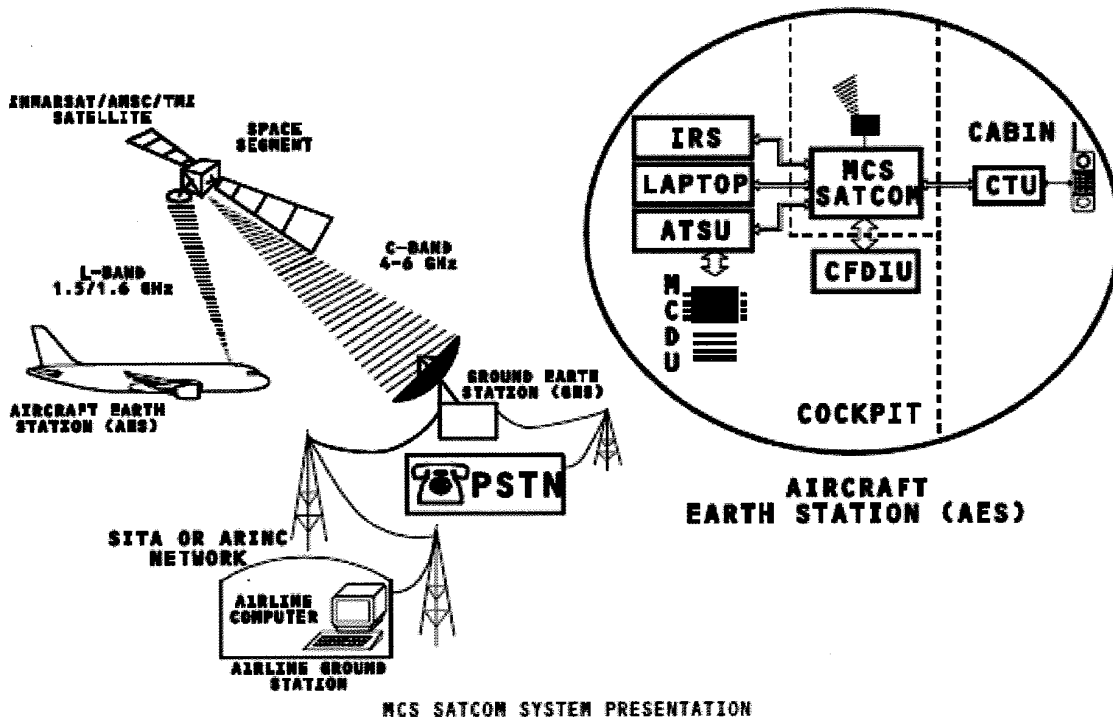
1. VHF system serves for short range voice communications.
 2. HF (Option) system serves for all long-distance voice communications between different aircraft (in flight or on the ground), or between the aircraft and one or several ground stations.
 3. SELCAL (SElective CALLing) system has the main issue to give visual and aural indications to the crew, concerning calls received from ground stations through VHF and HF systems.
 4. CIDS (Cabin Intercommunication Data System) is designed to interface flight crew, cabin attendants, passengers, ground service and various cabin systems dedicated to cabin attendant or passenger use. It is used to control, test and monitor various cabin systems dedicated to cabin attendant or passenger use.
 5. PASSENGER ADDRESS (PA) allows voice announcements to be broadcast to all passengers, from the cockpit and cabin attendant stations through the CIDS.
 6. INTERPHONE There are 3 interphone systems on the aircraft:
 - The flight interphone system allows communication between the flight crew members, and between the flight crew and the ground mechanic at the external power receptacle or in the avionics bay.
 - The cabin interphone system allows communication between the cockpit and the cabin attendant stations, and between the cabin attendant stations.
 - The service interphone system enables communication between the different service interphone jacks, the cockpit and the cabin attendant stations.
- COCKPIT VOICE RECORDER (CVR) records in-flight and on-ground crew conversations and radio communications.

F.Stesina - Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici - a.a. 2012/13

12



Example: A320 aircraft SATCOM



X



Example: A320 aircraft SATCOM

The Multichannel Aviation Satellite Communications System (MCS SATCOM) is a worldwide mobile communications system providing continuous VOICE and DATA COMMUNICATION SERVICES to and from the Aircraft. In addition to the Airborne Avionics, the total MCS SATCOM system consists of the Space Segment (satellite network), Ground Earth Stations (GESs) and Public as well as Private Voice and Data terrestrial telecommunication networks. DATA and VOICE com at a rate from 600b/s to 21 Kb/s.

SPACE SEGMENT (SS)

The space segment GEO sat, providing air-ground packet-switched data services and voice communications using conventions and capabilities (standardized worldwide).

The satellites function as communication transponders to support L-band links to and from the Aircraft and provide links to and from GESs.

There are two space segment providers:

- International MARitime SATellite organization (INMARSAT), whose system is in place today to provide worldwide coverage
- American Mobile Satellite Consortium (AMSC) system and Telesat Mobile Inc. (TMI), which provides satellite coverage for North America.

GROUND EARTH STATION (GES)

Each GES has the necessary equipment to communicate with terrestrial networks and communicate through satellites with the Aircraft. The GESs are designed to provide the Airline customer with a diverse routing of national and international voice and data communications via submarine cable, satellite and microwave links to all destinations. The GESs are strategically placed globally to provide redundancy and diversity in the terrestrial extension of communications.

The aircraft will be connected to a GES via an "in-view" satellite depending on the service preference table settings in the AES Satellite Data Unit.

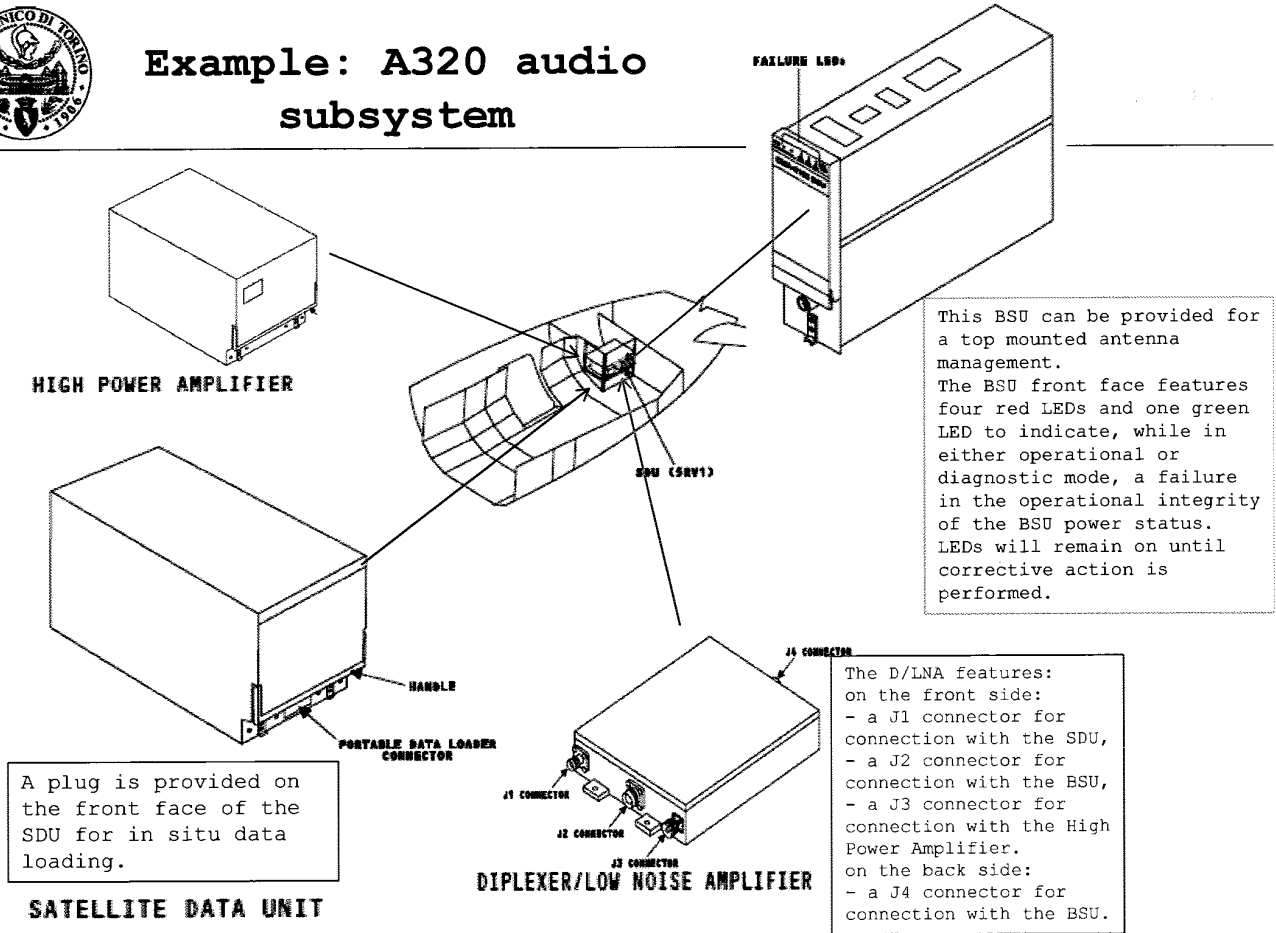
AIRCRAFT EARTH STATION (AES)

The AES comprises the avionics and antenna subsystems, whose primary function is to interface with the SS for communications with the GESs.

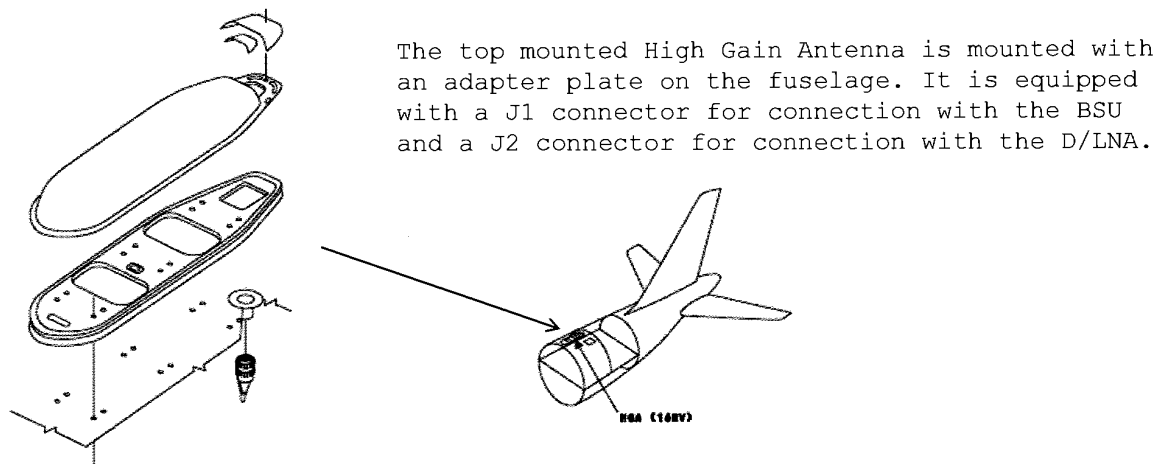
The AES accepts data and voice messages from various sources, encodes and modulates this information onto appropriate radio frequency carriers to be relayed by satellite to GESs. Standard interfaces include the ATSU, IRS, Laptop Computer, MCDUs and Cabin Telecommunication Unit (CTU), for passenger telephone. Channels are also provided for voice and data communications with the Air Traffic Control (ATC).



Example: A320 audio subsystem



Example: A320 audio subsystem





Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici

COMMUNICATIONS

II semestre, AA 2012-2013

Fabrizio Stesina

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

E-mail: fabrizio.stesina@polito.it



Exercise 1: AM modulation

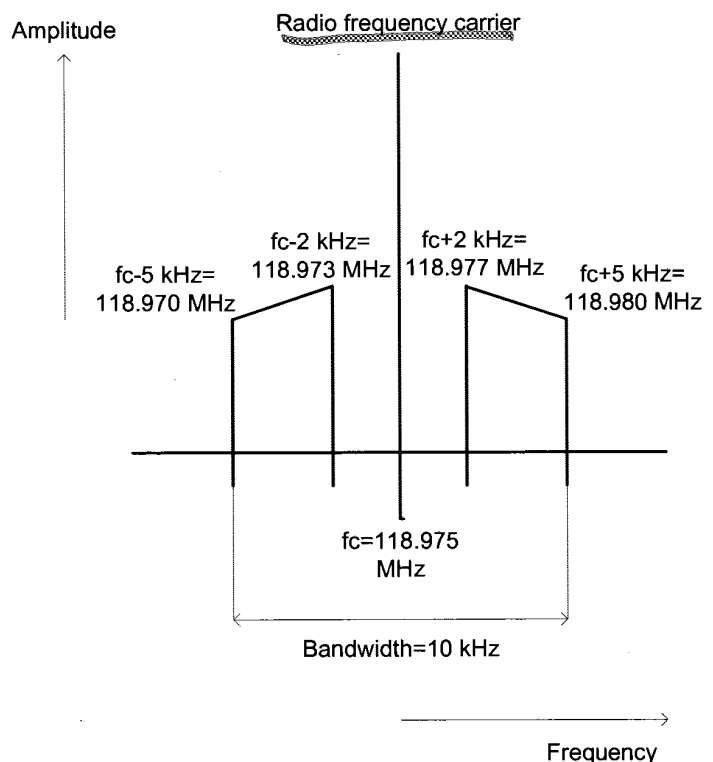
Exercise

Determine the RF signal frequency components present in a DSB amplitude modulated carrier wave at 118.975 MHz, when the modulating signal comprises pure tones at 2 kHz and 5 kHz.

Determine also the bandwidth of the RF signal.

Solution

The solution is shown in the figure beside.





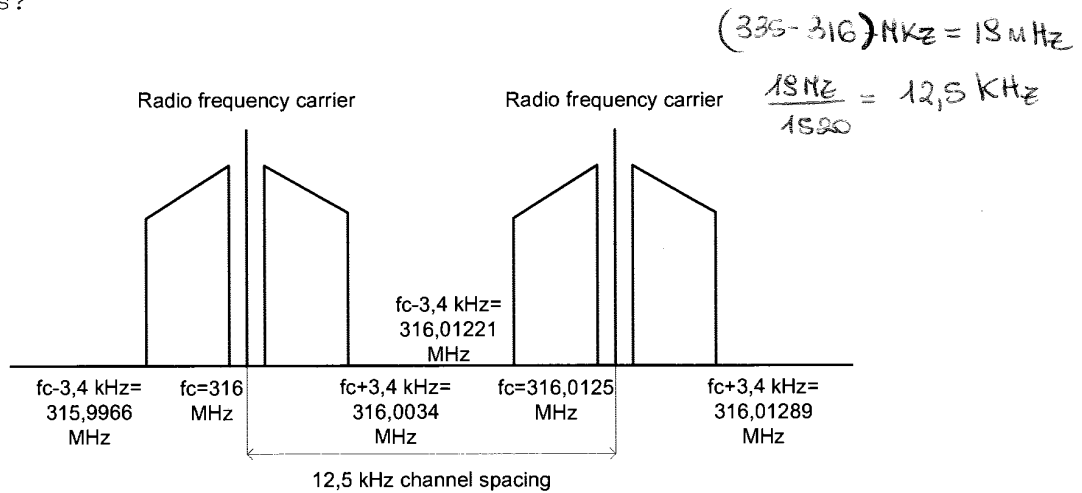
Exercise 2: AM modulation

Exercise

A total of 1520 data channels have to be accommodated in a band extending from 316 MHz to 335 MHz. What channel spacing must be used and what range of frequencies can the baseband signal have? Make a sketch of two successive channels.

Considering the whole frequency spectrum of HF (3-30 MHz) and VHF (30-300 MHz) and the same channel spacing used before, how many channels can be allocated in the two cases?

Solution



Exercise 2 (2)

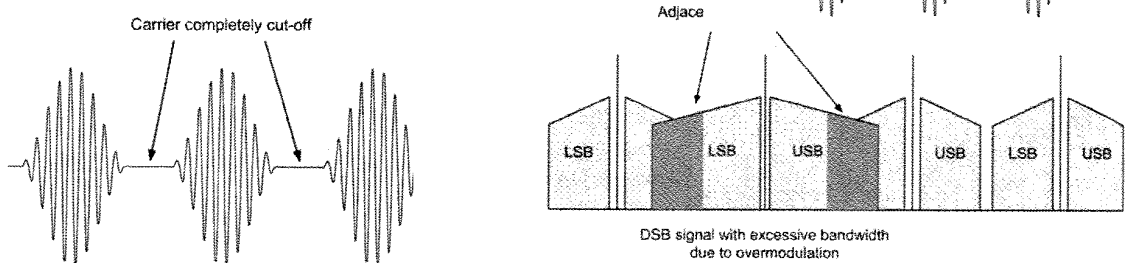
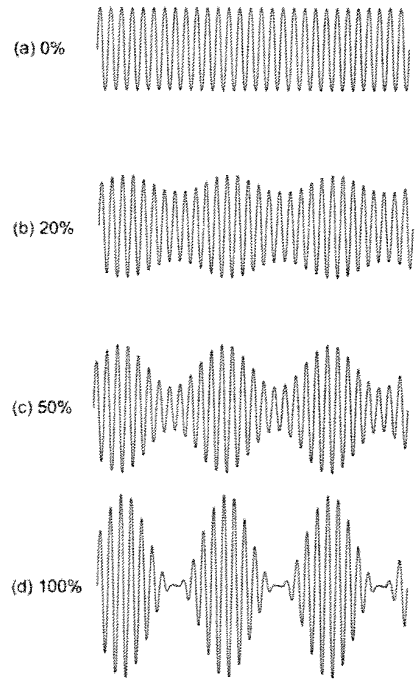
Parameter	Value	Units of measurement	Comments
Frequency band upper limit, f_{cu} :	335	MHz	
Frequency band lower limit, f_{cl} :	316	MHz	
Frequency band range, $f_r = f_{cu} - f_{cl}$	19	MHz	
	19000	kHz	
Number of channels, n : 401	1520		
Channel spacing, cs : 12,5 kHz	12,5	kHz	$cs = f_r / n$
Usual bandwidth of the baseband signal, bb :	7	kHz	Normal bandwidth of the baseband signal.
Available guard band, gb :	5,5	kHz	$gb = cs - bb$
Current guard band:	1,33	kHz	8,33-7 kHz
Available bandwidth of the baseband signal:	11,17	kHz	$cs(12,5 \text{ kHz}) - 1,33$



Profondità di modulazione (2)

Note that the level of modulation can vary between 0% (corresponding to a **completely unmodulated carrier**) and 100% (corresponding to a **fully modulated carrier**).

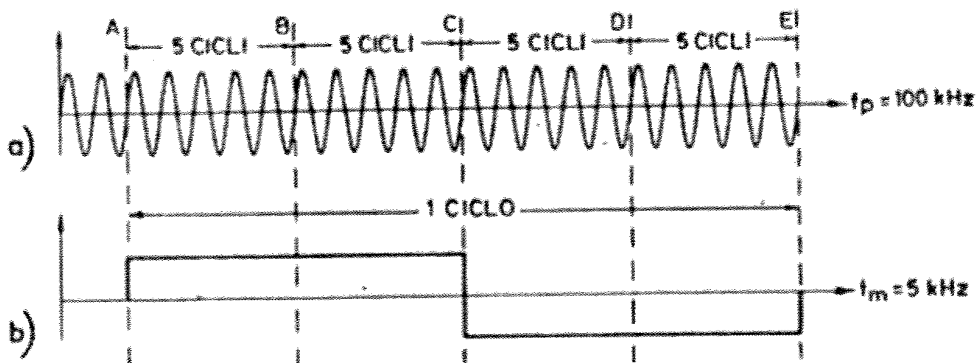
In practice, the **intelligibility of a signal** (i.e. the ability to recover information from a weak signal that may be adversely affected by noise and other disturbances) **increases as the percentage modulation increases** and hence there is a need to ensure that a transmitted signal is fully modulated but there is also a need to prevent the risk of **over-modulation** (see the figure below on the left hand side). The **result of over-modulation** is **excessive bandwidth** or "splatter", causing **adjacent channel interference** (see the figure below on the right hand side).



Exercise 3: FM modulation

Esercizio

Si consideri come segnale portante l'onda a) e come segnale modulante l'onda b). In figura è rappresentato un unico ciclo per il segnale modulante e 20 cicli per il segnale portante a partire dall'istante A fino all'istante E. Supponendo che la **deviazione di frequenza** sia pari a 20 kHz, come può essere rappresentata l'onda c) modulata in frequenza?



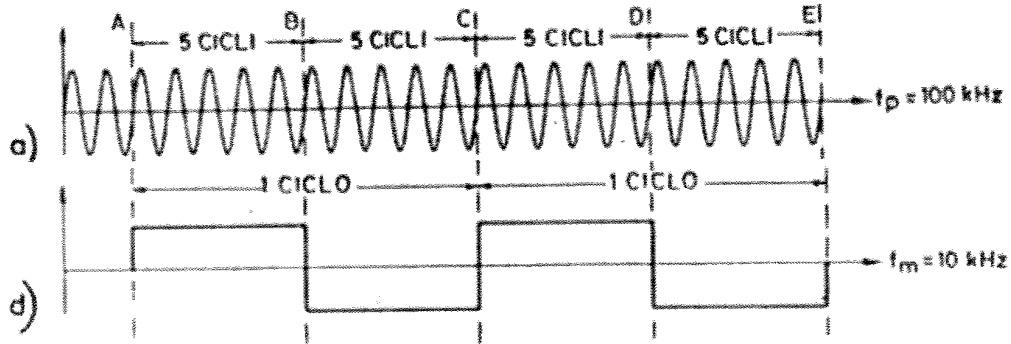
Deviazione di frequenza Δf = la massima differenza tra la frequenza della portante modulata e la frequenza della portante non modulata.



Exercise 4: FM modulation

Esercizio

Considerando come segnale portante sempre l'onda a) ma come segnale modulante l'onda d), avente stessa ampiezza dell'onda b) ma diversa frequenza, come varia la deviazione di frequenza? E come può essere rappresentata l'onda e) modulata in frequenza? Quanto vale l'indice di modulazione?



L'indice di modulazione (m) è il rapporto tra la deviazione di frequenza e la frequenza massima del segnale modulante.



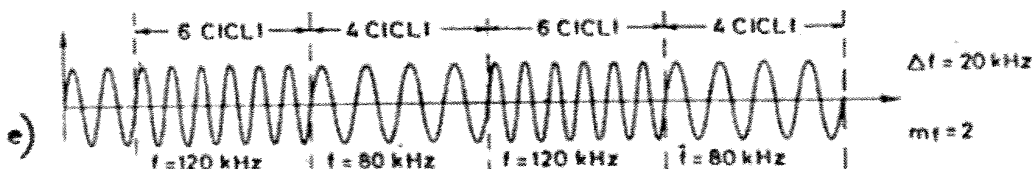
Exercise 4: FM modulation

Soluzione

Modulando la stessa onda portante a) con un segnale avente l'andamento mostrato in d), cioè con una frequenza di 10 kHz doppia rispetto alla precedente ma con la stessa ampiezza, la deviazione di frequenza non varia, come risulta dall'onda e).

Parameters	Value	Units of measurement	Comments
Carrier frequency, f_c :	100 kHz		
	100000 Hz		
Time between A and E, t_{AE} :	0,0002 sec		1/5000 sec
Number of cycles between A and E, n_{AE} :	20		$f=n/t \rightarrow n=f*t$
Frequency deviation, f_d :	20 kHz		The value of the frequency deviation is the same as before because the amplitude of the modulating signal is the same as before.
Modulated signal frequency between A and B, f_{M_AB} :	120 kHz		$f_{M_AB}=f_c+f_d$
	120000 Hz		
Time between A and B, t_{AB} :	0,00005 sec		$t_{AB}=t_{AE}/4$
Number of cycles between A and E, n_{AE} :	6		$f=n/t \rightarrow n=f*t$
Modulated signal frequency between B and C, f_{M_BC} :	80 kHz		$f_{M_BC}=f_c-f_d$
	80000 Hz		
Time between B and C, t_{BC} :	0,00005 sec		$t_{BC}=t_{AB}=t_{AE}/4$
Number of cycles between A and E, n_{AE} :	4		$f=n/t \rightarrow n=f*t$

$$m = 20 \text{ KHz} / 10 \text{ KHz} = 2$$

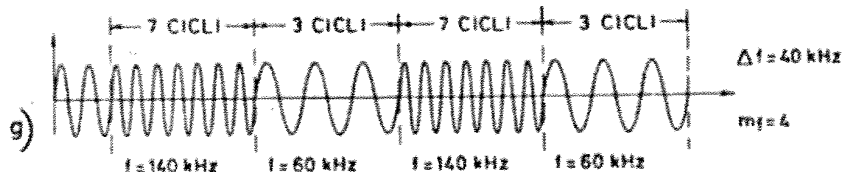




Exercise 5: FM modulation

Analogamente i 3 cicli compresi fra gli istanti B e C corrispondono ad una frequenza di 60 kHz. Anche in questo caso durante ciascun periodo del segnale modulante l'onda modulata compie 10 cicli come l'onda non modulata ma con la differenza che i primi 7 cicli vengono compiuti durante il semiperiodo positivo del segnale modulante, mentre i rimanenti 3 cicli vengono compiuti durante il semiperiodo negativo dello stesso segnale.

Parameters	Value	Units of measurement	Comments
Carrier frequency, f_c :	100	kHz	
	100000	Hz	
Time between A and E, t_{AE} :	0,0002	sec	1/5000 sec
Number of cycles between A and E, n_{AE} :	20		$f=n/t \rightarrow n=f*t$
Frequency deviation, f_d :	40	kHz	The value of the frequency deviation has doubled because the amplitude of the modulating signal has doubled.
Modulated signal frequency between A and B, f_{M_AB} :	140	kHz	$f_{M_AB}=f_c+f_d$
	140000	Hz	
Time between A and B, t_{AB} :	0,00005	sec	$t_{AB}=t_{AE}/4$
Number of cycles between A and E, n_{AE} :	7		$f=n/t \rightarrow n=f*t$
Modulated signal frequency between B and C, f_{M_BC} :	60	kHz	$f_{M_BC}=f_c-f_d$
	60000	Hz	
Time between B and C, t_{BC} :	0,00005	sec	$t_{BC}=t_{AB}=t_{AE}/4$
Number of cycles between A and E, n_{AE} :	3		$f=n/t \rightarrow n=f*t$



Metodologia per il calcolo del Link Budget

1. Scegliere la frequenza f per la comunicazione
2. Stabilire il data rate R
3. Scegliere la potenza del trasmettitore P_{tx}
4. Stimare le perdite fra trasmettitore e l'antenna L_t
5. Scegliere l'antenna per la trasmissione e determinarne le caratteristiche: G_t , θ_t
6. Determinare **E.I.R.P.**
7. Calcolare le perdite nello spazio L_{ts}
 1. Calcolare lo Slant Range (**S**) e le perdite L_s
 2. Calcolare le perdite dovute all'atmosfera L_a
 3. Calcolare le perdite dovute al non corretto puntamento dell'antenna L_{pr}
8. Scegliere l'antenna per la ricezione e determinarne le caratteristiche G_r , θ_r
9. Calcolare la System Noise Temperature T_s
10. Calcolare E_b/N_0 per il data rate R
11. Scegliere il **BER** richiesto, scegliendo tipo di modulazione ed eventuali codifiche
12. Calcolare il link margin **LM** e valutare la qualità del link



EIRP e Total Link Losses

6. Determinare **E.I.R.P.**: $EIRP = P_{TX[dBW]} - L_r + G_T$

7. Calcolare le perdite totali nello spazio **Lts**

$$L_{TLS} = L_{pr} + L_s + L_a$$

L_{pr} = Space antenna pointing loss

L_s = Path loss

L_a = Polarization loss + Ionospheric loss + Rain loss

7.3 Receive Antenna Pointing Loss (L_{pr})

$$L_{pr} = -12 \left(\frac{e}{\theta/2} \right)^2$$

7.1 Path Loss (L_s)

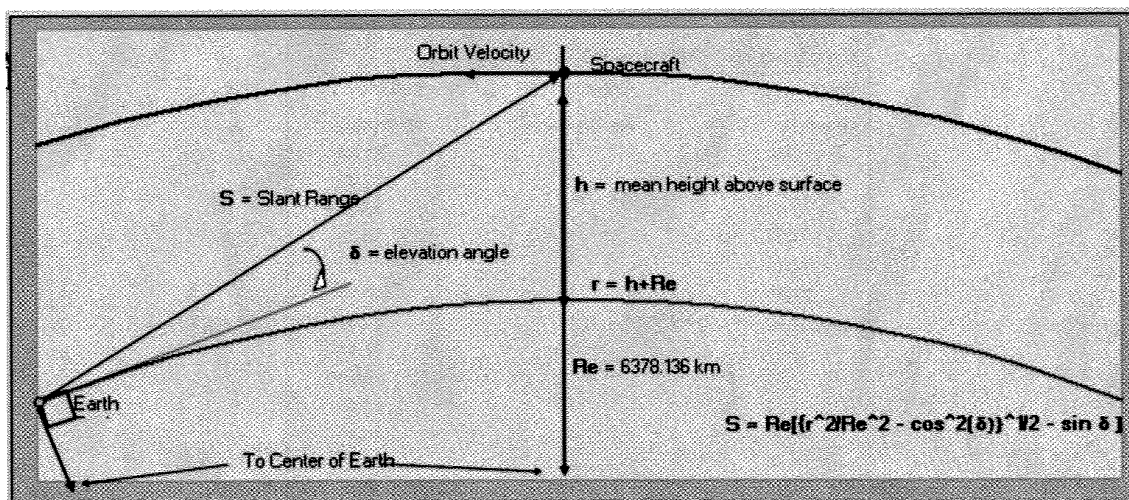
$$L_s = 22.0 + 20 \cdot \log_{10} \left(\frac{S}{\lambda} \right)$$

λ = wave length



Slant Range

7.1. Definizione Slant Range (**S**)

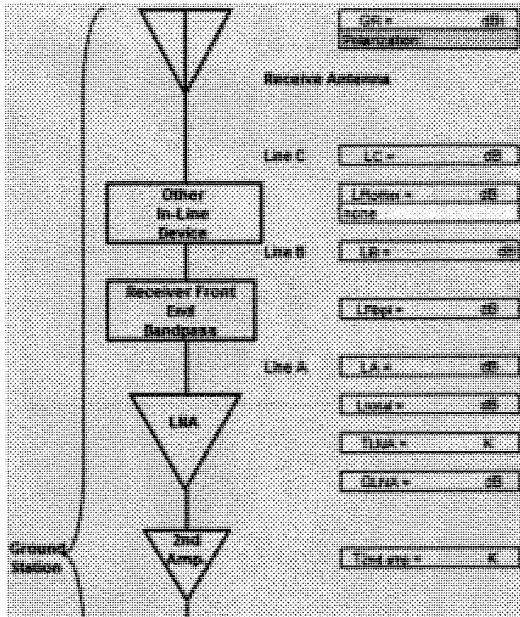


$$S = \text{slant range} = R_e \cdot \left[\sqrt{\left\{ \frac{r^2}{R_e^2} - \cos^2 \delta \right\}} - \sin \delta \right]$$



Line losses Antenna RX-RX

9. Calcolare la System Noise Temperature T_s



$$L_C = \text{Cable_loss} \left[\frac{\text{dB}}{\text{m}} \right] \cdot \text{Length} [\text{m}]$$

$$L_{R_{other}} [\text{dB}]$$

$$L_B = \text{Cable_loss} \left[\frac{\text{dB}}{\text{m}} \right] \cdot \text{Length} [\text{m}]$$

$$L_{R_{bpf}} [\text{dB}]$$

$$L_A = \text{Cable_loss} \left[\frac{\text{dB}}{\text{m}} \right] \cdot \text{Length} [\text{m}]$$

$$L_{r_{ground}} = L_A + L_{R_{other}} + L_B + L_{R_{bpf}} + L_C$$



System noise temperature

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

$$T_{LNA} = (F - 1) \cdot 290$$

$$F = 1 + \frac{T_r}{T_0}$$

T_r = receiver noise temperature (input param.)

T_0 = reference temperature = 290K

TABLE 13-10. Typical System Noise Temperatures in Satellite Communication Links in Clear Weather. The temperatures are referred to the antenna terminal. [See Eq. (13-25)].

Noise Temperature	Frequency (GHz)					
	Downlink			Crosslink	Uplink	
	0.2	2-12	20	60	0.2-20	40
Antenna Noise (K)	150	25	100	20	290	290
Line Loss (dB)	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
Line Loss Noise (K)	35	35	35	35	35	35
Receiver Noise Figure (dB)	0.5	1.0	3.0	5.0	3.0	4.0
Receiver Noise (K)	36	75	289	627	289	438
System Noise (K)	221	135	424	682	614	763
System Noise (dB-K)	23.4	21.3	26.3	28.3	27.9	28.8

Source: Space mission analysis and design. W.J. Larson and J.R. Wertz



Link margin

12. Calcolare il *link margin* **LM** e valutare la qualità del link

$$\text{Link Margin}_{\left(\frac{E_b}{N_0} \text{ method}\right)} = \frac{E_b}{N_0} - \left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{req}$$

Link Margin Result

Link Margin	Status
<0 dB	No link
0dB < Link Margin < 6dB	Marginal link
>6dB	Link closes

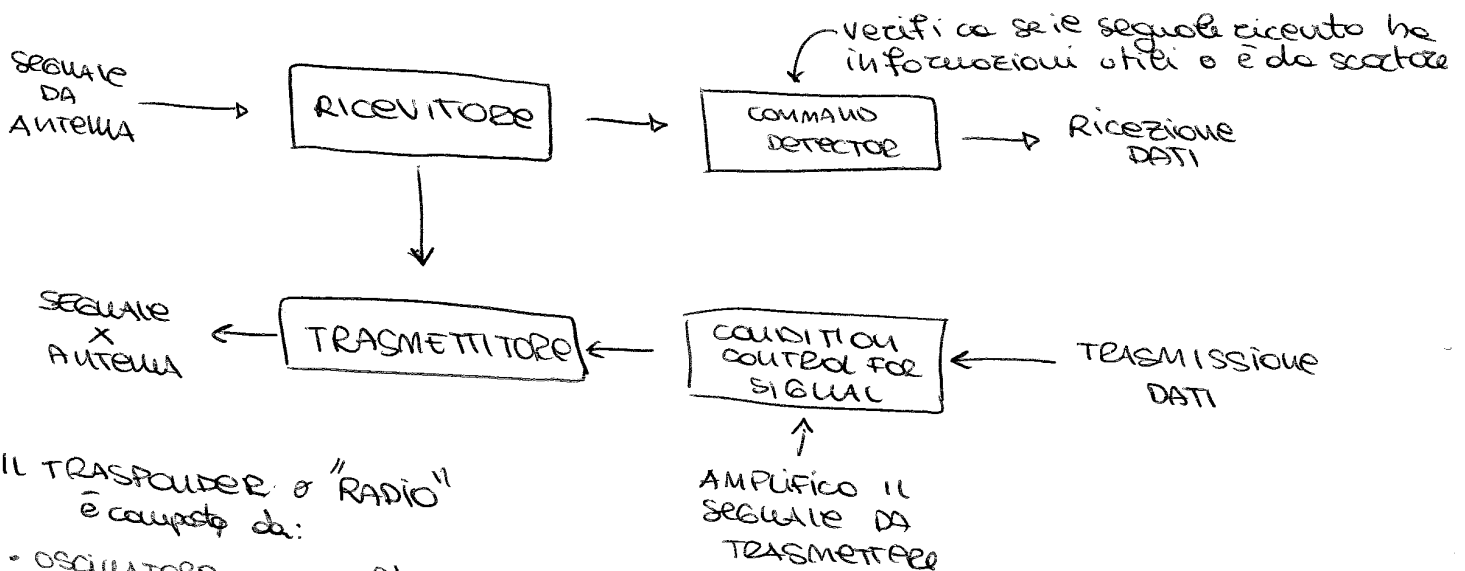
RADIOCOMUNICAZIONE

Posso commettere due o più punti, che devono essere dotati di un RADIOTRASMETTITORE collegato a un'ANTENNA, di un RADIO-RICEVITORE collegato ad un'ANTENNA Ricevente.

1 → HO UN SISTEMA RIDONDANTE (CHE È UN SISTEMA SATELLITARE)
 3 Nella parte alta ho un TRANSPONDER cioè un oggetto che ha sia un ricevitore che un trasmettitore. Prende dei dati li trasforma in segnale che passa attraverso un filtro passa basso che taglia le frequenze superiori di quella a cui voglio trasmettere, poi ho un filtro RIBETTA BANDA che non acquisisce frequenze tra una banda di frequenze.

Lo SWITCH serve a passare da un sist. ridondante a un'altro.
 Le DIPLEXER serve a usare la stessa antenna a ricevere e trasmettere il segnale.
 Infine ho l'antenna. In questo senso ho trasmesso il segnale. Se ripercorro il contrario il sistema sto Ricevendo.

TRANSPONDER



IL TRANSPONDER o "RADIO" è composto da:

- OSCILLATORE: genera l'onda
- MODULATORE
- ALIMENTATORE: sistema di potenza
- AMPLIFICATORE
 - HPA → Amplifica l'onda di trasmissione
 - LNA → Amplificatore sulla linea di ricezione Amplifica affinché il MODULATORE POSSA RICEVERE I DATI

BAANDA

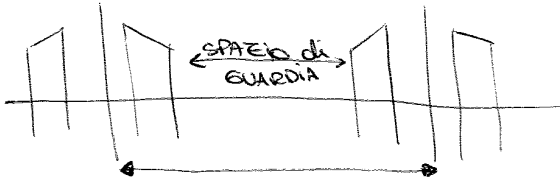
Noi abbiamo un'onda principale alla frequenza della portante.
Abbiamo però due componenti laterali poste ai valori $f_m \pm f_p$ questi due valori determinano una banda di trasmissione.

ANTENNA ISOTROPICA

→ Irradia la stessa potenza in tutte le direzioni. ⇒ Il diagramma di radiazioni è una sfera (superficie $4\pi r^2$).

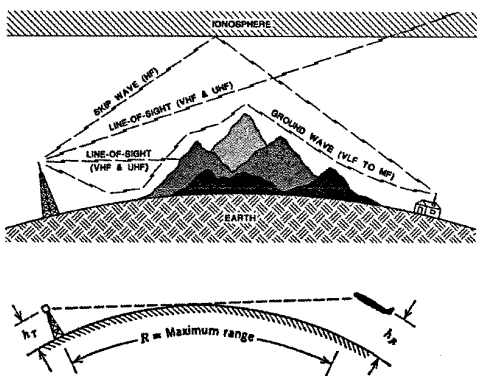
In natura questa antenna non esiste ma la usiamo come parametro di confronto.

ES



NOTA LA BANCA di FREQUENZA
diviso per n° canali.

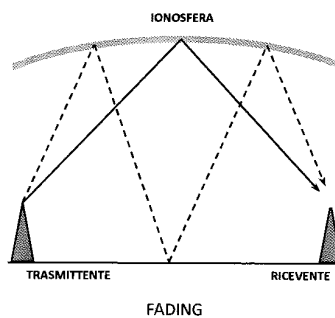
Problematiche delle RADIO-COMUNICAZIONI



BANDA	FREQUENZE
Very Low Frequency (VLF)	da 3 a 30 KHz
Low Frequency (LF)	da 30 a 300 KHz
Medium Frequency (MF)	da 300 KHz a 3 MHz
High Frequency (HF)	da 3 a 30 MHz
Very High Frequency (VHF)	da 30 a 300 MHz
Ultra High Frequency (UHF)	da 300 MHz a 3 GHz
Super High Frequency (SHF)	da 3 a 30 GHz
Extremely High Frequency (EHF)	da 30 a 300 GHz

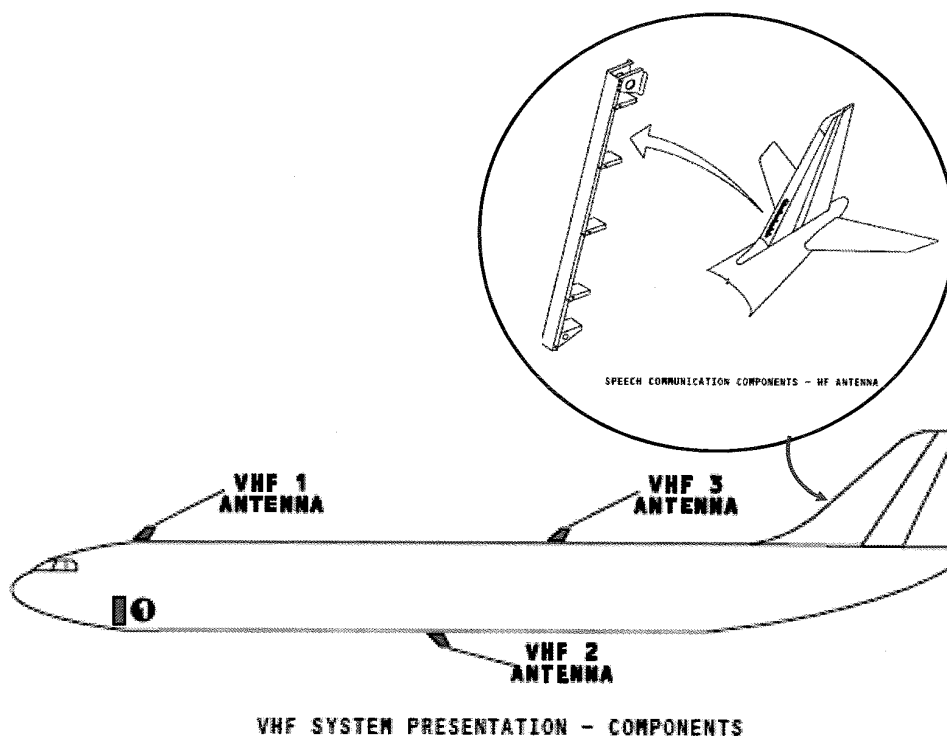
Portata del collegamento in banda VHF.

Frequenza	Impiego
30 - 88 MHz	Comunicazioni ravvicinate in operazioni militari
108 - 118 MHz	VOR/ILS
108 - 156 MHz	Comunicazioni a voce
156 - 174 MHz	Banda marittima
121.5 MHz	Frequenza di emergenza



Sergio CHIESA

3



4

Esempio di TRANCEIVER VHF/UHF

Transceiver

Dimensioni: 356x57.15x193 mm

Peso: 4.5 kg

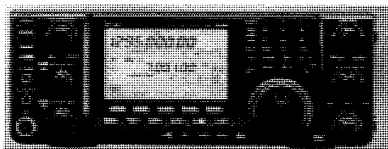
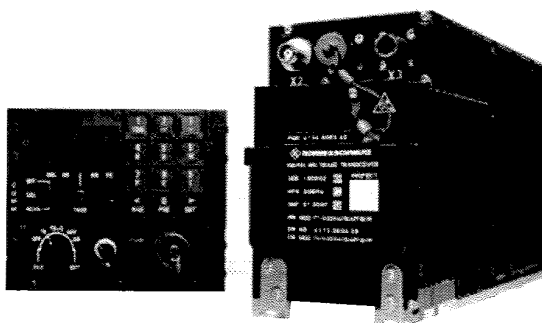
Tensione alimentazione: 115 V

(VHF) 118-156 MHz

(UHF) 225-400 MHz

Potenza assorbita: 20W

Installazione: Cockpit



Control Panel

Dimensioni: 57x146x120 mm

Peso: 1.25 kg

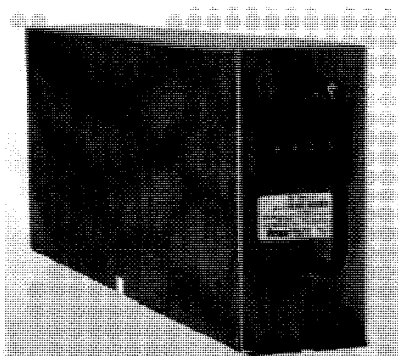
Tensione alimentazione: 115 V

Potenza assorbita: 180W

Installazione: Cockpit

7

Esempio Selective Calling Decoder - SELCAL



Dimensioni: 135x62x381 mm

Peso: 1,46 kg

Tensione alimentazione: 115 V

Potenza assorbita: 7W

Installazione: Cockpit

SELCAL è un sistema radio di chiamata selettivo che permette di allertare l'equipaggio in caso di comunicazione proveniente da una stazione radio di terra, ciò anche nel caso in cui la radio del velivolo sia impostata su *mute*. Il modello della JETCALL richiede solo una decina di secondi per essere impostato. Da due a cinque canali sono disponibili per gestire i ricetrasmittitori VHF e/o HF.

8

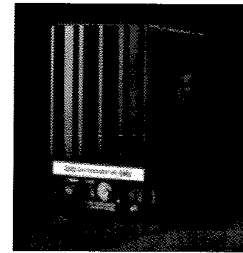
Esempio di DATALINK

L'Allied Signal's Flight Information System (AFIS) di Honeywell provvede a fornire in qualunque momento e luogo: data, orario, rotte alternative, informazioni meteo in tempo reale sia a terra che in volo.

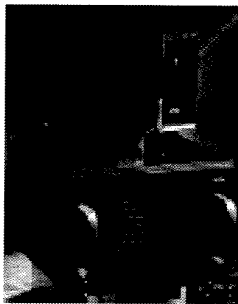
Transceiver
 Dimensioni: 195x124x384 mm
 Peso: 6,81 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 196W
 Installazione: Centro Fusoliera

Satellite Communication Unit
 Dimensioni: 212x60x319 mm
 Peso: 2,72 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 70W
 Installazione: Centro Fusoliera

Antenna
 Dimensioni: 114x98x274 mm
 Peso: 0,75 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 70W
 Installazione: Ventre Fusoliera



Esempio di DATALINK satellitare



SAT-2100B
 Dimensioni: 200x260x321 mm
 Peso: 13,2 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 390W
 Installazione: Centro Fusoliera

Flange Mounted Power Amplifier
 Dimensioni: 134x238x325 mm
 Peso: 8 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 50W
 Installazione: Centro Fusoliera

Antenna
 Dimensioni: 581x175x49 mm
 Peso: 3,5 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 50W



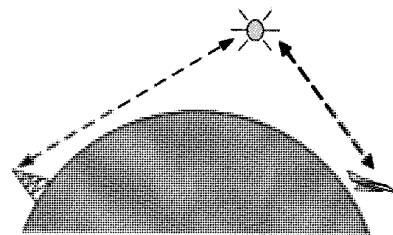
High Speed Transceiver 2110B
 Dimensioni: 194x62x387 mm
 Peso: 5,5 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 34W
 Installazione: Centro Fusoliera

Sata Data Unit
 Dimensioni: 199x291x322 mm
 Peso: 11,3 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 150W
 Installazione: Cabina

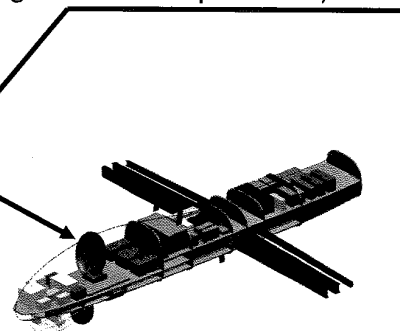
11

Data Link SATELLITARI

- Nel caso da un aereo si debbano scambiare dati con un punto lontano "oltre l'orizzonte", si possono utilizzare UHF e VHF (che trasmettono "line of sight") servendosi di un SATELLITE artificiale come "ponte"



- Per "agganciare i satelliti" l'aereo sarà dotato di una grossa antenna parabolica, orientabile verso l'alto; essa è particolarmente evidente in molti UAV:



Sergio CHIESA

12

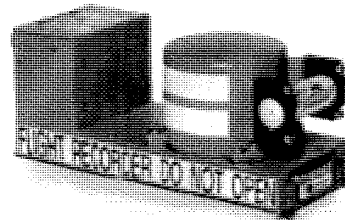
Sistemi Registrazione Dati e di Localizzazione di Emergenza

Cockpit Voice e Data Recorder - CVDR

Fa parte del *Flight Data Recorder*. Il FA2100 Cockpit Voice and Data Recorder (CVDR) di L-3 Com ha un'ottima affidabilità ed è leggero. Fornisce quattro canali, 2 ore o 30 minuti di registrazione audio di alta qualità e i dati sono salvati per un minimo di 25 ore.

CVDR

Dimensioni: 320x127x140 mm
 Peso: 4,49 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 12W

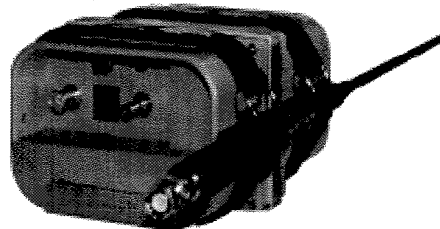


Emergency Location Transmitter - ELT

È un dispositivo che invia segnali in caso di crash contenenti informazioni sul velivolo e sulle coordinate approssimate del luogo della fatalità. L'ELT AK-450 dell' Ameri-King è approvato FAA TSO-C91a e soddisfa la regolamentazione FCC (Federa Communications Commission) per il rilevamento satellitare.

ELT

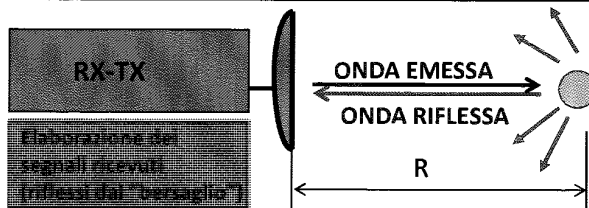
Dimensioni: 89x51x121 mm
 Peso: 2,3 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 24W
 Installazione: Centro fusoliera



15

Onde elettromagnetiche riflesse: RADAR

Il termine RADAR fu coniato nel 1941 ed è l'acronimo della frase inglese *Radio Detection And Ranging*, e, come dice il nome, è un sistema (antenna + apparati di ricetrasmisione ed elaborazione dati) che usa le onde radio per rilevare la distanza, la posizione e la velocità di oggetti: storicamente la prima applicazione (e a tutt'oggi la più importante) è il rilevamento di posizione, rotta e successivamente velocità di aerei e navi.



$R = c T/2$ Equazione 1 del radar

Dove:

R è la distanza del bersaglio

c è la velocità della luce

T è il tempo impiegato dall'impulso per raggiungere il bersaglio e tornare all'antenna

Equazione 2 del radar Nel caso di bersaglio singolo, la quantità di potenza P_r che ritorna all'antenna ricevente è data dall' *equazione 2 del radar*:

Dove:

P_t = potenza del trasmettitore,

G_t = guadagno dell'antenna del trasmettitore,

A_r = superficie dell'antenna del ricevitore,

σ = superficie equivalente dell'oggetto o funzione trasversa di scattering,

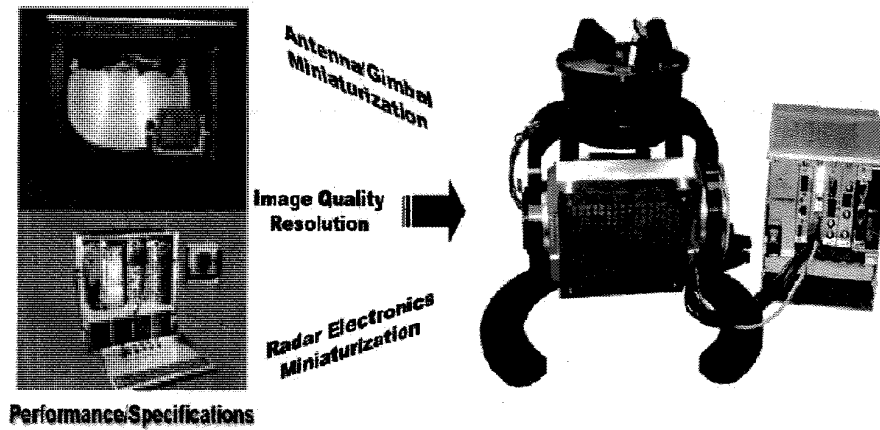
R_{tr} = distanza dall'antenna all'oggetto,

$$P_r = \frac{P_t G_t A_r \sigma}{(4\pi)^2 R_{tr}^4}$$

16

MiniSAR designed & developed by Sandia:

- Gimbal: 8 lb., two-axis, inertially stable
- Antenna: ultra-broadband, ultra-lightweight microstrip array antenna (3 GHz BW at Ku-band)
- RF Module: up/down-converter with buried filters realized in multi-layer LTCC
- Waveform synthesizer: 3U, cPCI, FPGA-based, quadrature outputs (1.2 GHz clock, agile, programmable)
- Digital Receiver (pre-processor): 3U, cPCI, FPGA-based (1.2 GHz clock, 300 MHz IF input, digital I/Q demodulation, agile range/azimuth filtering)
- MiniSAR also utilizes significant Sandia expertise in embedded processing, image formation algorithms, and motion measurement/compensation



19

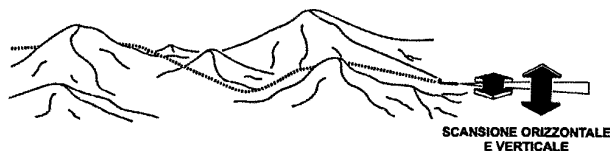
MiniSAR performance/specifications: www.sandia.gov/RADAR/sar.html

Specification	Value	Notes/Comments
Weight	Radar electronics assembly (REA): 9 lbs Antenna/gimbal assembly (AGA): 17 lbs System total: 27 lbs with cables ~12 kg	Follow-on version will be 18 lbs
Size	REA: ≈ 7-inch cube AGA: ≈ 10-inch cube	
Frequency	16.8 GHz	Readily extensible to X/Ka-bands
Resolution	4-inch minimum	Spotlight mode, real-time
Range	10 km @ 4-inch resolution 15 km @ 1-foot resolution 23 km @ 12-inch resolution	Other range/weight tradeoffs 35 km with 31.5 lb AGA 5 km with 7 lb AGA
Tx power	60 W	
Modes	Spotlight	Stripmap, GMTI, CCD (follow-on)

20

Sistemi RADAR

Una fra le più importanti applicazioni di un radar imbarcato su velivolo militare è quella di permettere la *Terrain Reference Navigation (TRN)*, particolare metodo di navigazione che si basa sul rilevamento per mezzo di radar del profilo del terreno (*Ground Mapping*). Sono possibili diverse procedure di volo:



SCANSIONE ORIZZONTALE E VERTICALE



SCANSIONE VERTICALE

❖ Nel *Terrain Following* ("seguire il profilo di terreno") il radar rileva il profilo altimetrico del territorio sorvolato e lo comunica ad un apposito calcolatore che guida il velivolo in modo che questo mantenga sempre la stessa quota sul terreno. Il pilota vede il profilo del terreno su apposito strumento (poco gradito ai piloti!) ed ha priorità di controllo sul velivolo, rispetto al calcolatore.

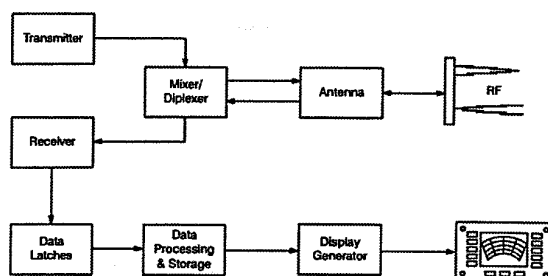
❖ Nel *Terrain Avoidance* ("evitare il terreno") il radar effettua una scansione verticale ed una orizzontale ottenendo una vera e propria mappa tridimensionale del terreno e potendo così non solo volare sopra gli ostacoli, ma anche aggirarli.

❖ Mediante un radar è anche possibile aggiornare la posizione del velivolo calcolata da qualunque strumento di navigazione. Questo si ottiene valutando mediante il radar ed un calcolatore la posizione relativa del velivolo rispetto ad un riferimento noto sul terreno (una cima, una costruzione...). Questa informazione viene confrontata con quella ottenuta dallo strumento di navigazione che, all'occorrenza, può essere corretto (*Position Fixing*).

23

Radar Meteorologico

Le stazioni di controllo ATC forniscono ai velivoli tutte le informazioni necessarie alla sicurezza del volo. Tra queste si trovano le informazioni inerenti alle condizioni atmosferiche e alle rotte da seguire per evitare le zone di tempo perturbato (*weather avoidance*). Il centro di controllo può fornire naturalmente notizie su ampia scala e nulla può sapere sulle condizioni locali intorno al velivolo, in particolare modo per quanto riguarda il tipo di precipitazione, i fenomeni elettrici, le condizioni dei venti ed i fenomeni di *windshear*.



Il *Weather Radar System (WX)* è costituito da una antenna, un ricetrasmettitore che opera sulle frequenze 5200 - 5900 MHz (C-band) e 8500 - 10000 MHz (X-band), un quadro di controllo ed un display, che può essere dedicato (*Weather Radar Indicator*) o un MFD. L'antenna radar è montata nel radome del velivolo e può essere stabilizzata in una particolare direzione di scansione, nonostante le manovre del velivolo, mediante i segnali del giroscopio verticale del INS.

24

ESEMPIO di RADAR METEO

Il Weather Radar è un radar meteorologico che consente di rilevare le idrometeorie, quali pioggia, neve, grandine o pioggia ghiacciata, permettendo quindi di calcolarne il moto, valutarne il tipo e predirne la posizione futura e l'intensità.

Il Primus 400 di Honeywell è un radar di nuovo design con alte prestazioni e affidabilità. Eccelle in ogni condizione atmosferica grazie a: ampia larghezza dell'impulso, 10 chilowatt di potenza in trasmissione e alta sensibilità del ricevitore.

Remote Electronic Unit REU

Dimensioni: 127x194x394 mm

Peso: 7,35 kg

Tensione alimentazione: 115 V

Potenza assorbita: 95W

Installazione: Centro Fusoliera



Control Panel

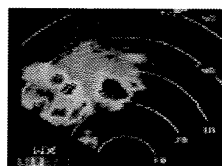
Dimensioni: 236x210x138 mm

Peso: 3,53 kg

Tensione alimentazione: 115 V

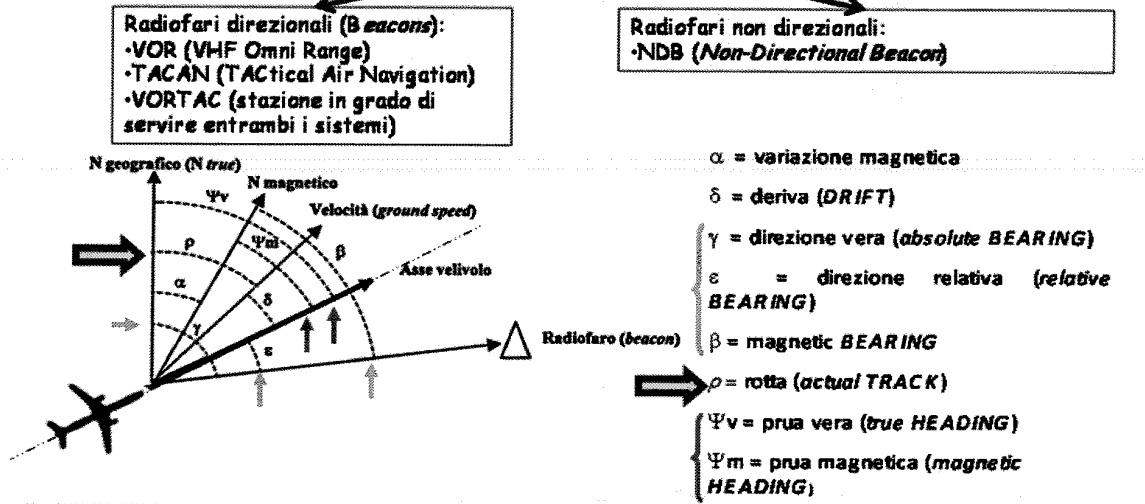
Potenza assorbita: 200W

Installazione: Sotto Cockpit

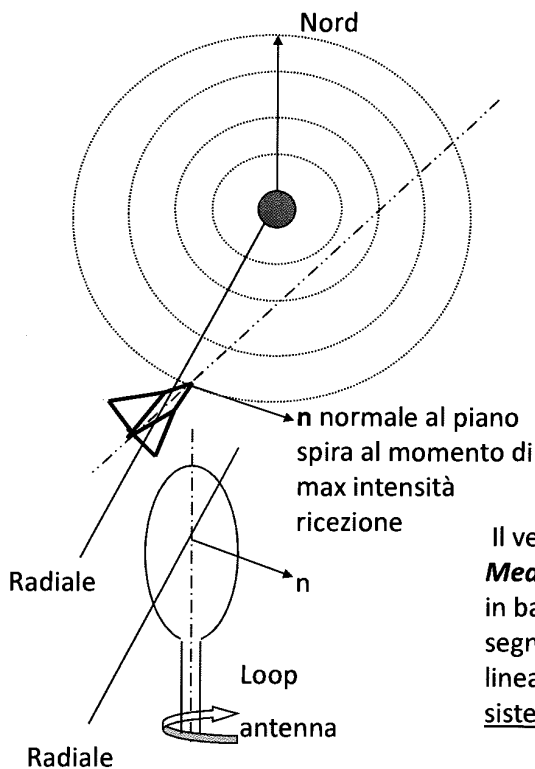


NAVIGAZIONE

Alcuni equipaggiamenti per la navigazione radioassistita consentono di determinare la posizione di un velivolo rispetto ad una stazione di terra (polo), solitamente rappresentata da un radiofaro (*Beacon*), mediante i segnali da questa trasmessi.



3



ADF: Automatic Direction Finder

Gli ADF o radiofari NON direzionali possono ricavare la RADIALE (su cui essi si trovano al momento) sfruttando una emissione radio OMNIDIREZIONALE, da un punto geograficamente noto, grazie ad una antenna ricevente direzionale.

Sovente sono considerati parte del sistema RADIO.

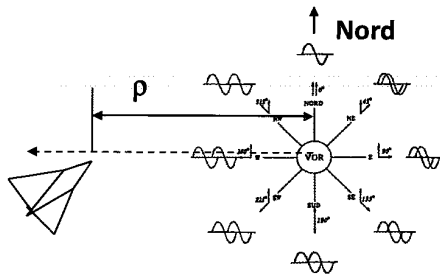
Il velivolo può essere dotato di **Distance Measurement Equipment (DME)**, un ricetrasmittitore in banda UHF che rileva il tempo di percorrenza del segnale dal radiofaro al velivolo e quindi la distanza in linea d'aria tra i due (*slant range*), completando così il sistema di coordinate polari

Sergio CHIESA

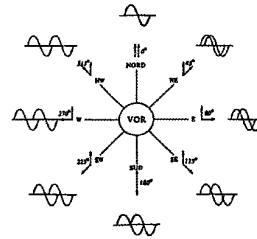
4

La navigazione Radio assistita, in molti casi, cerca di realizzare un sistema di riferimento in coordinate polari, centrato sulla "ground station" trasmittente

Tipico esempio è il VOR che realizza un segnale differente (e riconoscibile) sui 360°, permettendo al velivolo di conoscere la radiale rispetto a un p.to per lui noto.



L'aereo dal segnale ricevuto riconosce che la RADIALE del VOR di Poirino (ad es.) che sta attraversando è la 270° in senso orario da Nord.

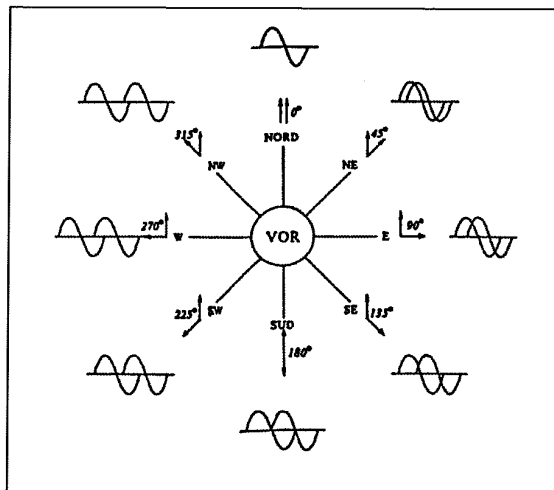


Fase dei segnali VOR.

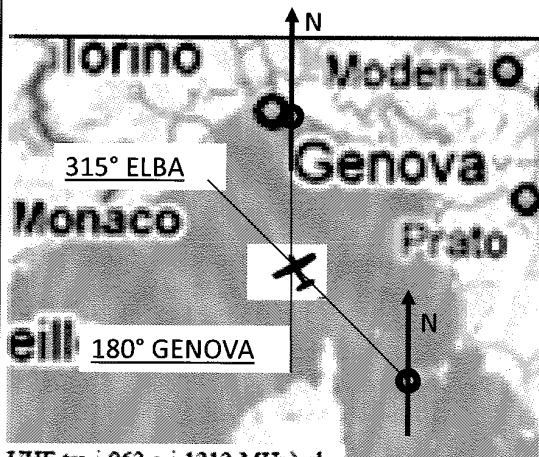
Quel che differenzia ogni radiale è lo sfasamento tra un segnale sinusoidale omnidirezionale e uno direzionale rotante con la stessa frequenza del primo.

Sergio CHIESA

7



Per calcolare il punto sono necessari almeno due VOR, di modo da poter fare una triangolazione.



In genere però ad un VOR è associato un DME (Distance Measuring Equipment, banda UHF tra i 962 e i 1212 MHz) che permette di dare la distanza dal radiofaro stesso, rendendo inutile una triangolazione con un altro VOR. L'apparecchio DME di bordo invia un segnale che interroga la stazione a terra, chiamata *transponder*; il segnale è composto da una serie di impulsi generati con distanze di tempo casuali; il transponder risponde con un altro pacchetto di segnali nella stessa sequenza, di modo che esso venga riconosciuto dal ricevitore a bordo e distinto da quello inviato dal transponder ad altri velivoli che lo stanno interrogando; dal tempo totale trascorso è possibile risalire alla distanza tra velivolo e stazione.

8

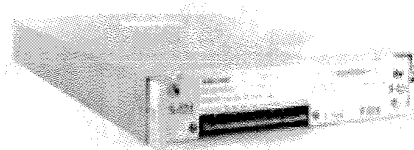
Il DME a bordo

Remote Electronic Unit REU

Dimensioni: 293x30x165 mm
 Peso: 1,27 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 11W
 Installazione: Centro Fusoliera

Control Panel

Dimensioni: 199x291x322 mm
 Peso: 0,5 kg
 Tensione alimentazione: 115 V
 Potenza assorbita: 3W
 Installazione: Cockpit



Distance Measurement Equipment - DME

Il DME o Distance Measuring Equipment fornisce una lettura costante in miglia nautiche della distanza obliqua, chiamata Slant Range, dell'aeromobile rispetto alla stazione di terra DME.

Caratteristiche principali del nostro componente (REU e control panel): 200-canali in ricezione e 100 watt nominali in uscita.

11

I.L.S. Instrumental Landing System

Il velivolo riceve due segnali LOC (Bianco e Azzurro) il primo più intenso a SIN, il secondo più intenso a DX; dove sono eguali è il PIANO DEL LOCALIZZATORE, verticale, passante per linea centro pista.

Analogamente per il piano Glide Slope

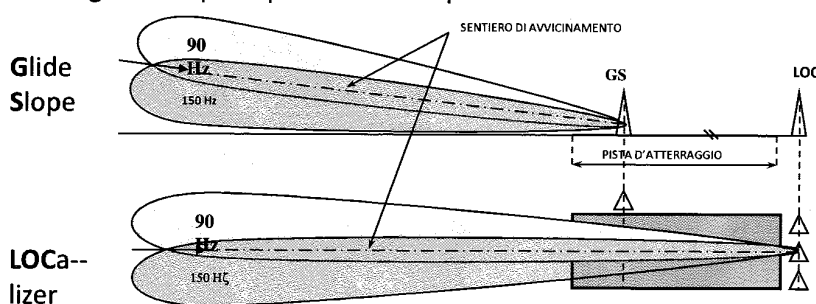


Diagramma di radiazione del LOC e del GS.

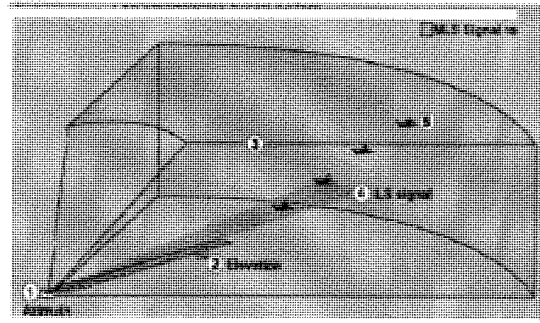
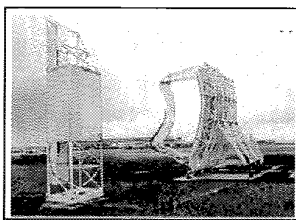
I due piani LOC e GS individuano il sentiero di discesa ottimale

Sergio CHIESA

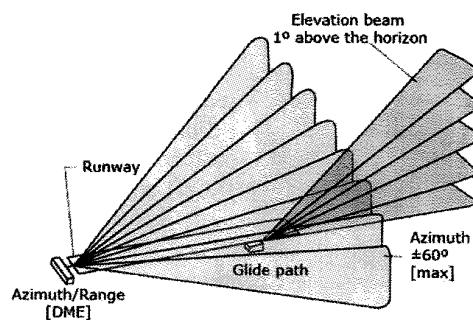
12

MLS Microwave Landing System

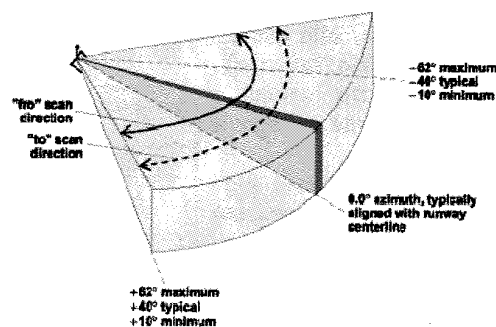
Il sistema **Microwave Landing System (MLS)** è un sistema di atterraggio aeronautico a microonde. Si tratta di un ILS) perfezionato. Il suo grande vantaggio è la possibilità data al velivolo di avvicinarsi alla pista con traiettorie differenti da quella rettilinea, condizioni specialmente sfruttate da elicotteri e velivoli militari. Inoltre fornisce un'indicazione precisa della distanza dal punto di atterraggio. Il sistema è formato dall'insieme di tre sottosistemi: uno per la misura azimutale (AZ), uno per l'elevazione (EL) ed uno per la distanza (P-DME, Precision DME). Il sottosistema azimutale fornisce informazioni analoghe a quelle dell'ILS, ma su un angolo di apertura di 124 gradi attorno all'asse della pista. Il sottosistema in elevazione copre un campo di 30 gradi. Il sottosistema per la distanza ha una portata di 20 miglia. La precisione delle indicazioni di azimut e di elevazione sono dell'ordine di 0,015 gradi, per la distanza 30 metri.



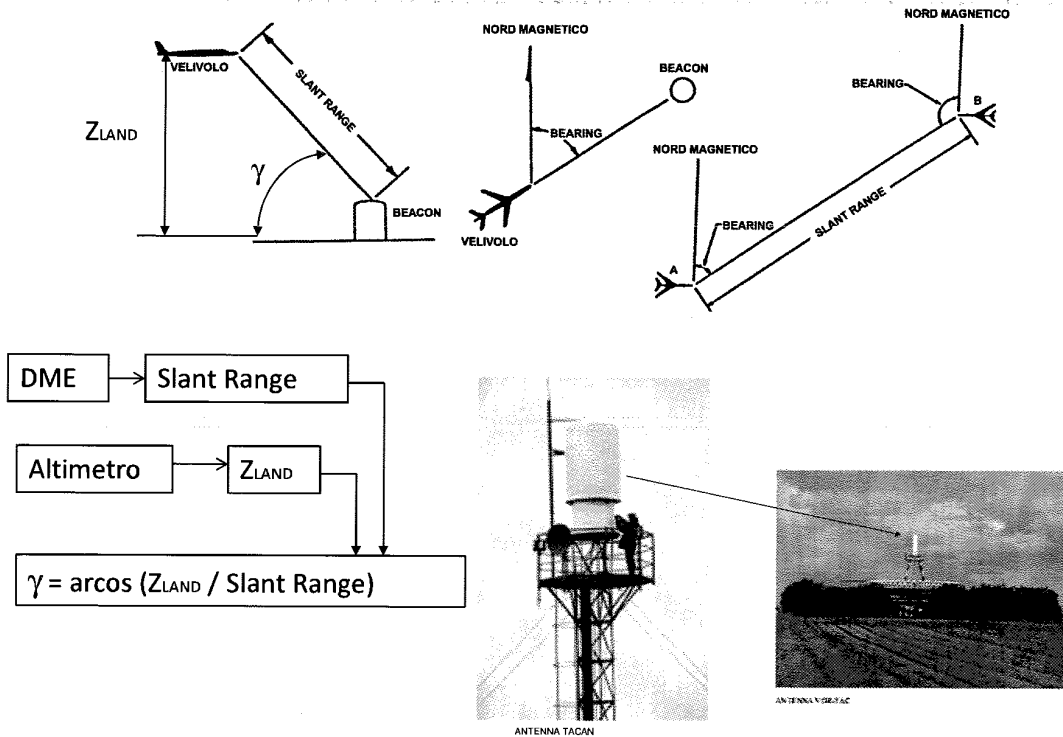
15



Il metodo basato per definire le posizioni angolari, sia in azimut sia in elevazione, sono basate su una scansione in andata immediatamente seguita da una di ritorno; dalla misura del tempo fra il primo ed il secondo passaggio è immediato risalire alla misura dell'angolo.

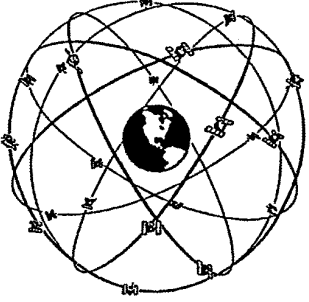


16



Navigazione radioassistita: Sistemi Satellitari (GPS)

Il sistema NAVSTAR GPS (Global Positioning System) consta di 24 satelliti con orbite circolari in sei piani orbitali inclinati di 62 gradi sul piano equatoriale ad una quota di 20235 Km (per cui il periodo orbitale risulta di 12 ore)



La trasmissione avviene su due distinte frequenze: la prima contiene il codice P che permette l'accesso al servizio militare *Precision Positioning Service, PPS*, la seconda contiene il codice C/A per l'accesso al servizio di *Coarse Acquisition*, con accuratezza inferiore destinata agli usi civili. La posizione dell'osservatore (in coordinate terrestri di latitudine e longitudine) viene rilevata dal sistema determinandone la distanza da almeno tre dei satelliti e calcolando l'intersezione delle tre sfere aventi centro in ciascun satellite e raggio pari alla detta distanza

Il principio di funzionamento si basa sulla misurazione dell'intervallo di tempo necessario affinché il segnale dal satellite giunga all'osservatore.

Si ha perfetta conoscenza dell'istante di partenza del segnale dal satellite grazie a precisissimi orologi atomici installati sul satellite, non altrettanto dell'istante di arrivo all'osservatore, per cui si rende necessaria una valutazione supplementare dell'errore commesso nel calcolo del tempo di transito del segnale



EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

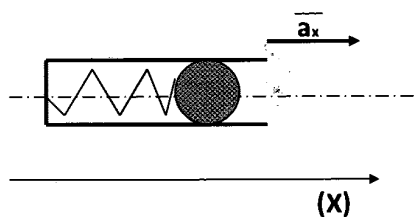
LEZIONE 8 SISTEMI INERZIALI PER IL CONTROLLO DEL VOLO E LA NAVIGAZIONE. SISTEMI INTEGRATI DI NAVIGAZIONE

Prof. Ing. Sergio CHIESA sergio.chiesa@polito.it

1

X

ACCELEROMETRI



M = Massa pallina

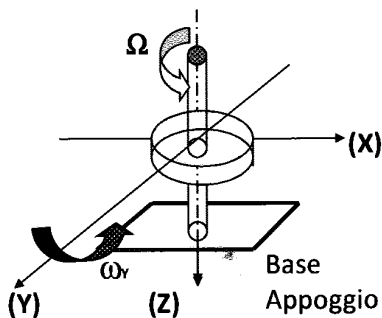
K = Costante molla

$$F_x = M a_x = K X$$

$$a_x = (K/M) X$$

GIROSCOPI

GIROSCOPIO CLASSICO
È UN VOLO CHE GIRA



• Se la Base d' appoggio ruota attorno ad assi paralleli ad X e Y, l'asse di rotazione Z del giroscopio tende a mantenersi

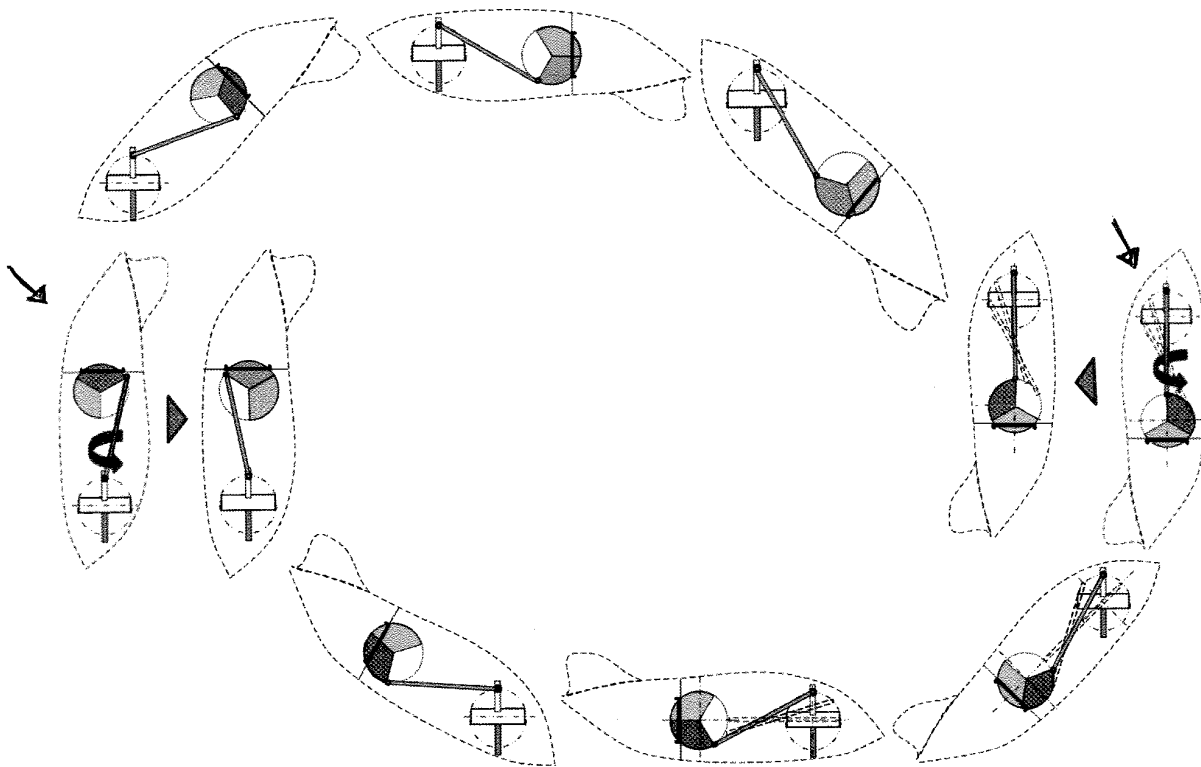
• Se si applica una velocità angolare ω attorno a un asse perpendicolare ad asse rotazione si ottiene una coppia attorno al 3° asse della terna individuata dai primi due e proporzionale a M, alla velocità angolare e al momento di inerzia del giroscopio:

$$\vec{C}_x = \vec{\omega}_y \wedge \vec{\Omega} J_z$$

LA DIREZIONE DELL'ASSE RIMANE LA STESSA.

Sergio CHIESA

2



5

I GIROSCOPI POSSONO ESSERE MESSI NEL CRUSOTTO MA SONO PICCOLI E NON NEL BARICENTRO → li usiamo solo in caso di emergenza.

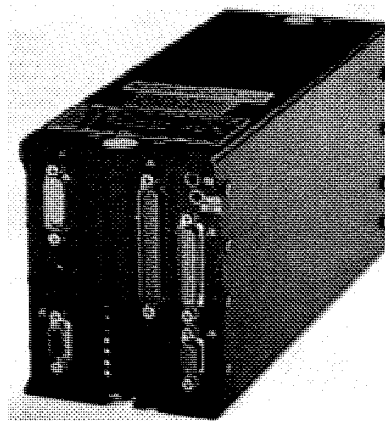
Nella realtà uso una scatola con GIROSCOPI OTTICI FOSTI NEL BARICENTRO E SUL CRUSOTTO HO SOLO PEGGI INDICATORI !!

Attitude and Heading Reference System → apparato contenente i GYROS necessari per fornire i valori di due angoli all'ADI e di un angolo allo HSI

Esempio di A.H.R.S.

AHRS

Dimensioni: 278x102x128 mm
Peso: 2,7 kg
Tensione alimentazione: 115 V
Potenza assorbita: 26W
Installazione: Centro Fusoliera



L'LCR-100 è il risultato di oltre un decennio di lavoro nel campo dei *Fiber Optic Gyros (FOG)* e dei *Microelectromechanical Systems (MEMS)*.

6

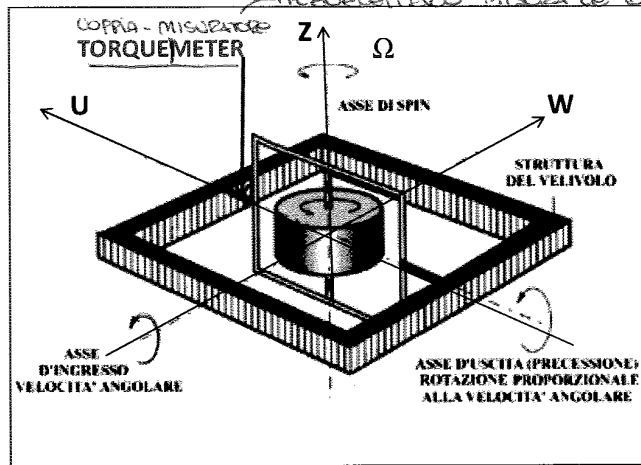
DAGLI ANNI '65 AL '75 :

→ RATE-GYRO

Un **giroscopio di velocità** è un giroscopio ad un solo grado di libertà, quello rotazionale, e con un **TORQUEMETER** (cioè una barra di torsione) adatto a rilevare la velocità angolare del supporto intorno ad un asse (ASSE di INGRESSO), ortogonale all'asse del rotore e del gimbal di supporto contemporaneamente. Sappiamo infatti che una rotazione intorno a detto asse provocherà una coppia giroscopica che tenderà a far ruotare ("senza riuscirci") l'asse del gimbal; la misura di questa Coppia mediante torsionometro fornisce un valore proporzionale alla velocità della rotazione stessa

$$C_u = \omega_w J_z \Omega$$

↑↑ COSTANTI DEL DISPOSITIVO
 ↑↑ C_u o ω_w COPPIA VELOCITÀ ANGOLARE DELL'ASSE



MAI DI TORSIONE IN CUI CONOSCO LA K TORSIONALE!

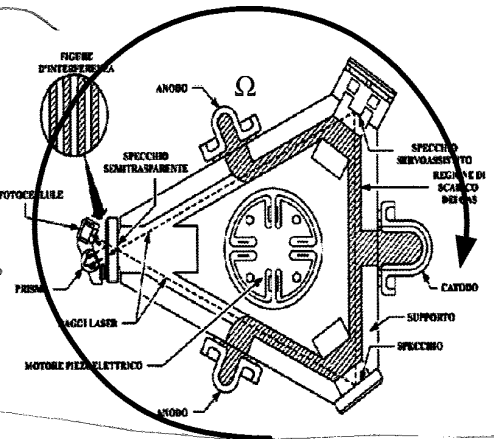
9

SE L'AEREO RUOTA ATTORNO ALL'ASSE W ⇒ ANCHE IL GIROSCOPIO RUOTA RISPETTO A E ⇒ SUW'ASSE U SI CREA LA COPPIA GIROSCOPICA CHE VIENE MISURATA DAL TORQUEMETER !!
 → CON QUESTO GIROSCOPIO MISURIAMO IL SUO ~~ASSE~~ E X DI PIÙ MAI HO UN ANGOLO MA UNA COPPIA → QUESTO COMunque PERA MISURE PIÙ PRECISE GRAZIE A PC PIÙ SOSTITUITI !!

IL '75: SISTEMA QUINQUALE

Ring Laser Gyro, RLG. Questi dispositivi sono dei giroscopi di velocità poiché sono in grado di rilevare gli spostamenti angolari rispetto ad un solo asse. Essi sono costituiti da un blocco triangolare di vetro di appena un chilogrammo di peso lungo le cui facce sono ottenuti canali entro i quali viene immessa una miscela di elio e neon. Due anodi e un catodo, quando posti alla tensione di 3000 Volt, ionizzano la miscela che emette così fotoni guidati dai due anodi e riflessi da appositi specchi posti ai vertici in modo creare due raggi distinti che si muovono in direzioni opposte.

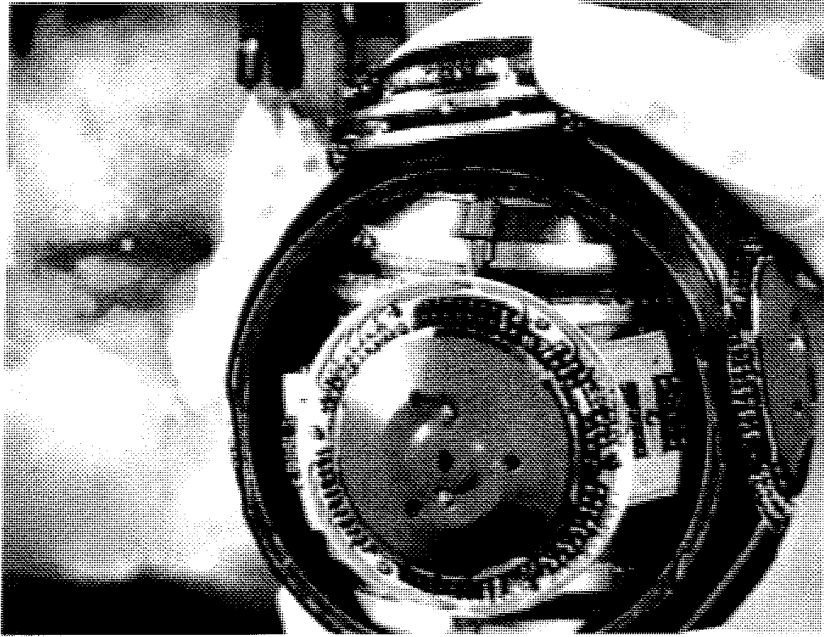
IL BLOCCO DI VETRO e gli SPECCHI richiesti sono molto costosi
 ↓
 si sostituiscono con le fibre ottiche!



In modo molto impreciso si può dire che una rotazione intorno all'asse del giroscopio comporta l'allungamento del cammino di uno dei raggi e l'accorciamento dell'altro (il primo deve "inseguire" gli specchi, mentre il secondo li vede "venirgli incontro" (effetto Sagnac, analogo a quello "DOPPLER") per cui, in presenza di **velocità angolare Ω**, si rileverà uno sfasamento dei 2 raggi ~ Ω:
Sono quindi GIROSCOPI di VELOCITÀ

EVOLUZIONE: Blocco di Vetro → Anelli di fibre ottiche → **Optical Fibres Gyros**

In uno dei vertici ci sono 2 laser che lanciano due fasci di luce su tutti i vertici. Nei vertici principali ho anche dei ricevitori laser. I due laser dovrebbero oscillare contemporaneamente. Ma la luce ha freq. molto più alta delle onde radio quindi è soggetta all'EFFETTO DOPPLER!!
 Anche Sagnac si verifica anche con la luce che x'è detto SAGNAC!! L'EFFETTO È A LUN



La piattaforma inerziale di tipo gimbaled FIN1000 della Marconi Electronic System

x

Piattaforma Strap-Down

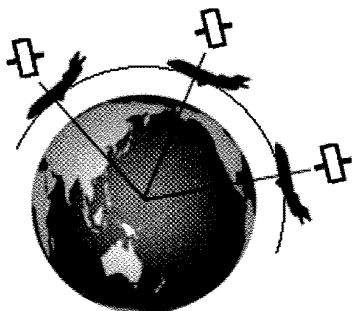
→ FATTA QUINDI I PC SI SONO EVOLTI E IN QUESTO PERIODO SI ERANO SVILUPPATI I GIROSCOPPI DI VELOCITÀ.

È una piattaforma con giroscopi di velocità (3 per ricavare le 3 velocità sui 3 assi). Lo scopo è evitare organi in movimento: infatti oltre al fatto che i giroscopi sono statici (sovente LASER), **mancano i motorini di allineamento della piattaforma**. Le accelerazioni non saranno più lungo gli assi di allineamento ma si ricostruiranno, per calcolo, le loro componenti su tali assi grazie agli angoli calcolati a partire dalle informazioni date dai giroscopi.

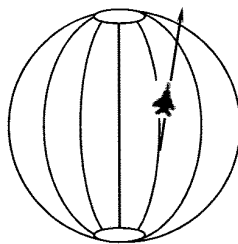
LA PIATTAFORMA È BLOCCATA QUINDI GLI ACCELEROMETRI MISURANO IN 3 DIREZIONI ORTOGONALI A CASO POI MISURO I 3 ANGOLI CON I GIROSCOPPI E SARÀ COMPITO DEL PC ELABORARE GLI ANGOLI E "RADDIREZZARE" LE ACCELERAZIONI!!!

Errori tipici dei giroscopi nella navigazione sulla superficie terrestre.

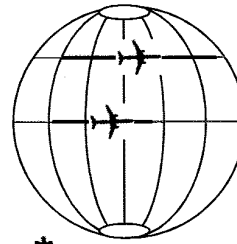
DA CORREGGERE VIA SW



Correzione sfericità Terra



Correzione accelerazione di Coriolis

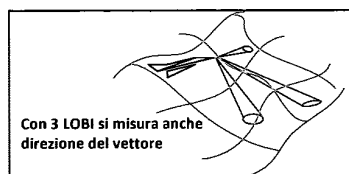


Correzione delle EFFEMERIDI

Volando lungo un parallelo, a pari distanza percorsa, a diverse latitudini, si hanno differenti incrementi di longitudine che i paralleli sono MAX. ALL'EQUATORE MINIMO AI POLI!!!

IL PC NON HANNO PIÙ GLI ANGOLI MA LE VELOCITÀ ANGOLARI DEI GIROSCOPPI¹⁴, INOLTRE NON HO PIÙ I TRE ASSI QUINDI DEVO CORREGGERE LE ACCELERAZIONI "RADDIREZZANDOLE". ORA DOBBIAMO CORREGGERE SENTENDO CHE PASSANDO PORZIONI MOTORELLI DI TERRA NON POSSO PIÙ TRASCURARE LA CURVATURA TERRESTRE → SE HO MI SEGUIREBBE CHE VOLO A TESTA IN GIÙ DALL'ALTRO LATO DEL GLOBO. SE VOGLIO VOLARE LUNGO UN MERIDIANO DEVO TENERE

Per completare il quadro della navigazione: **RADAR DOPPLER**
 Sfruttando l'omonimo principio si può avere un RADAR che, come OUTPUT ci dà il vettore V; poi si procede come per l'inerziale



SISTEMI INTEGRATI DI NAVIGAZIONE

Tipo di navigazione		Apparati impiegati	Grandezze coinvolte	Displays e controlli
Sistemi polari		Automatic Direction Finder (ADF).	Relative bearing ($\theta-\theta$).	ADF indicator, receiver control unit.
		VHF Omni Range e Distance Measurement Equipment VOR/DME	Absolute bearing, slant range ($\rho-\theta$), ($\rho-p$).	Course Deviation Indicator (CDI), DME indicator, Radio Magnetic Indicator (RMI), receiver control unit, Multi Function Display.
		Tactical Air Navigation (TACAN).	Absolute bearing, slant range, distanza da altro velivolo.	"
Sistemi a griglie iperboliche.	DECCA Navigation System, LORAN-C Navigation System, VLF/OMEGA Navigation System.	Latitudine, longitudine.	Control unit e display, MFD.	
Sistemi satellitari.		Global Positioning System (GPS)	Latitudine, longitudine, velocità.	Control unit e display, MFD.
		Global Nav. Satellite System	"	"
Aiuti di avvicinamento.		Instrumental Landing System (ILS), GS + LOC receivers.	Scostamento dal sentiero di discesa.	Course Indicator (CDI+GS), MFD.
		Microwave Landing System (MLS).	"	"
		GPS differenziale.	"	"
		Marker Beacon Receiver (MB), Secondary Surveillance Radar + transponder.	Verticale del beacon. Parametri di avvicinamento (Ground Controlled Approach, GCA).	MB receiver control unit, Datalink display o VHF receiver.

Molto efficaci sono modi di navigazione mista, in cui un Navigation Computer riceve dati di navigazione da:
 Air Data Syst.
 Inertial Nav.
 Doppler, GPS
 confrontandoli, mediandoli e correggendoli vicendevolmente

Sergio CHIESA

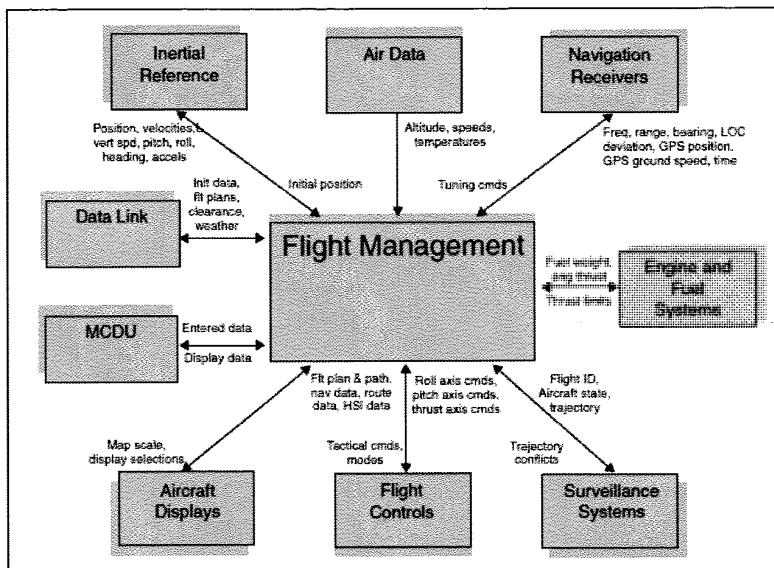
17

Navigazione autonoma:

Tipo di navigazione	Apparati impiegati	Grandezze coinvolte	Displays e controlli
Naturale.	Bussola magnetica + orologio + Pilot Static System.	True heading, tempo, velocità	Horizontal Situation Indicator (HSI) o Magnetic Compass, orologio, IAS indicator.
Inerziale.	Cyro Compass System, Inertial Measurement Unit (IMU)	True heading, Yaw angle: Gyro vertic; Roll, Pitch, true heading: Gyroirez.; Giroscopi di velocità: velocità angolare rispetto ad un asse. Accelerometri: spazio percorso. Dati della TMT + dati d'aria	- Displays HSI, bussola. - Electronic Attitude and Direction Indicator (EADI), -Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI), -INS/IRS control and display unit, MFD.
	Attitude and Heading Reference Systems (AHRS).	"	AHRS controller + precedenti.
	Stand-by Attitude Reference Systems (SAHRS).	"	SAHRS controller + precedenti.
Doppler.	Doppler Navigation System.	Come per Inerziale.	Displays come per Inerziale, control unit.
Radar.	Terrain Reference Navigation System (TRN).	Rilevamenti radar, mappa digitale.	TRN display, MFD, control unit..

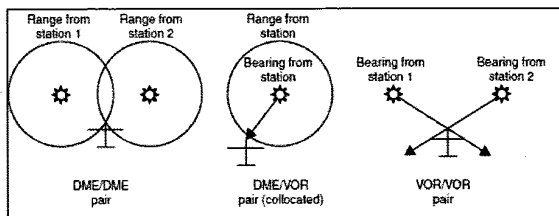
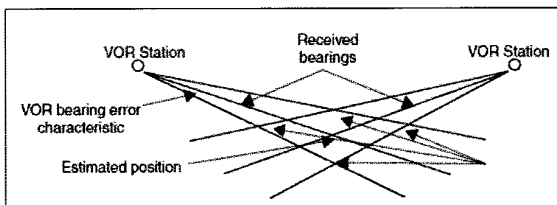
Sergio CHIESA

18

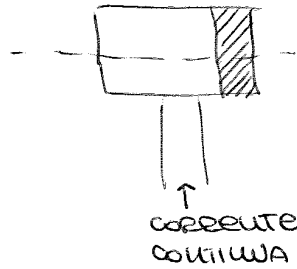


NB FMS può dare info oltre che a mezzo Display MCDU anche tramite gli altri Displays usuali , nonchè dare INPUTS a TELEMETRIE e ATTUATORI

Esempi di calcoli svolti da FMS



Per gli Accelerometri sono \neq : Accelerometri piezoelettrici



Il quarzo è soggetto alla temperatura. Esso è molto sensibile alla pressione che fa oscillare la corrente.

GIROSCOPIO

Quando ha sufficiente velocità \Rightarrow il rotore è alimentato da un motore elettrico (o l'asse rimane allineato anche se l'angolo di appoggio cambia).

Quindi, rotazione fissa il quadrato e l'asse verticale del giroscopio resta fisso nella stessa direzione.

Questo accade perché se faccio ruotare la base d'appoggio attorno all'asse y applicando una $\vec{\omega}_y \Rightarrow$ ottengo

UNA COPPIA GIROSCOPICA

$$\vec{C}_x = \vec{\omega}_y \wedge \vec{J}_z$$

\uparrow
MOMENTO D'INEZIA
del GIROSCOPIO

I motori o le eliche sono enormi giroscopi sottoposti a grosse coppie giroscopiche che devono essere sopportate dalle strutture.

(Gli attacchi sono molto salacchi) \rightarrow Problemi nel direzionare gli AEREA nel modo giusto.

Il giroscopio resta allineato grazie alla coppia giroscopica.

Usiamo una sospensione cardanica x poter rendere il giroscopio libero di muoversi in modo da mantenere l'asse costante.

Sui due assi che non sono del giroscopio metto un misuratore di angoli.

Questi che otteniamo sono giroscopi di posizione xché possono calcolare angoli rispetto a due posizioni.

Il principio generale delle piattaforme inerziali è quello di individuare nello spazio un piano e delle dimensioni caratteristiche che si mantengono invariate nel tempo, nonostante le manovre del veicolo!!

$$V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \Rightarrow \text{OTTENGO LA VELOCITÀ VERA RISPETTO AL SITO CHE CERCAVO!!}$$

METODOLOGIA PER IL CALCOLO DEL LINK BUDGET

L.B. indica un calcolo fatto a ripete la robustezza di un link di comunicazione. È un calcolo che si fa in fase di progetto soprattutto tra stazioni di terra e SATELLITI e tra SATELLITI e AEREI.

1-12 si eseguono a force un L.B. preliminare.

① → In realtà noi non scegliamo la frequenza ma chiediamo alla ITU dei permessi. Certi servizi hanno frequenze prestabilite.

② → La data rate R è la quantità di informazioni o campioni che dobbiamo trasferire al secondo!
Dipende molto dai dati che voglio trasmettere!!
Non c'è un eq. matematica che me lo definisce; per calcolarlo serve sapere la quantità di dati da trasmettere e di quanto tempo posso disporre. (per comunicazione)

③ → La potenza di TRASMISSIONE è legata al trasmettitore!
Scegliamo vedendolo dai cataloghi di dati?
Per prima ipotesi di progetto si sceglie la POTENZA di TRASMISSIONE cioè quanti WATT ho a disposizione.

Il progetto segue un processo iterativo!!

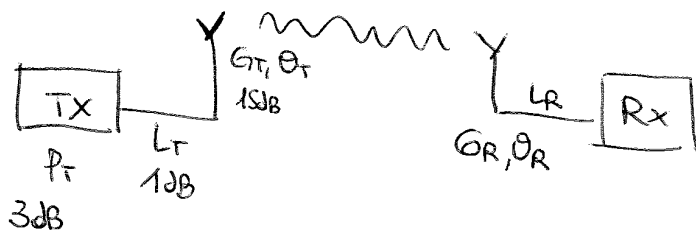
④ → Dal trasmettitore il segnale deve arrivare all'antenna! Se TRASM. e ANTENNA sono molto lontani il segnale viene SPORCATO e ATTENUATO.
Bisogna stimare le perdite di questo fenomeno!

⑤ → Per l'antenna in trasmissione dobbiamo definire il guadagno e il Beamwidth!

$$\text{GUADAGNO ANTENNA} = \frac{G_T}{G_{iso}} = \frac{\pi D^2}{4} \cdot 4\pi \cdot \frac{1}{\lambda^2} \cdot \eta = \frac{\pi^2 D^2}{\lambda^2} \cdot \eta$$

TRASMISSIONE IN FORMA DI ANTENNA

8) → Scegliere l'autenna di ricezione e calcolare ENADAGMO e ANGOLO di Beu.



9)

10)

11) Scegliete le BER



A.A. 2012-2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 7

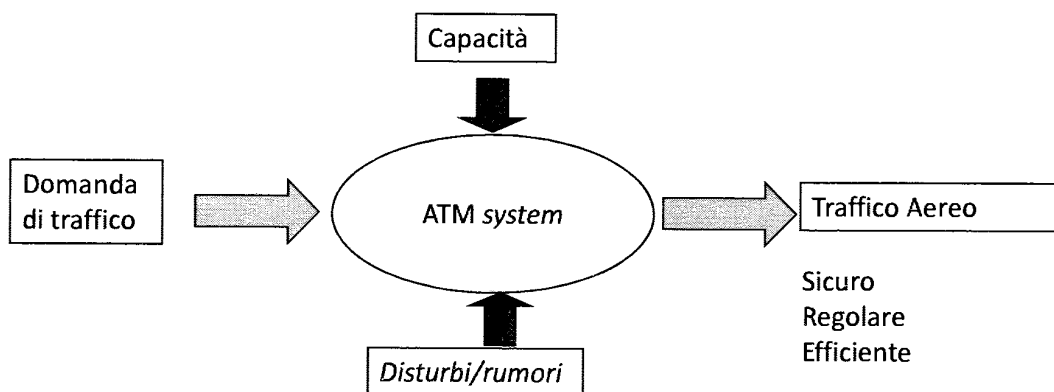
CONTROLLO DEL TRAFFICO AEREO: SISTEMI DI CONTROLLO E IDENTIFICAZIONE, ANTICOLLISIONE

Prof. Ing. Sergio CHIESA sergio.chiesa@polito.it

1

ATM = Air Traffic Management

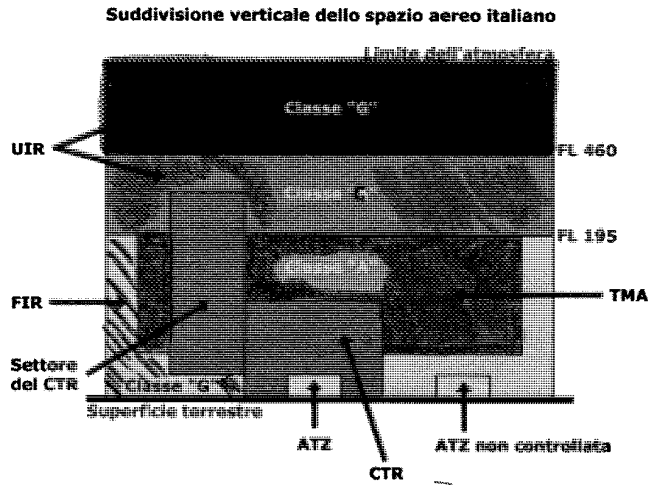
Il processo di Gestione del Traffico Aereo:



Mission: Soddisfare, in maniera sicura ed efficiente, la domanda di traffico espressa dall'utenza per l'uso dello spazio aereo.

2

ATM in Italia



Classe F
Spazio aereo non controllato.

Classe G
Spazio aereo non controllato

Spazi aerei assistiti non controllati

Spazi aerei riservati (P- Proibita, R- Riservata, D- Pericolosa)

Classe A
Riservato a soli voli IFR

Classe B
I voli IFR e VFR sono controllati senza distinzione

Classe C
Ammessi traffici IFR e VFR. Vengono separati i voli IFR, IFR e VFR ma non i voli VFR.

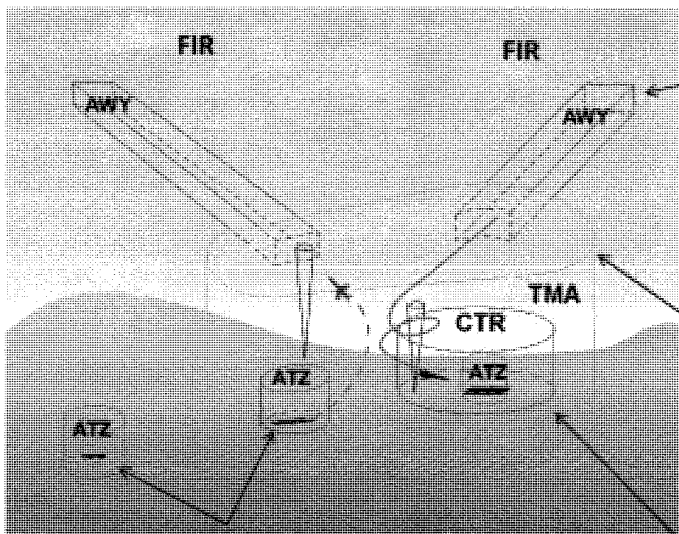
Classe D
Ammessi traffici IFR e VFR. Vengono separati solo voli IFR.

Classe E
Ammessi traffici IFR e VFR. Per i voli IFR servizio controllo per i VFR solo traffic information

NB:
VFR visual flight rule
IFR Instrumental flight rule

Lo Spazio Aereo all'interno della FIR

All'interno di una FIR lo spazio aereo è ulteriormente frazionato



L' Aerovia (AWY) si trova ancora in FIR. La responsabilità della gestione del volo è dell' ACC (Area Control Center)

Per volare da/verso l'aeroporto c'è bisogno di uscire dall'aerovia ed entrare in una Terminal Maneuver Area (TMA). La TMA è di responsabilità del ACC.

Alcuni grandi aeroporti (operano in IFR) fra la TMA e l'ATZ hanno un'area chiamata CTR (Control Region) come transizione fra TMA e ATZ. La responsabilità della CTR è dell'APP (Approach Control). (rotte standard per VFR)

Lo spazio aereo "intorno" l'aeroporto prende il nome di ATZ (Aerodrome Traffic Zone). La gestione di tale spazio è compito della Torre di Controllo TWR.

ACC = Area Control Center

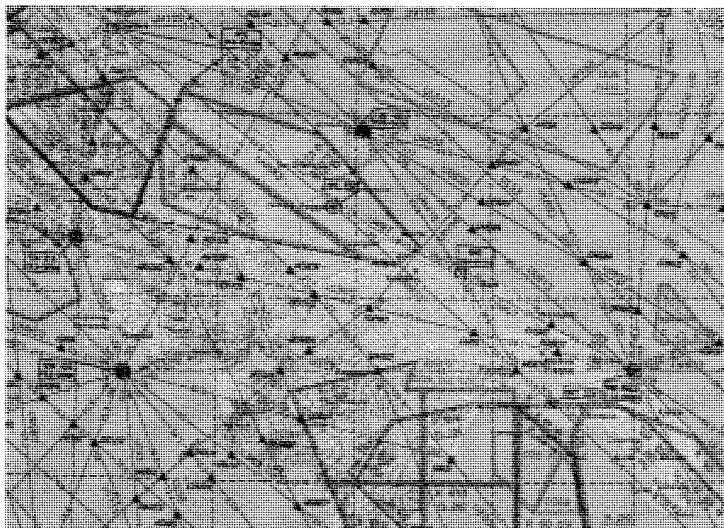
Servizio di Controllo del Traffico Aereo fornito a tutti i voli controllati operanti nella FIR

Tecnologie con cui opera:

- Radar

Fasi di volo:

- En-route



In En-route il velivolo vola seguendo delle aerovie definite a priori dal ente fornitore dei servizi ATM (i.e ENAV in Italia). NB non tutte le aerovie sono uguali alcune aerovie richiedono particolari performance del sistema di navigazione...

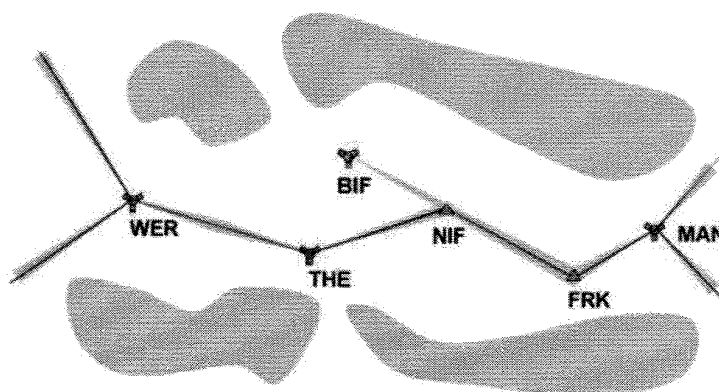
9

Procedure Navigazione

Navigation VOR to VOR

La navigazione inizialmente era basata totalmente sulla radio assistenza.

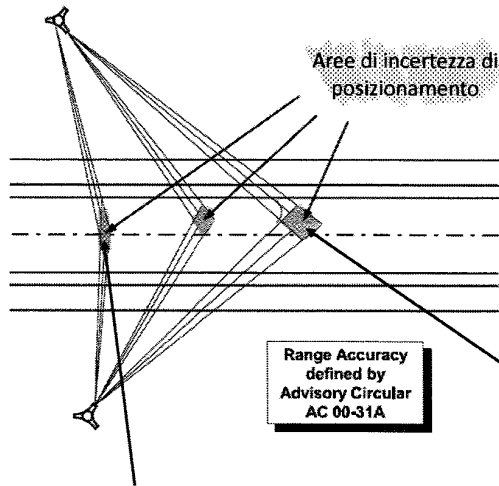
Ciò significa che le aerovie andavano tutte da un VOR all'altro. Il velivolo percorreva la sua rotta volando da VOR a VOR (o VOR/DME). Il velivolo doveva sorvolare tutti i VOR sulla sua rotta durante il volo



10

Navigation

Area Navigation (R-NAV): Problematiche



Il VOR permette di conoscere la radiale rispetto alla stazione VOR da cui si sta ricevendo il segnale. Tale radiale viene stimata a bordo ma è affetta da un errore di tipo angolare (+/- 1,4°). Tale errore angolare genera però un'area di incertezza che cresce al crescere del lato dell'angolo.

Quando si è vicini alla stazione il lato dell'angolo è piccolo per cui l'area di incertezza e quindi l'errore di posizionamento sono ridotti.

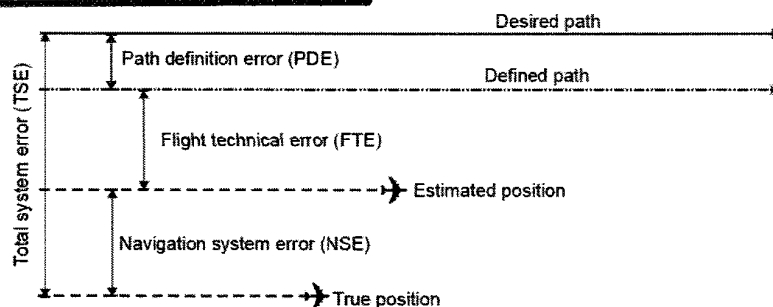
Quando si è lontani dalla stazione il lato dell'angolo è grande per cui l'area di incertezza e quindi l'errore di posizionamento sono maggiori.

13

Navigation

Performance Based Navigation

Esiste quindi la necessità di avere un errore di navigazione costante e non dipendente dalla distanza delle stazioni VOR. Tale necessità porta alla nascita del concetto di **Performance Based Navigation (PBN)**. Questo si basa sulla certificazione dei sistemi di navigazione on-board al fine di contenere l'errore di navigazione (TSE) entro un certo range per almeno il 95% del tempo di volo.



Navigation System Error (NSE) : Errore dovuto al sistema di navigazione utilizzato (GPS, Inerziale, VOR)

Flight Technical Error (FTE) : Errore dovuto al sistema autopilota che nel tenere la rotta desiderata deve continuamente correggere i modi tipici della dinamica del velivolo.

Path Definition Error (PDE) : Errore legato alla differenza fra la posizione reale della rotta e quella invece implementata nel sistema di navigazione (i.e. latitudine e longitudine dei Waypoints sono implementati con un numero finito di cifre all'interno del Navigation Database)

14

Il sistema fondamentale di controllo è comunque rappresentato dalle stazioni radar (Air Traffic Control Radio Beacon System, ATRCBS).

Una stazione comprende due radars, uno primario (Primary Surveillance Radar, PSR) ed uno secondario (Secondary Surveillance Radar, SSR) montati sul medesimo supporto rotante.

Il PSR trasmette uno stretto fascio di onde elettromagnetiche nella direzione definita dal supporto rotante. La misura dell'intensità di un eventuale eco e del tempo impiegato a ritornare all'antenna dopo la riflessione fornisce la posizione dell'oggetto individuato. Poiché l'intensità del segnale dell'eco decresce con la quarta potenza della distanza percorsa, per localizzare velivoli a grande distanza è richiesta una grande potenza; l'eco risulta spesso contaminata da disturbi atmosferici o da riflessioni del terreno e diventa difficile interpretarla a meno di utilizzare un dispositivo capace di capire se l'eco è generata da un oggetto in movimento oppure fermo (Moving Target Indicator, MTI); infine questo sistema non permette di conoscere la quota dell'oggetto individuato.

Questi problemi sono stati risolti con l'introduzione del 2° Radar, lo SSR, cioè di un radar "attivo" che è in grado di comunicare con gli apparati di bordo. Il SSR invia costantemente un segnale, detto di interrogazione; quando l'apparato transponder di un velivolo lo capta, risponde con un segnale contenente i dati necessari alla propria identificazione ed anche l'informazione di quota; elaborando il segnale ricevuto il SSR ottiene così l'identificazione, la posizione e la quota del velivolo

17

Surveillance: ground segment

Al fine di conoscere la posizione dei velivoli presenti all'interno dello spazio aereo oggi vengono usati due strumenti basati sulla tecnologia radar. I radar vengono utilizzati dall'ATC per le manovre di separazione.

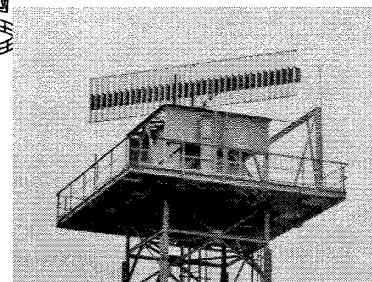
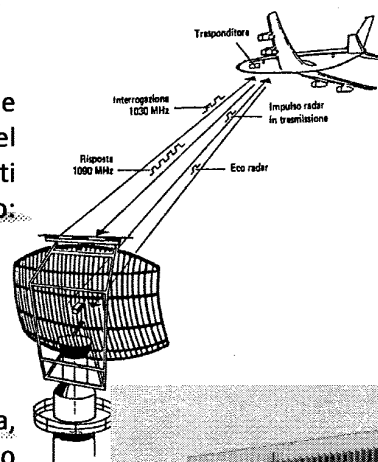
Secondary Surveillance Radar (SSR)

Il Secondary Surveillance Radar è un radar che permette di interrogare il Transponder (1030 MHz) del velivolo per ottenere in risposta (1090 MHz) dati velivolo a seconda del Modo in cui interroga il velivolo:

Modo A: Codice ICAO identificativo del velivolo.

Modo C: Quota di volo del velivolo (Flight Level)

Modo S: Identificativo ICAO, Posizione, Quota, Velocità etc. Il suo particolare tipo di funzionamento (interrogazione generale e interrogazione individuale) e la caratteristica di possedere un indirizzo permanente fa evitare gli errori di sovrapposizione delle risposte.



Il RADAR secondario (SSR) Modi di funzionamento

La distanza temporale di emissione fra i tre diversi impulsi individua i regimi di funzionamento (detti modi) del SSR

Modo	Distanza degli impulsi	Impiego
1	3 µs	<ul style="list-style-type: none"> • IFF militare • Codice individuale militare • Controllo del traffico aereo militare
2	5 µs	
3/A	8 µs	
B	17 µs	<ul style="list-style-type: none"> • Controllo del traffico aereo civile • Controllo del traffico aereo/ trasmissione della quota • Controllo del traffico aereo civile
C	21 µs	
S	25 µs	

Ad ogni modo di funzionamento è stata assegnata una particolare funzione specifica, a seconda delle necessità, al fine di non causare sovrapposizione fra i traffici

Ad es., nel traffico civile, in modo "A" si chiede il codice dell'aereo, in modo "C" la quota dell'altimetro barometrico, etc.

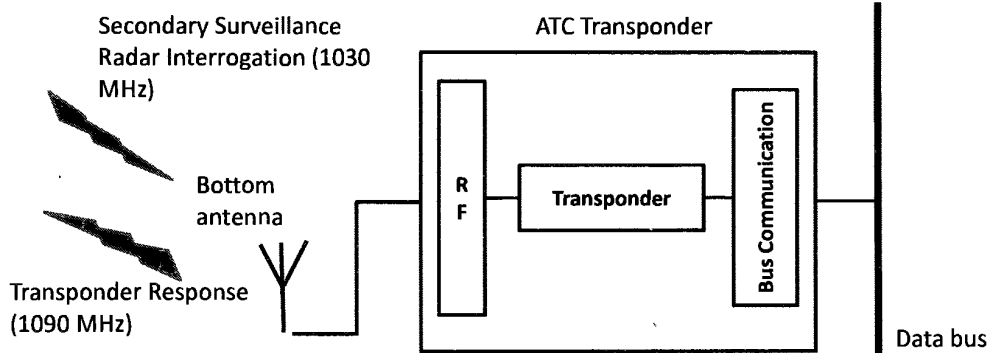
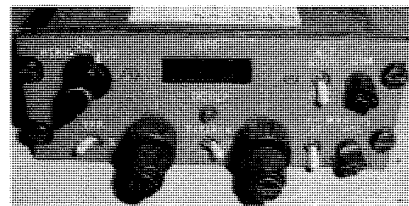
Il TRANSPONDER invia le risposte.

Surveillance: on-board segment

Al fine di fornire i dati velivolo al segmento di terra all'interno dell'architettura avionica del velivolo sono presenti i seguenti apparati.

Transponder (in gergo chiamato anche "ATC")

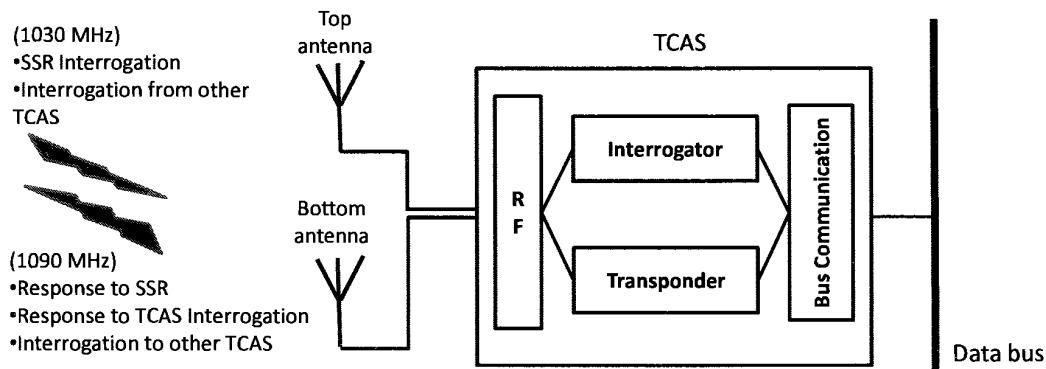
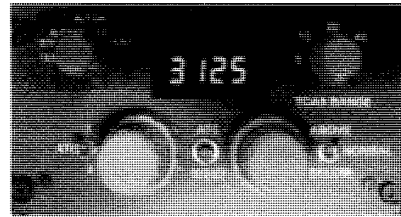
L'ATC Transponder è quell' apparato di bordo in grado di ricevere (e processare) un' interrogazione proveniente dal SSR (Secondary Surveillance Radar) e rispondere con un "report" contenente dati velivolo. Il contenuto del report dipende dal Modo in cui il Transponder è interrogato.



Surveillance: on-board segment

TCAS (Traffic Collision Avoidance System)

Dal punto di vista hardware, il TCAS non è un apparato indipendente. Questo viene realizzato installando una scheda "Interrogator" nel ATC Transponder. Tale scheda è capace di generare le interrogazioni verso i TCAS degli altri velivoli. La scheda Transponder "vede" le interrogazioni da parte degli altri TCAS come interrogazioni in Modo S di un SSR, per cui risponde a tali interrogazioni come risponderebbe ad un radar secondario. Da notare che in questo caso le antenne sono due: rispetto al classico ATC Transponder ne viene aggiunta una nella parte superiore (Top) del velivolo dal momento che le interrogazioni da parte dei TCAS degli altri velivoli potrebbero provenire anche dall'alto.

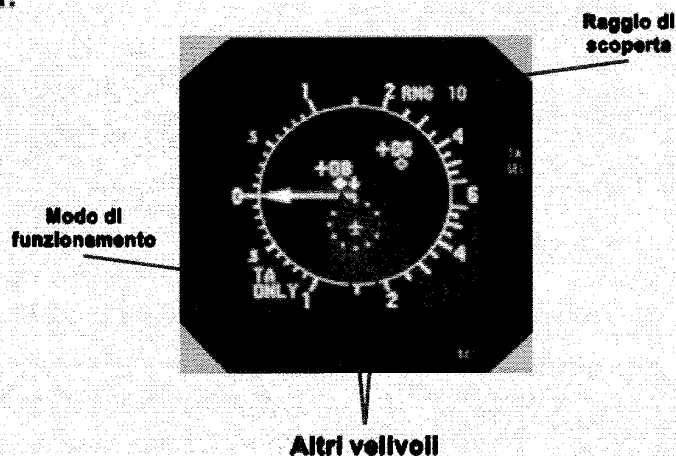


TCAS – Traffic Collision Avoidance System

Basato sulle emissioni del Transponder, il TCAS rileva l'eventuale presenza di velivoli nell'area circostante l'apparato (che è installato a bordo), funziona in due diverse modalità:

TA: Traffic Advisor: avverte della presenza di velivoli oltre un raggio di sicurezza di circa 10nm

RA: Resolution Advisor: se la distanza scende al di sotto di 5nm, attiva la segnalazione di emergenza e suggerisce la manovra correttiva



• Il controllo del volo è previsto x i velivoli che ~~chiedono~~ chiedono l'ATC → ogni velivolo decide se chiederlo o meno. → Un pilota deve chiederlo per forza l'ATC ~~se~~ xò ci sono zone dove esso non c'è.

Il **FIS** è come una radio che comunica informazioni utili anche se non ho chiesto il controllo di volo. Le informazioni sono di tipologia utile x la guida, fenomeni meteo e speri aerospazi. Non si trasmettono solo informazioni audio ma anche dati, immagini ecc....

• L'**ADS** sono dei consigli che l'ATM fornisce al pilota e sono indirizzati a un particolare velivolo, per esempio consiglia al pilota un'altra rotta se la sua è intersecata da un tempo e/o problemi.

- Nel caso in cui il pilota può vedere e sua ogni responsabilità → VMC
- Nel " " " " " non " " la responsabilità è dell'ATM → IMC
- Il velivolo deve in genere poter volare in maniera autonoma

• Gli **ALRS** sono servizi di allerta di collisioni e di discrepanze con il piano di volo (se sono in ritardo e non mi vedono) → cerca delle informazioni in caso di pericolo!!

ATM in Italia

La suddivisione è sia verticale che orizzontale. ~~Metri~~
 ↳ IN ITALIA e EUROPA, QUOTE BAROMETRICHE
 Sotto 19500 piedi = 6000 m ho la FIR } gestite dall'Acc
 Sopra 19500 piedi ho la NIR }

La suddivisione è dovuta al fatto che velivoli sopra questa quota hanno differenti prestazioni rispetto a quelli che volano più in basso → GENERAL AVIATION → sotto
 Velivoli LINER → sopra

I ≠ tipi di aerei hanno ≠ velocità di volo!

precise come posizioni ma non elaborato. Vedeva e distingueva gli aerei ma era l'operatore a dover distinguere i velivoli e riconoscerli sullo schermo con pennarelli ecc.

⇒ Negli anni '90 sono stati sostituiti ed erano x0 capaci di gestire anche con condizioni meteo non ottimali.

- SMR → radar più preciso e dotato di indicatori di pista e vie di taxi, ci dice se il veicolo si sta spostando in che direzione e a che velocità
- A-SMERS → si basa sempre su radar ma dà molte più informazioni utili riuscendo a elaborare i dati e segnalare eventuali probabili collisioni collocando le diverse velocità.

APPROACH CONTROL = APP

con il radar gestisce le posizioni dei diversi velivoli controllati in ottavo e in partenza.

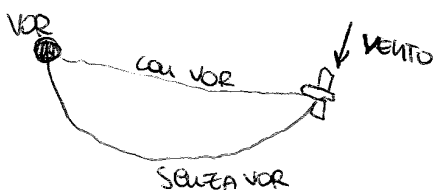
ACC =

I poligoni rossi sono delle zone aeree.

PROCEDURE di NAVIGAZIONE

Prima le rotte erano gestite da un VOR ad un altro.

I VOR servono perché esiste il vento, l'aria non è ferma quindi la rotta viene variata ed è comodo sempre sapere se che rotte si sta volando. Nota la rotte costruito il vento per volare sempre sulla stessa traiettoria evitando sprechi di consumo.



con l'intersezione delle AREE che a grosse distanze dai VOL₂ e VOL₃ diventano aree abbastanza importanti.

⇒ se l'aereo volesse solo questo non sarebbe un problema ma se volo con altri aerei questa tecnica non è

sicura e può provocare collisioni!

(NB) → LA NORMATIVA non prevede mai l'uso di 1 solo sistema di localizzazione. Questa tecnica implica l'assunzione di distanze di sicurezza maggiori che tengono conto del max errore di posizione sulla posizione peggiore! (quello in cui i 2 velivoli sono più vicini)

L'errore può essere dovuto a ≠ fattori:

- differenza tra la direzione che voglio fare e quella memorizzata nel piano di volo → ERRORE di DEFINIZIONE delle AREE
- ERRORE dovuto all'AUTOPILOTA che non segue al 100% la traiettoria specificata (x es. con continue perturbazioni dell'aria)
- ERRORE legato alla differenza di posizione reale della rotta e quella implementata nel sistema di navigazione.

Gli errori nella realtà sono sommati ALGEBRICAMENTE quindi potrebbero anche avvicinarsi a piccoli errori se sommati.

Nel calcolo però noi li sommiamo in valore ASSOLUTO x metterci nelle condizioni peggiori ⇒ ERRORE MAGGIORE ⇒ DISTANZE DI SICUREZZA MAGGIORE ⇒ CONGESTIONE DEL TRAFFICO AEREO e DIMINUIZIONE DEGLI SPAZI di Volo LIBERI con SICUREZZA!

Attualmente la congestione del traffico è dovuta al fatto che si preferisce gestire zone limitate "ordinando" il traffico con maggiore semplicità di gestione in sicurezza ma minore EFFICIENZA delle rotte di volo.

• **RADAR SECONDARIO** → È più simile a una radio xché invia dei segnali e delle informazioni al velivolo che riceve e ritrasmette altre informazioni (Antenna e velivolo sono fermi rispetto alla velocità del segnale stesso)

↓

È un'ANTENNA PIATTA

Esso interroga le TRANSPONDER a 1030 MHz e ottiene la risposta a 1090 MHz. Riesco a distinguere i velivoli dalla velocità di risposta del velivolo → L'ordine delle risposte è ORDINATA come l'ordine delle DOMANDE. È un RADAR DIREZIONALE quindi INTERROGA 1 AEREO ALLA VOLTA.

MODO A → Il velivolo risponde solo con il suo codice identificativo

MODO C → Il velivolo fornisce la quota del velivolo che è difficile calcolare in modo ≠. Il velivolo ha un altimetro che comunica al TRANSPONDER la quota.

MODO S → Per molte informazioni anche RIDONDANTI che verificano la coerenza dei DATI.

In zone affollate di traffici aerei potrei avere la sovrapposizione di più risposte che a diff. delle domande sono ISODIREZIONALI.

Il modo S prevede che ogni TRANSPONDER abbia un identificativo (di istruzione) questo facilita la ^{selezione} ~~scelta~~ di interrogazione solo ad alcuni velivoli evitando sovrapposizioni

e quindi perdite di informazione. (Prima di fare qsto ho fatto un'interrogazione generale x coprire i ≠ IDENTIFICATIVI e scorgo alcuni velivoli)

f. interrogazione = 450 MHz → { SU RANGE di 370 km
 Ho circa 2,5 microsecondi per
 * ogni INTERROGAZIONE

Questo tipo di antenne genera lobi minori laterali che potrebbero interrogare ≠ aerei nelle ≠ direzioni. Per coprire ciò che

GPS → ogni secondo mi ricentra le tutto su nuove coordinate!

SISTEMA INERZIALE + GPS ⇒ Il GPS una volta al secondo ~~mi~~
riconferma dove sono e aggiorna le mie coordinate

↓
in questo modo raggioro la costante di integrazione

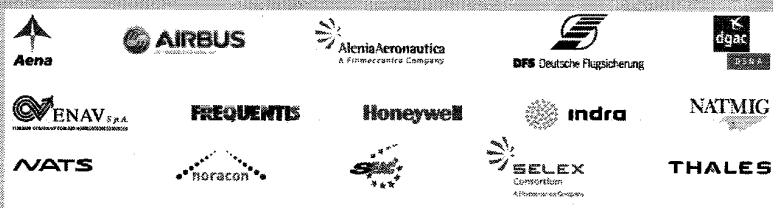
ottergo una navigazione MISTA e tutto questo processo è gestito
dal FMS = FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM!

SESAR: Single European Sky ATM Research

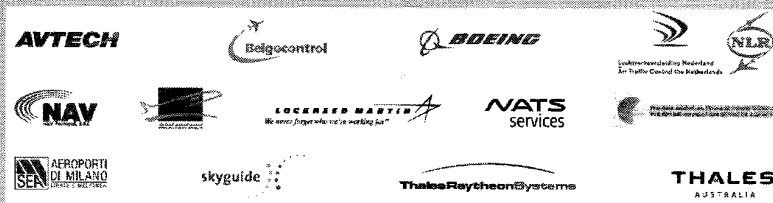
Introduzione

Ambito Commissione EU, SESAR JU (Joint Undertaking)

Consorzio Members



Associate partners



Cosa si intende per ATM?

ATM = Air Traffic Management

Sistema che fornisce la Gestione del Traffico Aereo attraverso l'integrazione collaborativa di elementi umani, tecnologie, informazione, mezzi e servizi, supportati da funzioni di **Comunicazione, Navigazione e Sorveglianza basate al suolo, in aria e/o nello spazio.**

Il sistema ATM gestisce lo spazio aereo principalmente:

- Controllando lo spazio aereo e fornendo autorizzazioni (**ATC – Air Traffic Control**)
- Fornendo informazioni utili al volo (**Flight Information Service – FIS**)
- Fornendo consigli utili al volo (**ADS - Advisory Service**)
- Allertando i velivoli in caso pericolo imminente es. collisione
ALRS (Alerting Service)

In Italia chi fornisce i servizi ATM è



APP = Approach



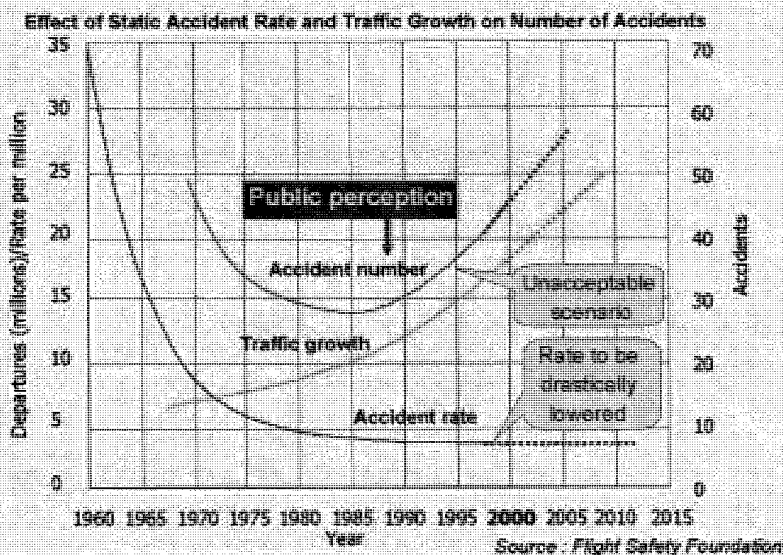
ACC = Area Control Center



Che cosa ha spinto la nascita di SESAR Necessità di Safety

L'attuale spazio aereo non è sicuro?

Challenge: Maintaining Safety



Single European Sky ATM Research

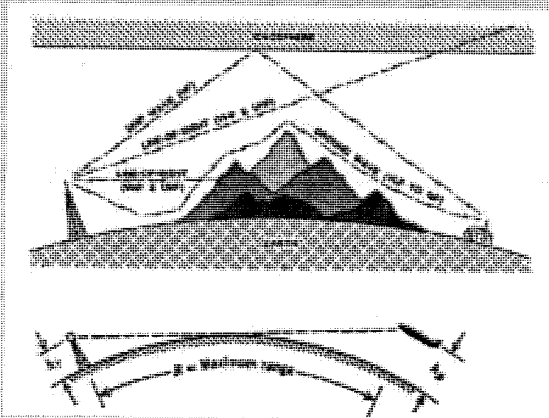
Scopo

Modernizzare l'ATM in Europa dotando intorno al 2020 la Comunità di infrastrutture ATM ad elevate prestazioni tali da consentire:

- Tripla capacità dello spazio aereo
- Riduzione del 50% dei costi ATM
- Incremento della sicurezza di un fattore 10
- Riduzione del 10% degli impatti ambientali per volo

Communication: ieri

La comunicazione fra pilota e ATM avveniva via voce tramite radio che trasmettono/ricevono nella banda:



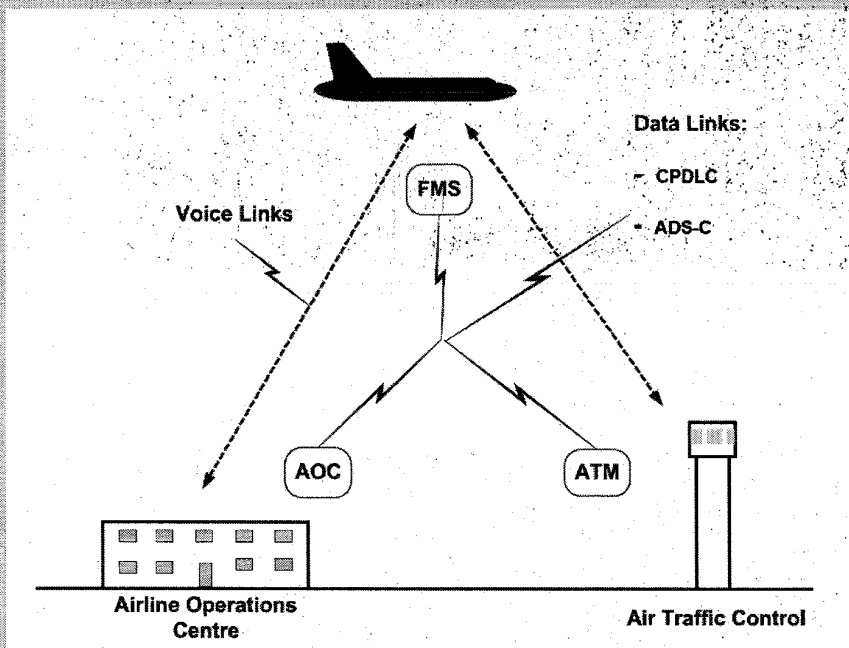
- VHF per comunicazioni in LOS (Line of Sight) - banda aeronautica da 118.000 a 135.975 MHz con canali da 25 kHz
- HF per comunicazioni in BLOS (Below line of sight) - banda aeronautica da 2.000 a 29.999 MHz con canali da 1 kHz)



Communication: ieri



Communication: Domani con SESAR Air-Ground datalinks



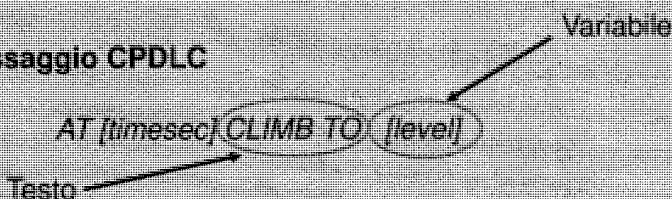
Communication: Domani con SESAR Controller Pilot Data Link Communications (CPDLC)



L'applicazione datalink CPDLC permette di scambiare messaggi con l'ATC. I Messaggi CPDLC contengono:

- Testo visualizzato sul display dal pilota
- Variabili visualizzate anche esse sul display ma che l'FMS (Flight Management System) può automaticamente memorizzare e rendere attive nel piano di volo del velivolo

Esempio di messaggio CPDLC



SESAR
JOINT UNDERTAKING

Sviluppi sistema avionico
CNS:

Navigation

founding members

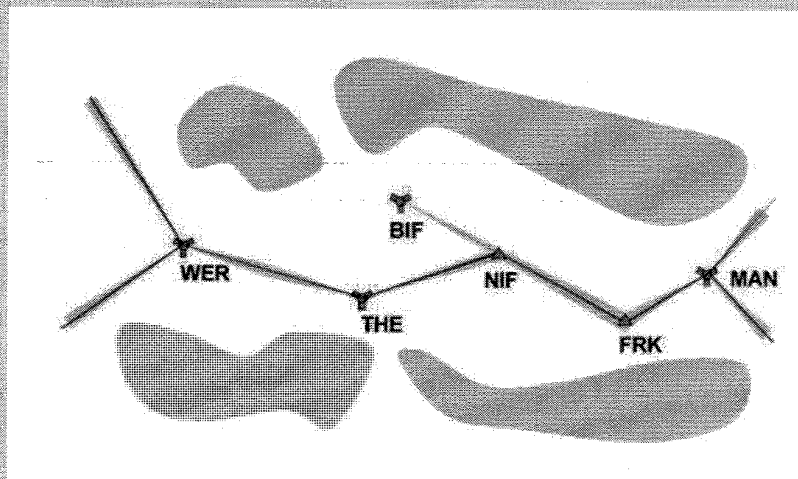


Navigation: le origini VOR to VOR

La navigazione inizialmente era basata totalmente sulla radio assistenza.

Il velivolo percorreva la sua rotta volando da VOR a VOR (o VOR/DME)

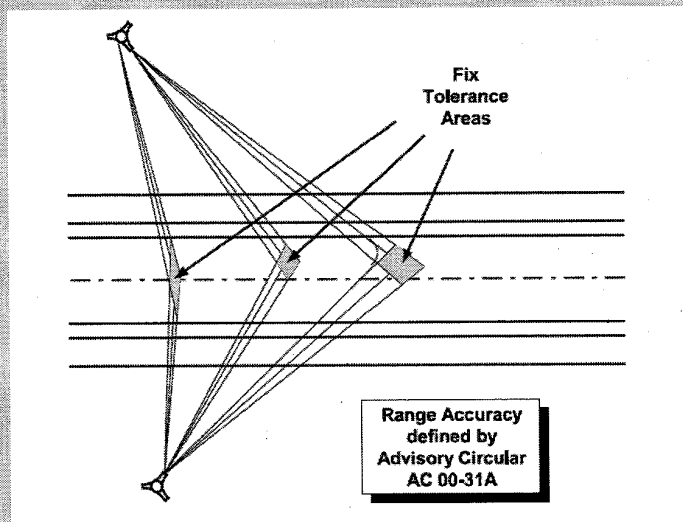
Il velivolo doveva sorvolare tutti i VOR sulla sua rotta durante il volo



Navigation: ieri

Area Navigation (RNAV): Problematiche

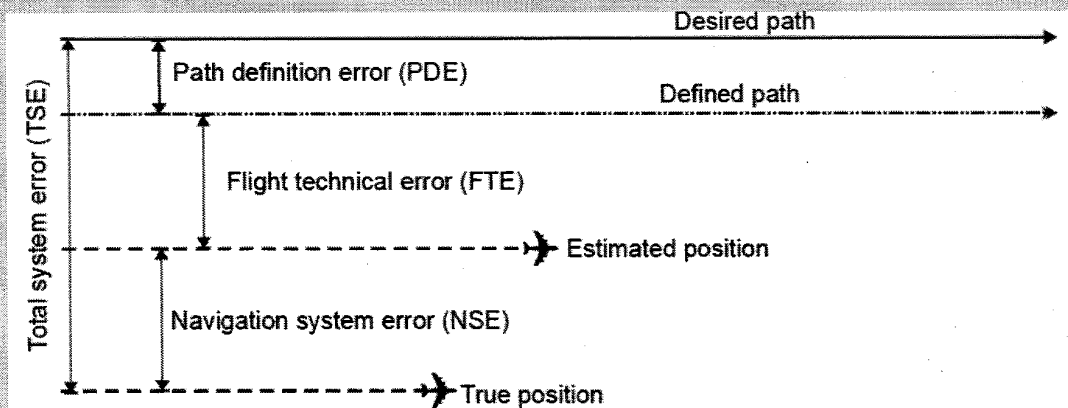
L'accuratezza della stima della posizione del velivolo è fortemente dipendente dalla distanza a cui si trova la stazione VOR/DME.



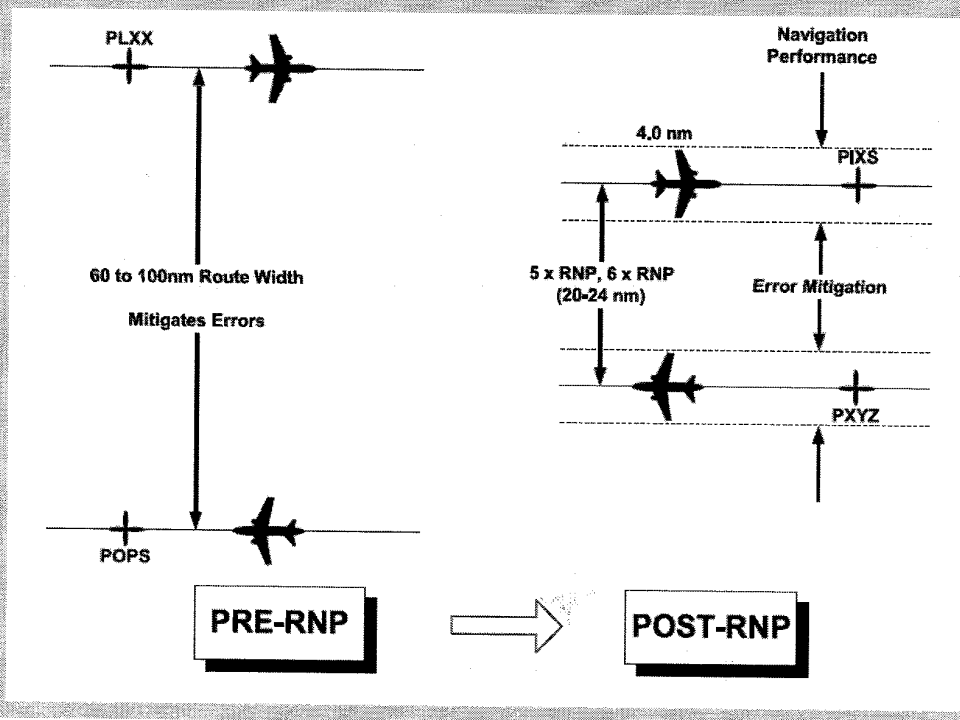
Navigation: domani

Performance Based Navigation

Il concetto di Performance Based Navigation si basa sulla **certificazione** del contenimento, da parte del velivolo, dell'errore di navigazione (TSE) entro un certo range con un livello di confidenza del 95%.



Navigation: domani Performance Based Navigation: Benefici



Navigation: domani con SESAR Time Based Navigation

SESAR integra il concetto di Performance Based Navigation con quello di Time Based Navigation o 4-Dimensional Navigation

Il velivolo oltre a garantire di avere un errore laterale di navigazione inferiore all'RNP per il 95% del tempo, dovrà certificare che l'errore temporale di arrivo su un determinato waypoint sia contenuto in ± 30 secondi o ± 10 secondi con un livello di confidenza del 95%



Navigation: domani con SESAR Global Navigation Satellite System (GNSS)

Il sistema è dedicato alla fornitura di un servizio di posizionamento geo-spaziale a copertura globale. E' in grado di integrare i segnali di posizione provenienti da differenti costellazioni di satelliti

- GPS (USA)
- GLONASS (Russia)
- GALILEO (Europa)
- Beidou (Cina) e IRNSS (India)

E' in grado di aumentare la precisione della stima della posizione tramite due tecniche:

• **SBAS (Satellite Based Augmentation System)** : Migliora accuratezza ed integrità della posizione conoscendo la posizione relativa rispetto ad un satellite geostazionario di posizione nota (EGNOS in Europa, WAAS in USA)

• **GBAS (Ground Based Augmentation System)** : Migliora accuratezza ed integrità della posizione conoscendo la posizione relativa rispetto ad una stazione di terra di posizione nota

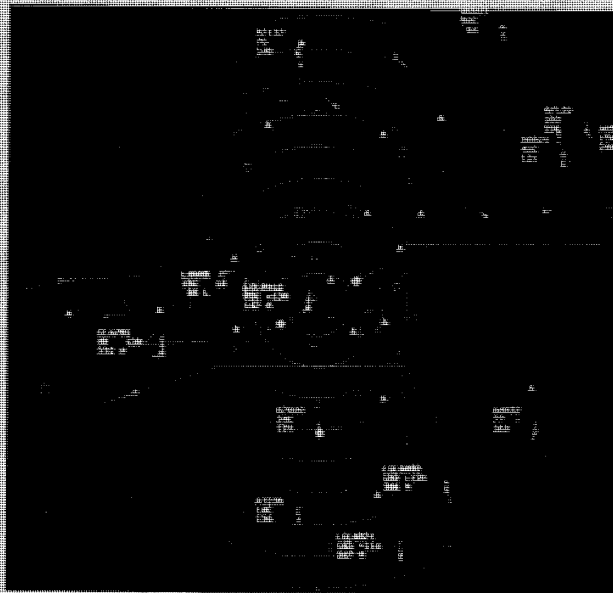


Navigation: domani con SESAR Flight Management System (FMS)



Surveillance: ieri

L'ATC al fine di controllare lo spazio aereo necessita di strumenti che permettano di conoscere con precisione la posizione dei velivoli in volo.
Il controllore separa i velivoli nello spazio aereo evitando le collisioni



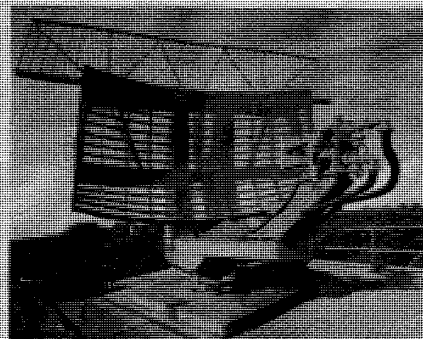
Surveillance: ieri

Al fine di conoscere la posizione dei velivoli presenti all'interno dello spazio aereo venivano usati due strumenti basati sulla tecnologia radar

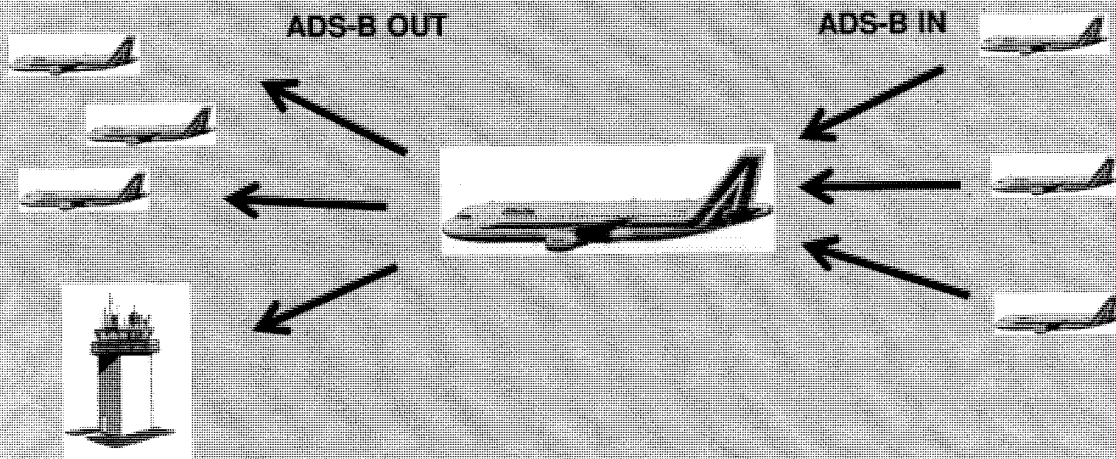
Primary Surveillance Radar

Il Primary Surveillance Radar è un radar *Tradizionale* che permette di:

- Rilevare la presenza di velivoli nello spazio aereo
- Misurare *Range and Bearing* dei velivoli rispetto alla stazione radar di modo da conoscerne la posizione



Surveillance: Domani con SESAR Automatic Dependent Surveillance (ADS-B)

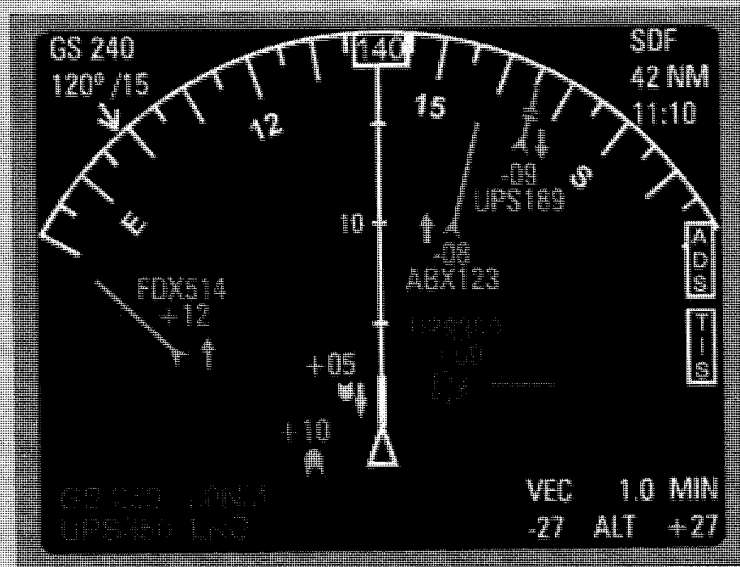


ADS-B OUT (1090 MHz) : Il velivolo invia in Broadcast i dati velivolo in messaggi chiamati *Squitter*

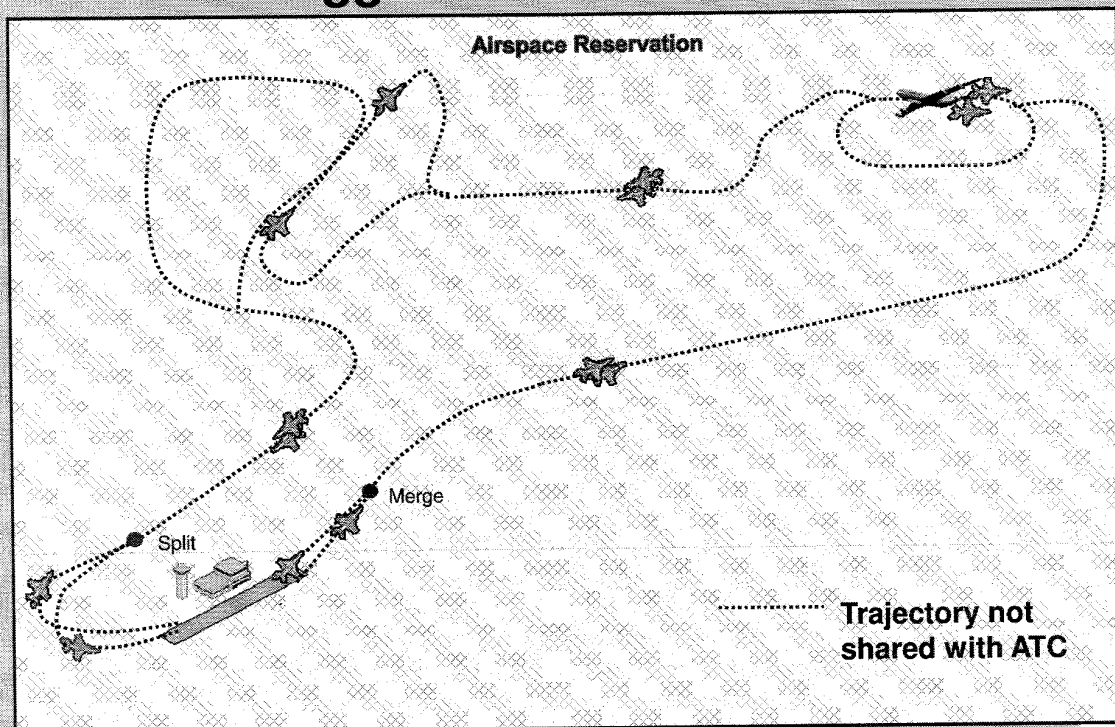
ADS-B IN (1090 MHz) : Il velivolo riceve gli *Squitter* degli altri velivoli



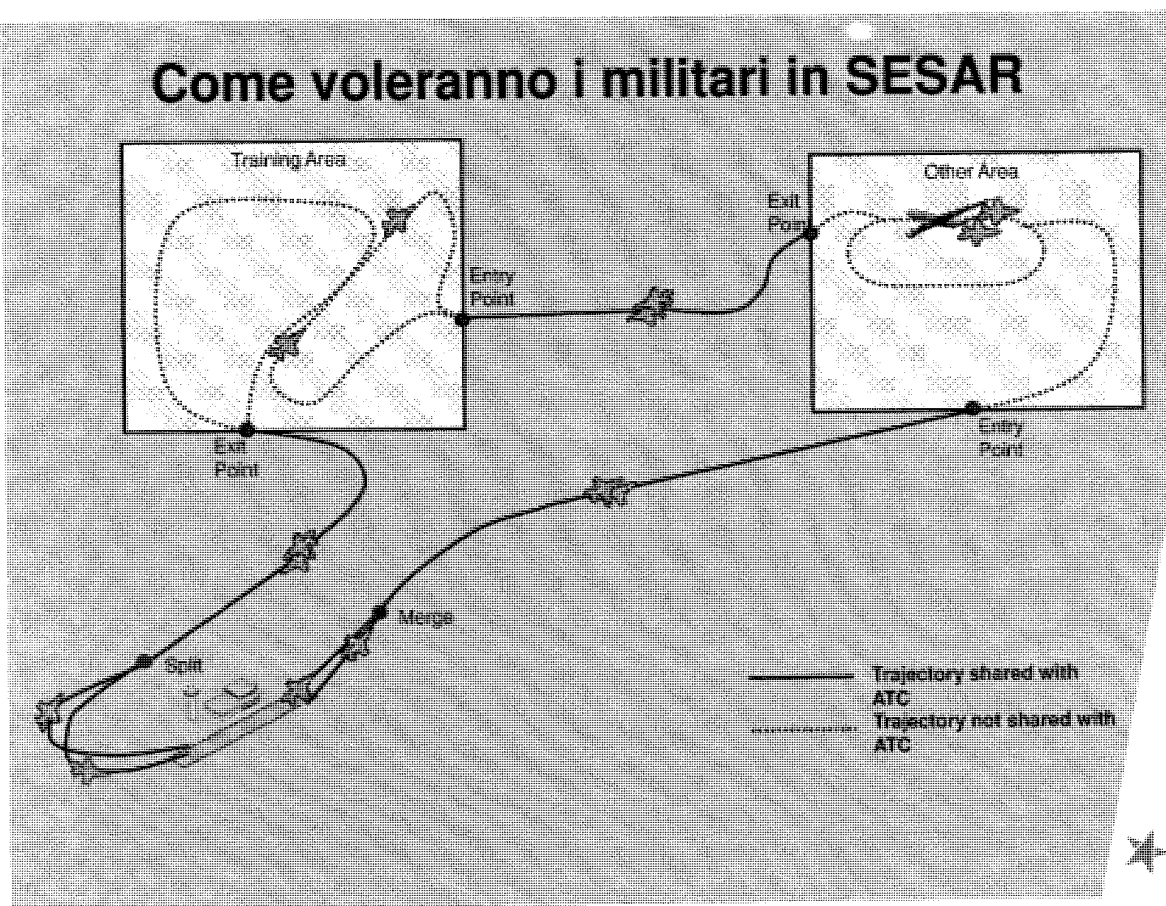
Surveillance: Domani con SESAR Automatic Dependent Surveillance (ADS-B)



Come oggi volano i velivoli militari



Come voleranno i militari in SESAR



SESAR e i Militari Navigation: Mission Computer e FMS



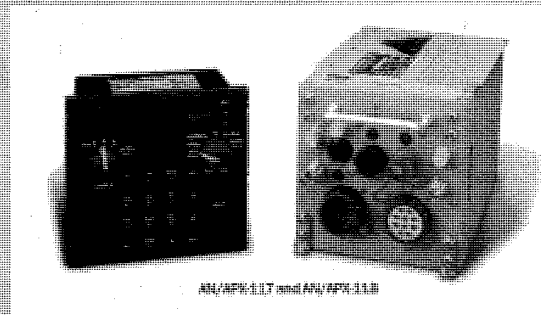
I Mission Computer militari sono utilizzati per pianificare la rotta del velivolo. Da notare che la rotta di un velivolo militare prevede particolari fasi di volo come il combattimento, la sorveglianza, l'attacco al suolo. I Mission Computer militari a differenza degli FMS civili permettono di gestire anche tali fasi di volo.

In SESAR i militari utilizzeranno il Mission Computer piuttosto che l'FMS per supportare le nuove funzionalità di navigazione in 4 Dimensioni



SESAR e i Militari Surveillance: IFF

L'IFF (Identifier Friend or Foe) è un transponder militare in grado di interrogare altri velivoli militari al fine di stabilire se essi sono alleati o meno.



In SESAR i militari utilizzeranno l'IFF (Identifier Friend or Foe) per inviare/ricevere messaggi ADS-B e avere la *situational awareness* del traffico aereo circostante



25/03/2013



A.A. 2012-2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 10

COCKPIT & GLASS COCKPIT

Prof. Ing. Sergio CHIESA sergio.chiesa@polito.it

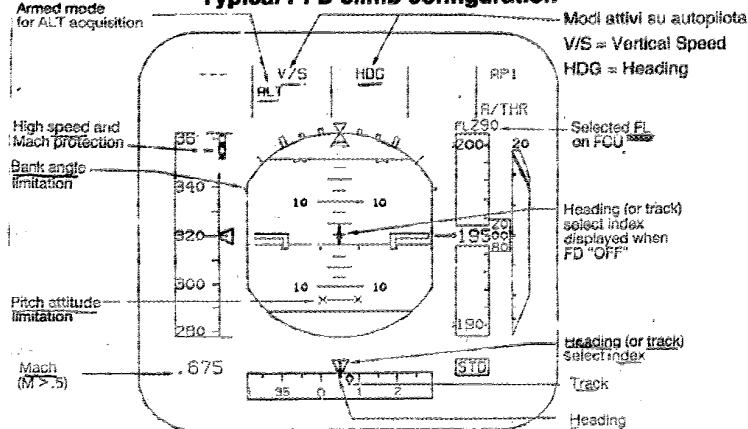
1

INTERFACCIA PILOTA

Orizzonte artificiale → A.D.I. → Electronic ADI

A320 PRIMARY FLIGHT DISPLAY (PFD)

Typical PFD climb configuration



L'orizzonte artificiale è lo strumento base per tener sotto controllo il "volo" dell'aereo, corpo 3-d nello spazio.

E' stato naturale accoppiare al "display" principale la segnalazione di altre grandezze inerenti il volo come Velocità, Mach,

Vertical /Speed, Flight Level,

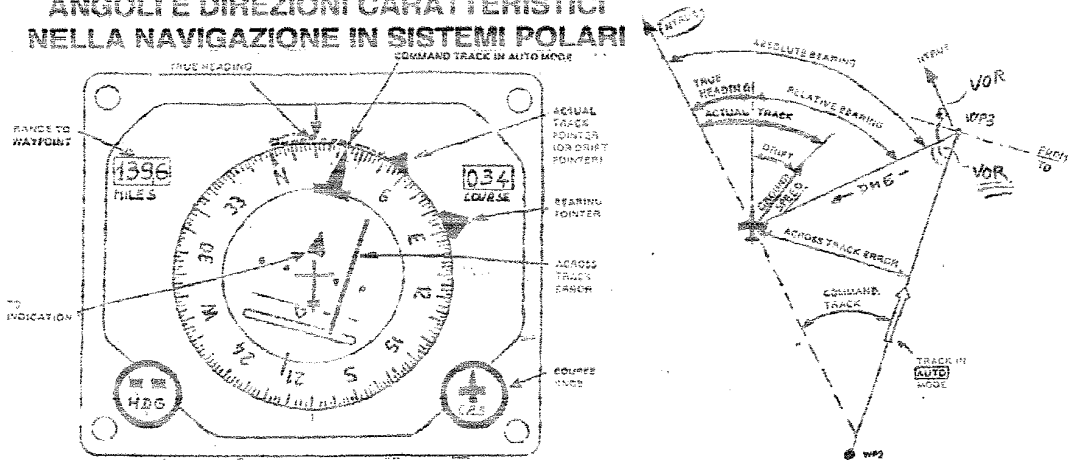
più altre di navigazione e/o legate a modi dell'autopilota.

Sergio CHIESA

2

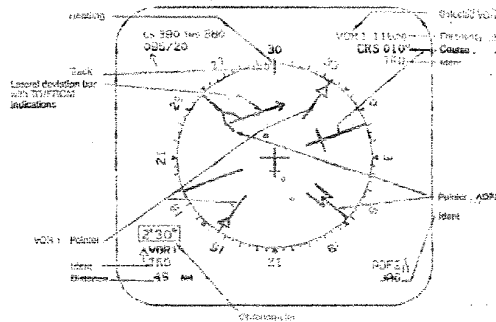
BUSSOLA GIROSCOPICA → Horizontal Situation Indicator

ANGOLI E DIREZIONI CARATTERISTICHI NELLA NAVIGAZIONE IN SISTEMI POLARI

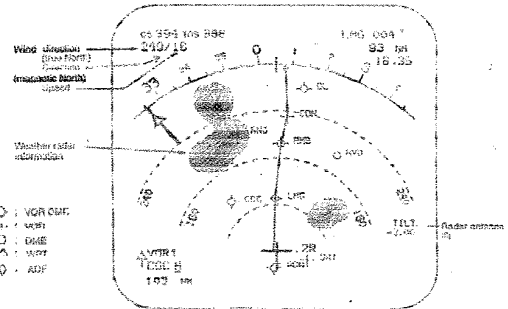


Nell' HSI si sono raggruppate attorno alla bussola, che da l'angolo tra prua velivolo e NORD (True Heading), le altre informazioni utili per la NAVIGAZIONE (ossia posizione del velivolo, visto come punto sul piano Orizzontale). Ad es. confluiscono l'indicazione dell' angolo di deriva (Drift) che permette di calcolare l' Actual Track e, ad es. da parte di un VOR/DME, la posizione dell' aereo rispetto al prossimo WP (Way Point), nonché dell' ultimo WP con possibile calcolo dello scostamento dalla rotta ideale (segmento congiungente i WP ultimo e prossimo) e i vari angoli mostrati nello schema.

A320 NAVIGATION DISPLAY (ND) (ROSE MODE)



A320 NAVIGATION DISPLAY (ND) (ARC MODE)

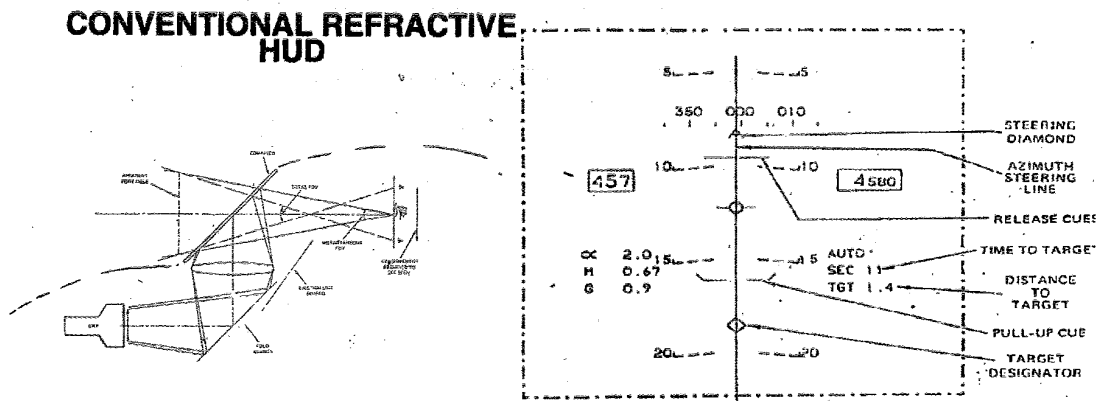


Dall' H.S.I all' Electronic HSI

Mentre la prima figura mostra come la grafica computerizzata permette di dare più facilmente le classiche indicazioni dell' HSI, definito modo "rosa" (da "rosa dei venti"), la seconda mostra la grande opportunità di poter essere commutato in un altro modo (e anche più di uno), ad es. nel nostro caso, il modo "MAPPA SINTETICA", sempre utilizzabile x la navigazione, più alternativo il "modo rosa" e con in più le indicazioni del radar meteo.

H.U.D.

HUD DISPLAY – CCRP (AUTO) DELIVERY MODE



Sergio CHIESA

7

H.U.D. Velivolo Civile

HEAD-UP DISPLAY



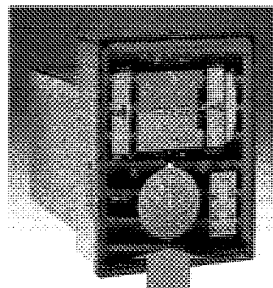
Sergio CHIESA

8

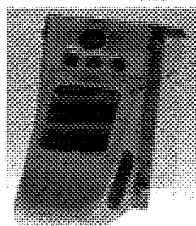
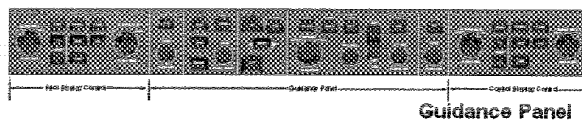
Avionic System Components



Cockpit Displays and Controllers

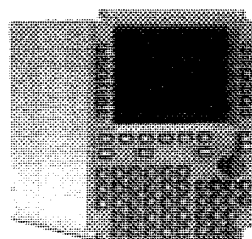


- 8"x10" Active Matrix Liquid Crystal Display
 - Primary Flight Display (PFD)
 - Multi-Function Display (MFD)
 - Engine Indication & Crew Alerting System (EICAS)

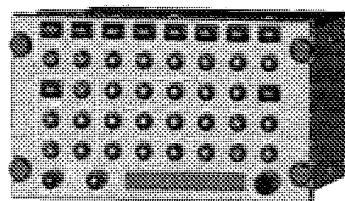


Touch pad

CCD - Cursor Control Device



MCDU - Multi-function Control Display Unit

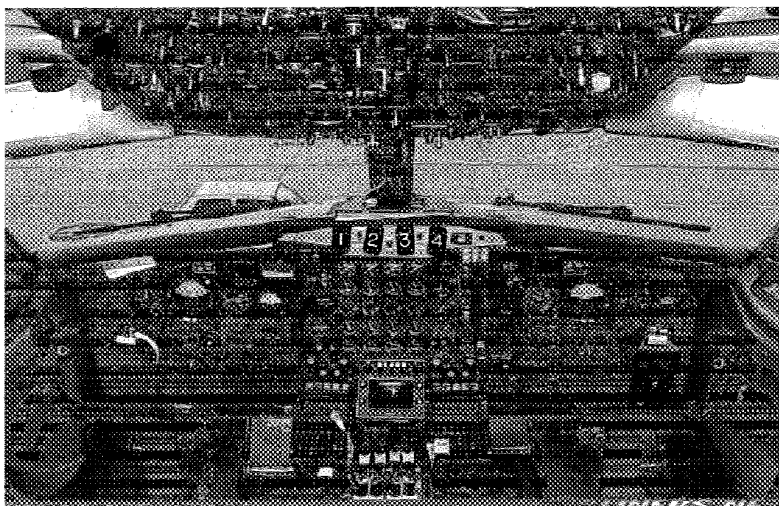


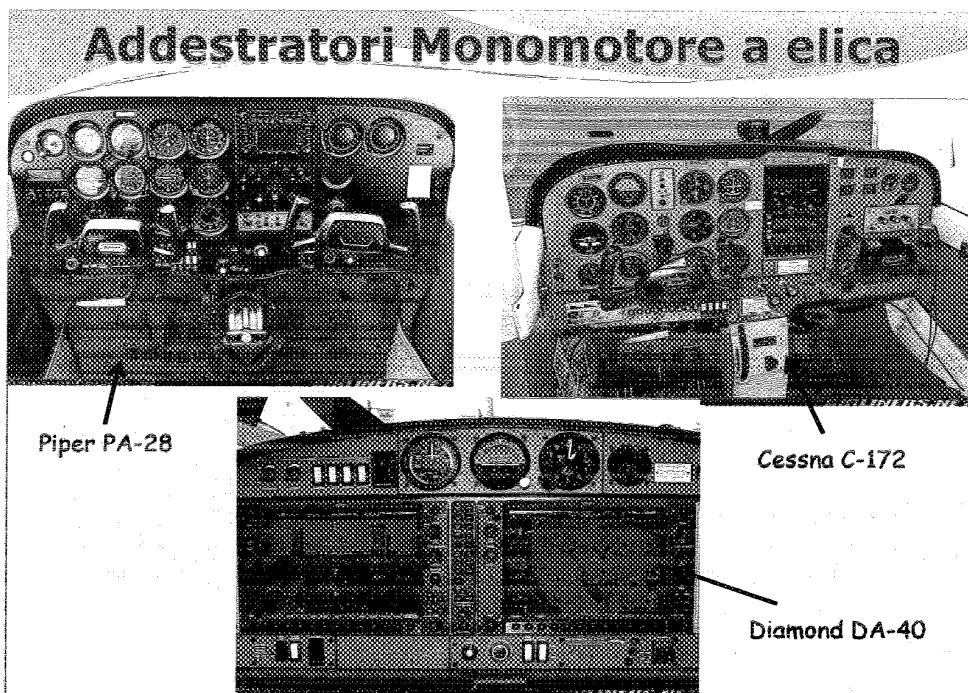
Audio Panel

SY 05 May 03

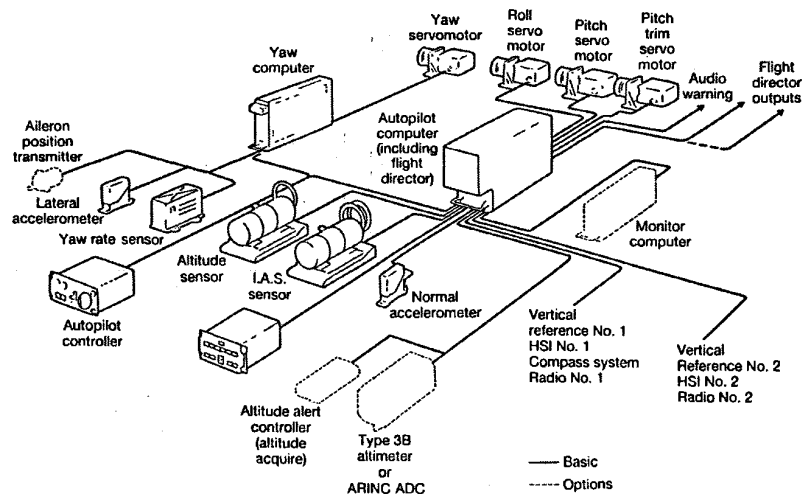
L'inizio dell'era dei Jet: Boeing B-707

L'esempio di cockpit qui riportato rappresenta bene quanto detto precedentemente: integrazione sistemistica agli albori, strumentazione ad "orologi", con indicazioni separate per ogni dato rilevato (vedi consolle centrale degli strumenti motore)



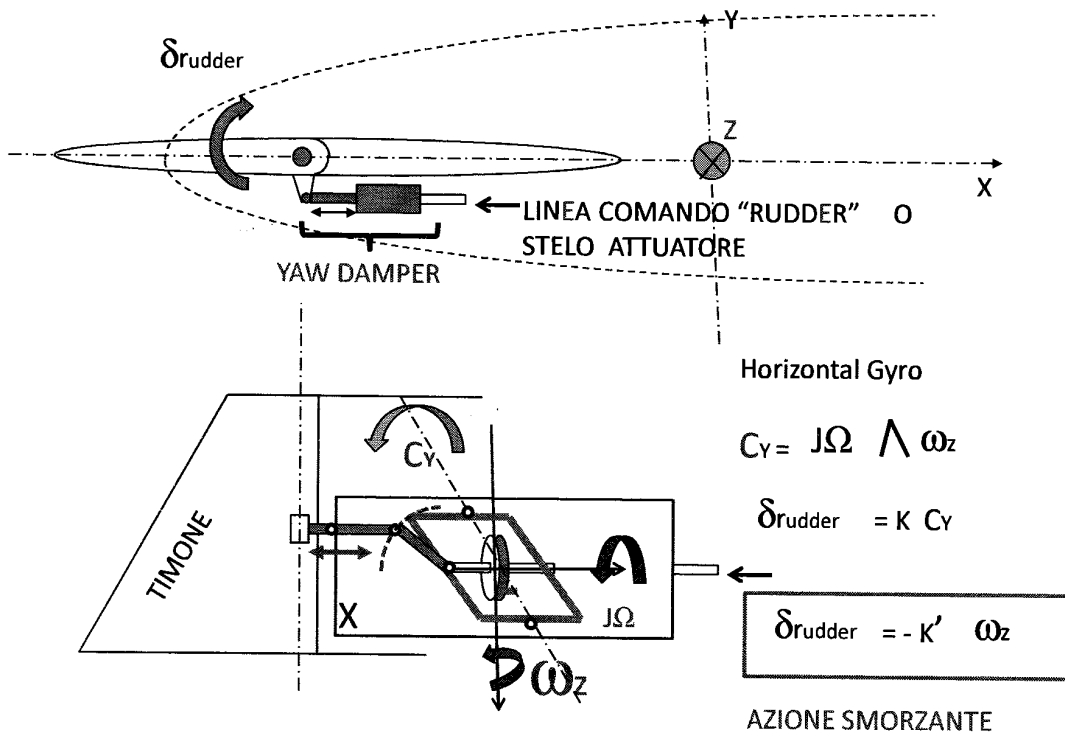


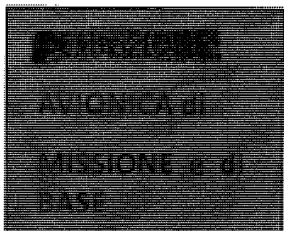
Autopilota SEP-10 del Bae 146.



Sergio CHIESA

3





DEFINIZIONE di AVIONICA DI MISSIONE e di BASE

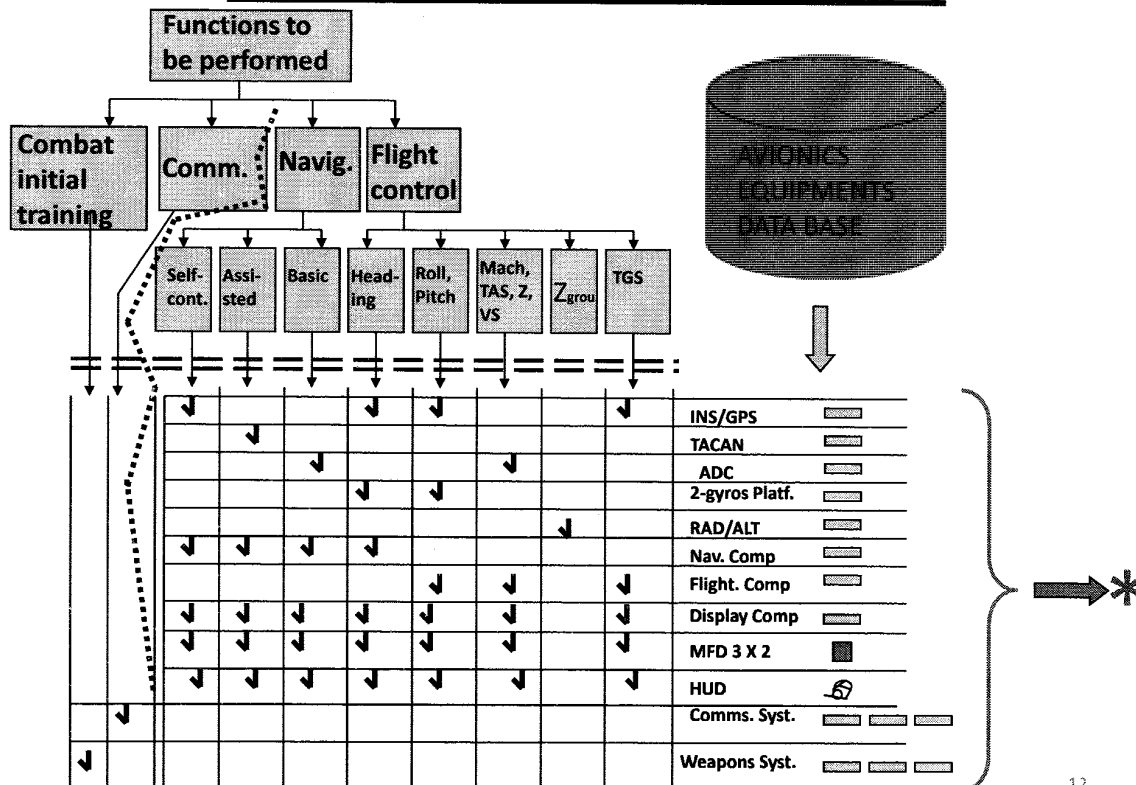
- INDIVIDUARE LE FUNZIONI DA SVOLGERSI (*)
- SUDIVIDERE LE FUNZIONI DI LIVELLO SUPERIORE IN FUNZIONI DI LIVELLO PIU' BASSO (*)
- SCEGLIERE GLI APPARATI CHE POSSANO SVOLGERE LE FUNZIONI DI BASE (+)
- INDIVIDUARE I FLUSSI DI DATI TRA GLI APPARATI (^)

- (*) Albero funzionale
- (+) Matrice "funzioni /apparati"
- (^) Matrice di connessione

Sergio CHIESA

11

Avionics System Definition (1)

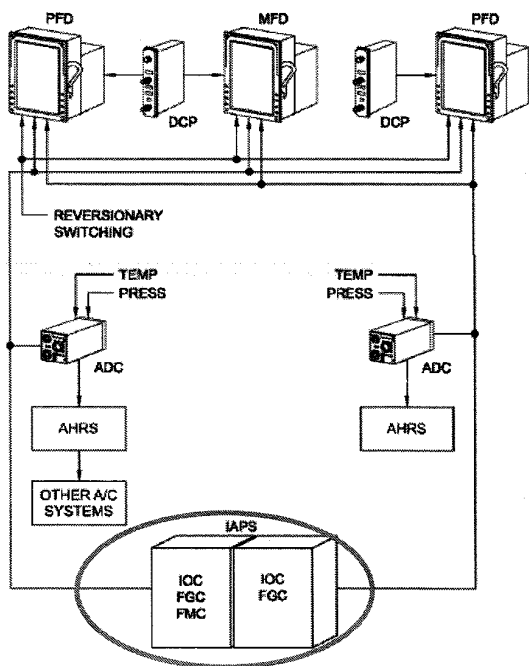


Sergio CHIESA

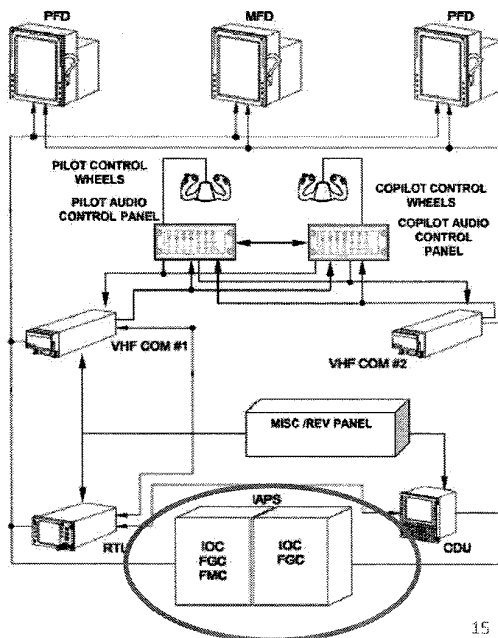
12

Swire Pacific R-100 Avanti

Air Data System

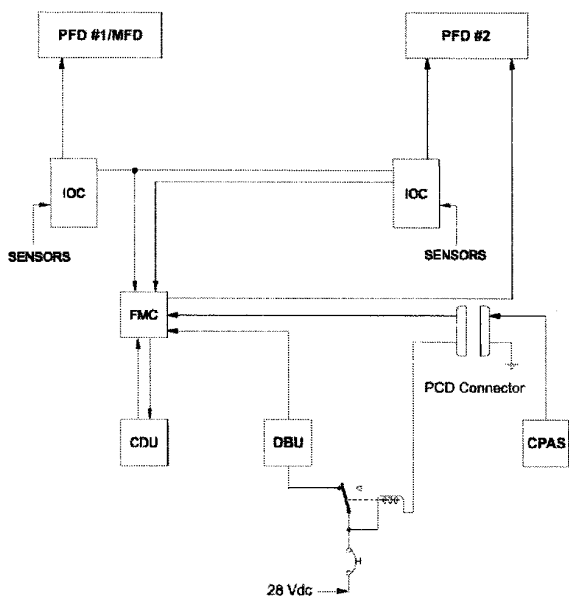


Communications

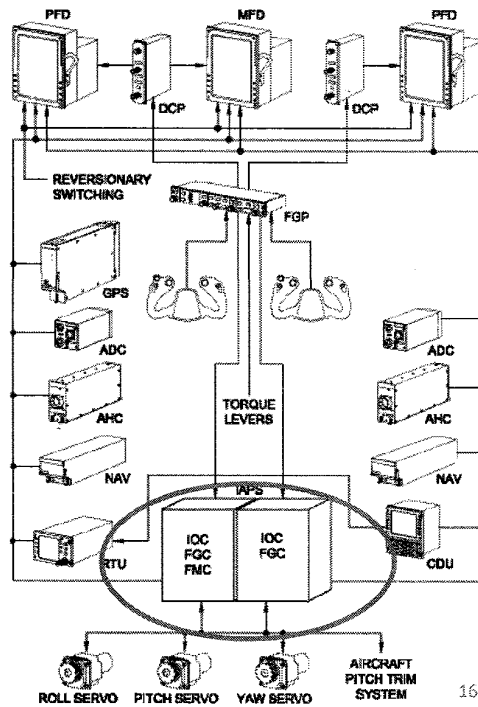


Swire Pacific R-100 Avanti

Flight management



Navigation/Autopilot





A.A. 2012-2013



LEZIONE 10/04/2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 12 & 13

EVOLUZIONE DEI SISTEMI AVIONICI E AVIONICA MODULARE INTEGRATA

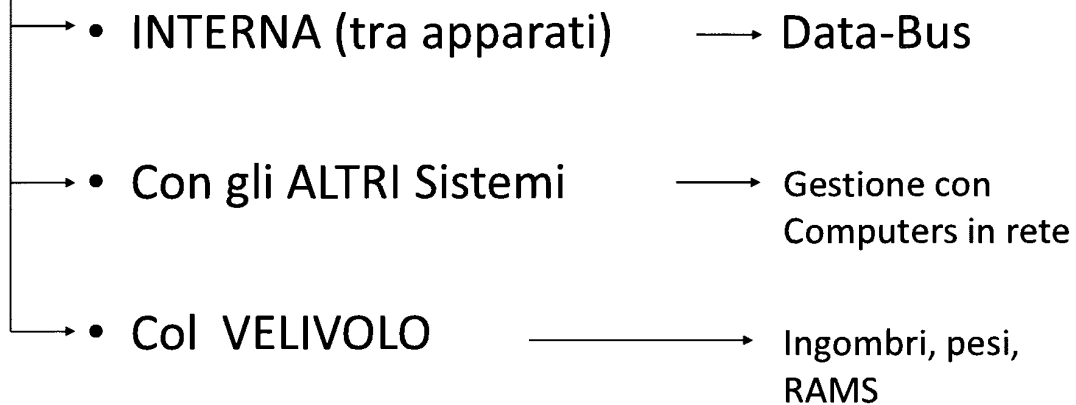
Prof. Ing. Sergio CHIESA sergio.chiesa@polito.it

1



SISTEMA AVIONICO

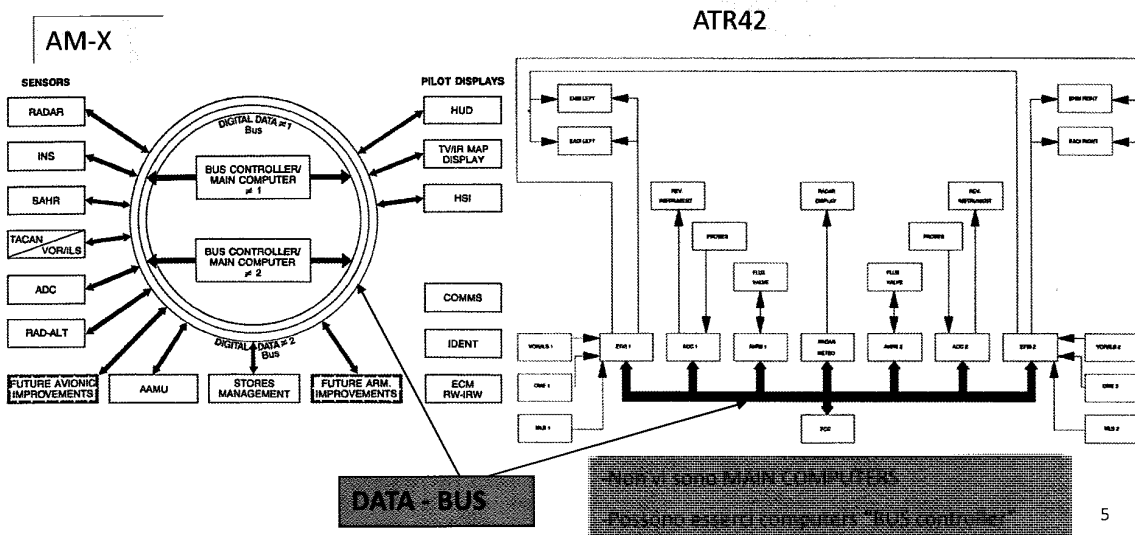
INTEGRAZIONE



2



EVOLUZIONE della AVIONICA - 2

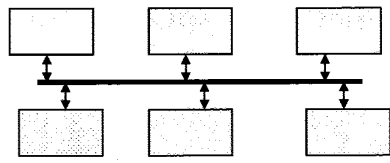


5



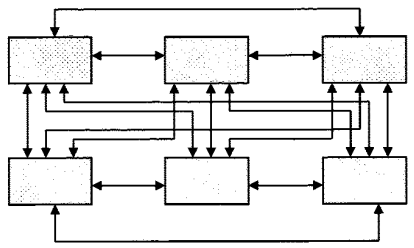
DATA-BUS

L'integrazione limitata a livello "sottosistema" (es. G222) o centralizzata su "MAIN COMPUTER" (es. Tornado) era una scelta imposta oltre che dalle limitate capacità di calcolo (possibile integrare solo gruppi ridotti di dati, come per il G222) e dall'esigenza di utilizzare un solo Main Comp, perché quando si progettò il Tornado non erano ancora disponibili i micro-processori, anche dall'esigenza di limitare il n° di connessioni, che al limite sarebbe grandissimo se ogni apparato potesse comunicare con tutti gli altri.



Il DATA-BUS è un connettore (ad anello, come per AMX, o lineare, come per ATR42) su cui sono interfacciati bi-direzionalmente TUTTI gli apparati.

È necessario che un computer "Bus Controller", e/o gli apparati stessi abbiano modo (mediante indirizzi in testa ad una serie di dati o/o per suddivisione di tempi) di far sì che ogni apparato riceva solo i dati ad esso specificatamente destinati.



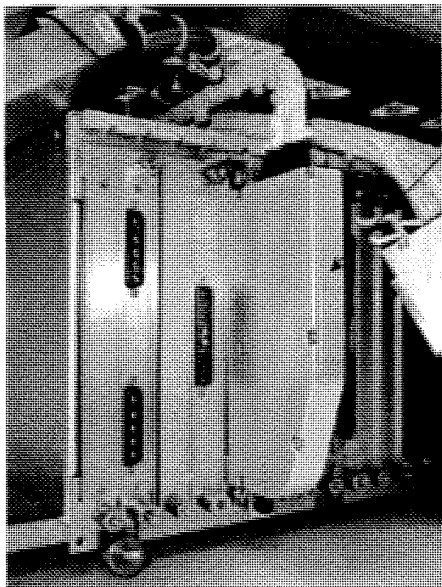
6



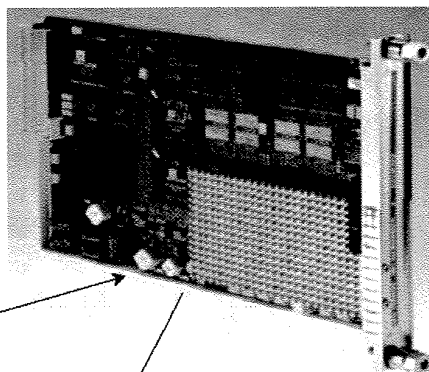
Modular Avionic Unit - MAU



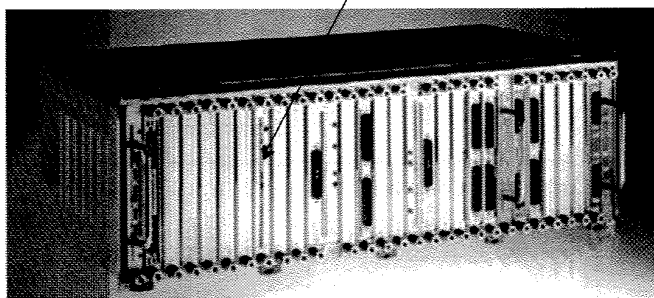
MAU Line Replaceable Modules: Ease of Maintenance



Front connector



Single slot module



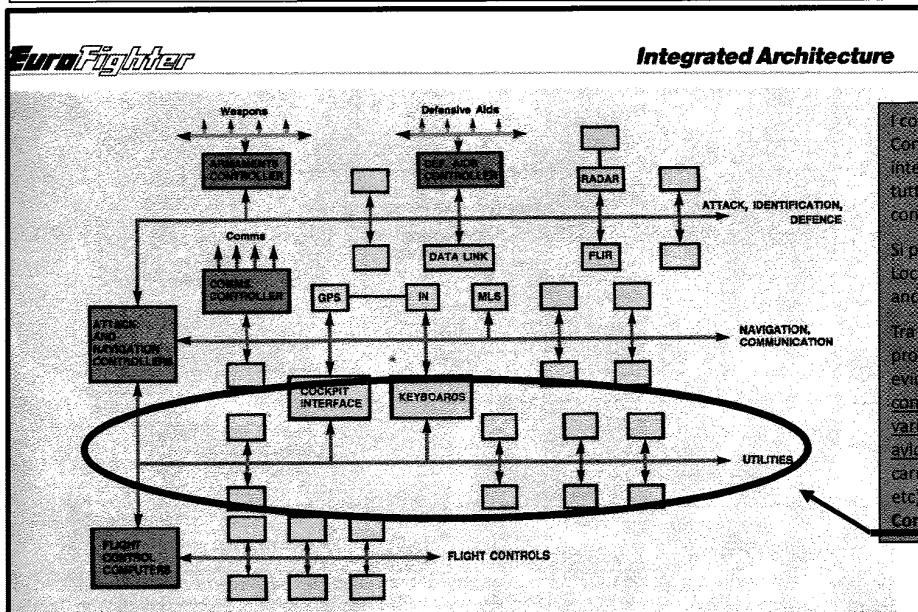
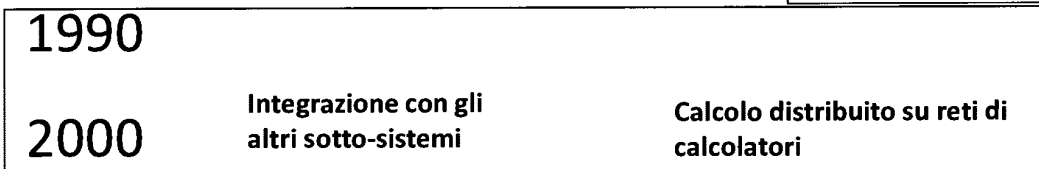
MA 05 May 03

THE INFORMATION CONTAINED HEREIN IS THE PROPERTY OF EMBRAER AND SHALL NOT BE COPIED OR USED WITHOUT EMBRAER'S WRITTEN CONSENT

Schema avionico dell'eurofighter ha un sistema a più bus collegati che non è il massimo che si possa avere. Esso è stato fatto perchè in un programma quadrinazionale quindi nell'ambito della sperimentazione è utile suddividere il sistema in elementi che appena possibile possono avere un funzionamento autonomo che mi permetta di provarli e testarli appena possibile.

EVOLUZIONE della AVIONICA -3

Utility sono i sistemi non elettronici.

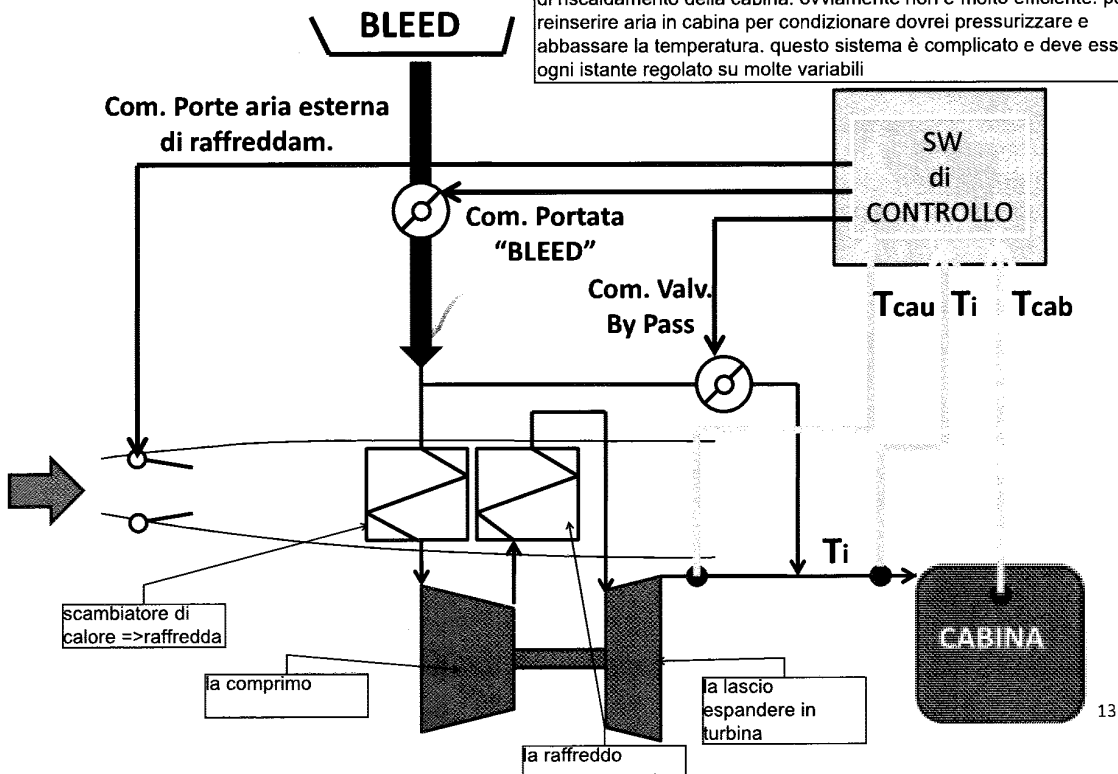


I computers, sia Bus Controller che processori interni agli Apparat, sono tutti collegati, essendo connessi tra loro i vari Bus. Si possono così creare "Reti Locali", ma, ove occorre, anche una "Rete Globale". Tra le "Reti Locali", con proprio Data-Bus, si evidenzia la rete di computers di controllo dei vari sotto-sistemi "non avionici" (motore, fuel, carrello, 2-ary power, ECS, etc) definita "UCS" - Utility Control System.

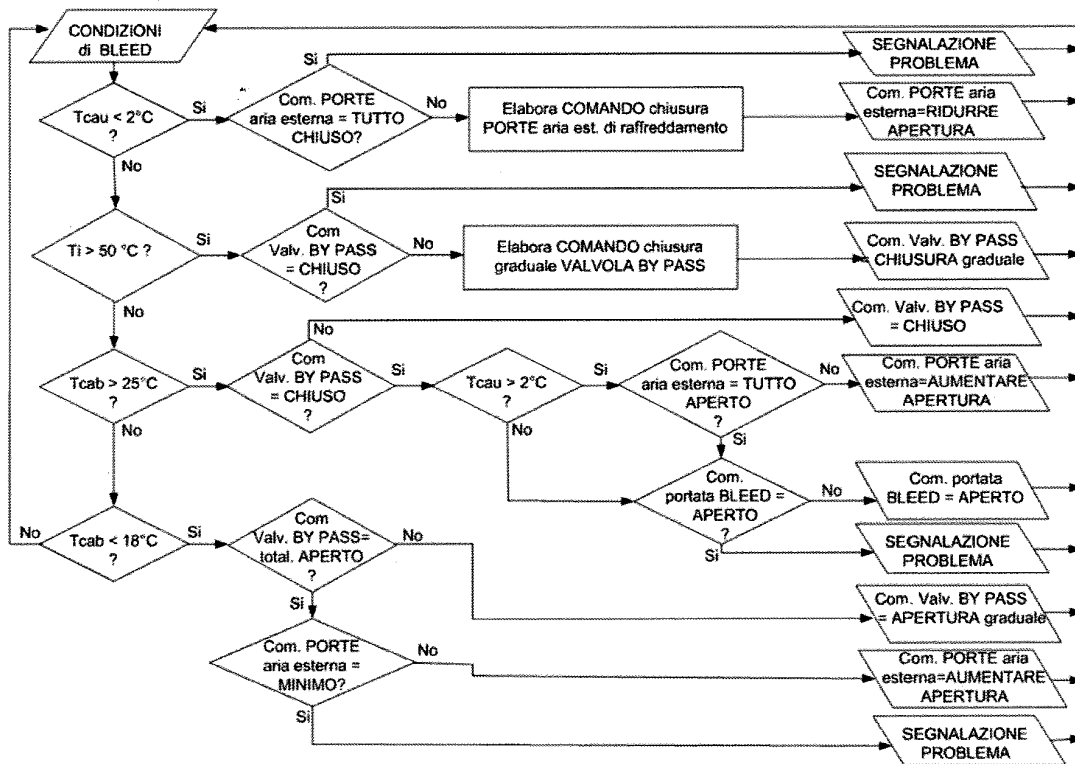


Controllo Sistema E.C.S. alimentato da BLEED

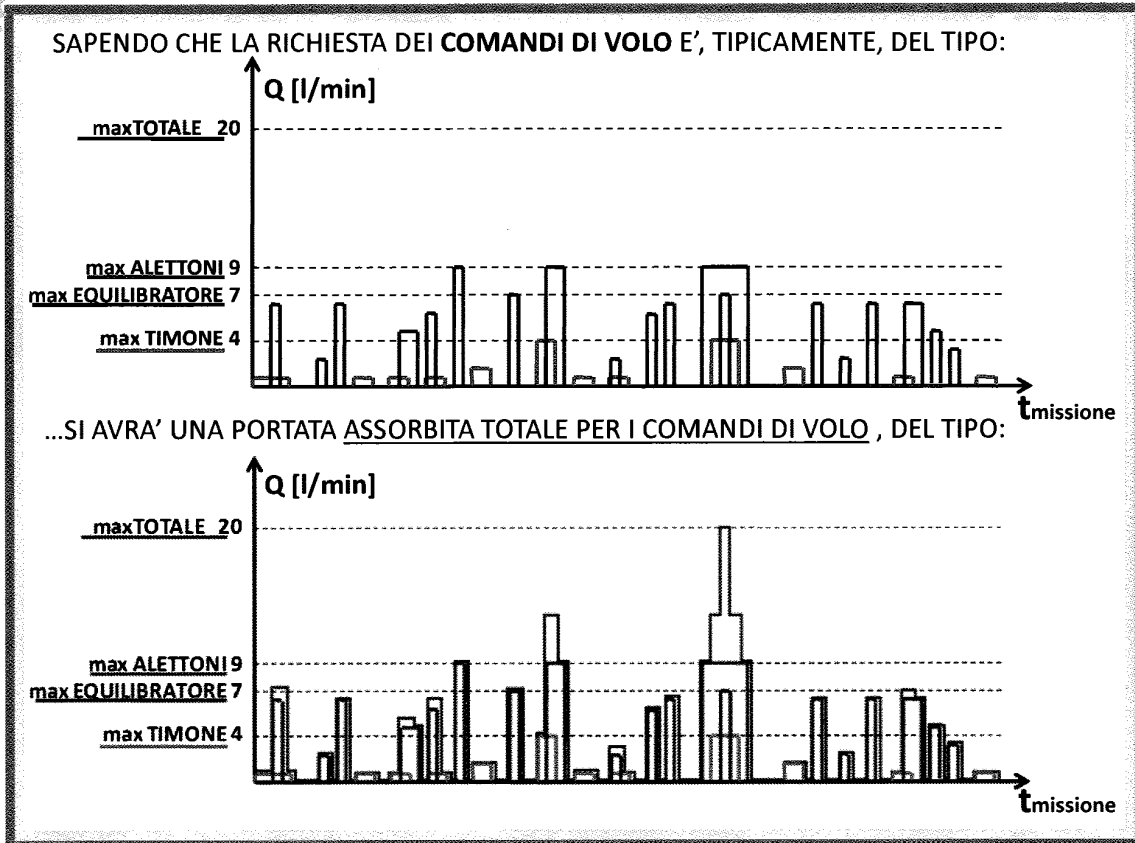
Il bleed può essere sfruttato per gli attuatori o per sistemi antighiaccio o di riscaldamento della cabina. ovviamente non è molto efficiente. per reinserire aria in cabina per condizionare dovevi pressurizzare e abbassare la temperatura. questo sistema è complicato e deve essere ogni istante regolato su molte variabili



13



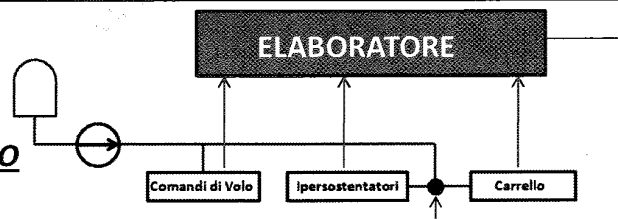
14



Come si vede, i **COMANDI DI VOLO** devono sempre essere PRONTI ad essere azionati alla massima velocità degli attuatori quindi l'intera portata "richiesta" deve **SEMPRE** essere disponibile; tuttavia, come mostrato in slide precedente, essi, per lunghi tempi non vengono azionati; si hanno piccoli intervalli di azionamento, nel senso di "brevi durate" (quindi con piccoli comandi, per cui difficilmente si raggiungono alte velocità di attuazione) e con portate inferiori alla max per ogni comando. Introducendo la differenza tra ALETTONI ("roll"), EQUILIBRATORE ("pitch") e TIMONE ("yaw"), si nota che raramente essi sono azionati al massimo regime (max portata idraulica assorbita) e, come detto, per brevi tempi. Questo comporta che non frequentissime sono le contemporaneità di più comandi, e raramente essi sono a pieno regime. **SI PUO' QUINDI PENSARE CHE SIA RARO L'AZIONAMENTO CONTEMPORANEO DEI 3 COMANDI AL MAX REGIME** (cioè è rarissimo l'assorbimento, nel ns esempio, di 20 l/min).

Si può quindi pensare che **inibire, con la valvola di priorità, l'uso di uno tra CARRELLO e IPERSOSTENTATORI, quando sia azionato l'altro, è un sacrificio NECESSARIO** nel caso in cui i Comandi assorbano 20 l/min e la contemporanea richiesta di 9 l/min (Ipersostentatori) e 8 l/min (Carrello) farebbe crollare la pressione, essendo il Sistema capace di fornire solo 30 l/min; come detto questa evenienza è rara **MA** possibile.

La soluzione può essere data dalla GESTIONE TRAMITE COMPUTER del Sistema (agisce REGOLANDO la Valvola di Priorità)



Nei Sistemi Tradizionali la CAPACITA' del serbatoio è data da:

$$C = \sum^n (Q1_i - Q2_i) \times t_i$$

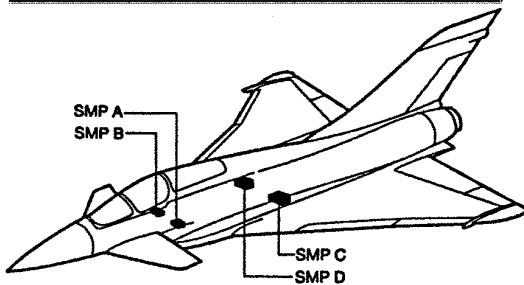
Ovviamente il caso in cui, contemporaneamente, TUTTI gli "n" attuatori funzionino nel senso per cui la mandata sia > del ritorno, è possibile ma estremamente improbabile

Considerando che una GESTIONE DINAMICA del SISTEMA potrebbe POSTICIPARE il funzionamento, anche a comando dato, di varie utenze, si ricava una C' < C considerato invece che TUTTE le "n" utenze SOLO LE "m" NON RITADABILI

$$C' = \sum^m (Q1_i - Q2_i) \times t_i$$

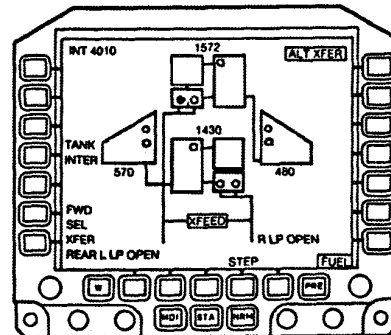
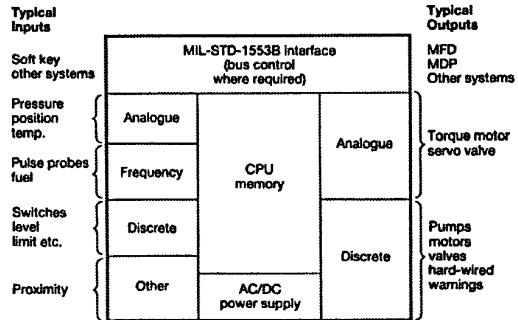
La riduzione della Capacità del SERBATOIO da C a C' litri si traduce in almeno altrettanto kg di riduzione di peso.

Riprendiamo la problematica del CONTROLLO dei sistemi "non autonomi" mediante Computers (col vari computers dedicati ai vari sistemi), in rete tra loro e con detta rete connessa all' Avionica vera e propria).



Main functional groups

- Engine control and indication
- Fuel management and fuel gauging
- Hydraulic system control and indication, undercarriage indication and monitoring. Wheel brakes
- Environmental control system, cabin temp. control
- Secondary power system
- Lox contents, electrical generation and battery monitoring, probe heating, emergency power unit





A.A. 2012-2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 14

Sistemi di monitoraggio e allarme strumentale

Prof. Ing. Sergio CHIESA sergio.chiesa@polito.it

Ing. Giovanni Di Meo giovanni.dimeo@polito.it

1

Flight warning System



Flight warning System

Aural warnings

Priority	Description
1	Windshear
2	Pull-up (sink rate)
3	Pull-up (terrain closure)



Flight compartment aural warnings typically include the:

- fire bell
- take-off configuration warning
- cabin altitude warning
- landing gear configuration warning
- mach/airspeed overspeed
- stall warning
- TAWS (Terrain Avoidance Warning System)
- TCAS (Traffic Collision Avoidance System)

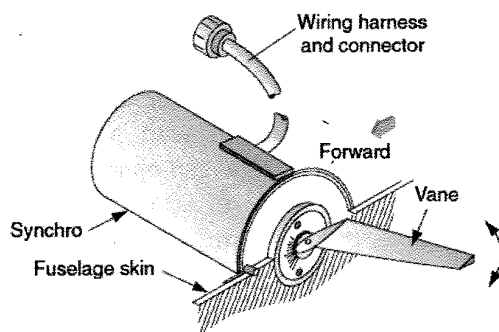
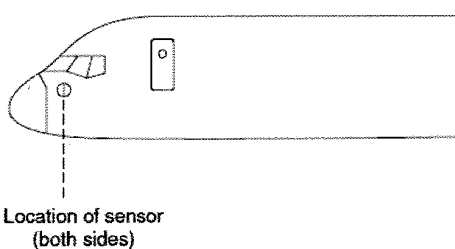
Typical external aural warnings are also provided for a fire bell in the wheel well and ground call horn in the nose wheel-well for an equipment bay overheat. Certain warnings can be silenced whilst the condition exists.

An aural warning system that combines many functions on has a **priority logic based on alert levels** to ensure that certain warnings, e.g. TAWS, are announced in a predetermined threat level.

Examples of three priority levels are given in Table. Note that there could be 25 or more levels of aural warning system inputs.

Flight warning System

Stall warning system and protection



Angle of Attack Sensor

An angle of attack (AoA) **sensor vane aligns itself with the prevailing airstream**; this rotates a shaft inside the housing.

The vane's shaft is connected to a Synchro that provides an electrical output proportional to the angle of attack.

SMORZATORE

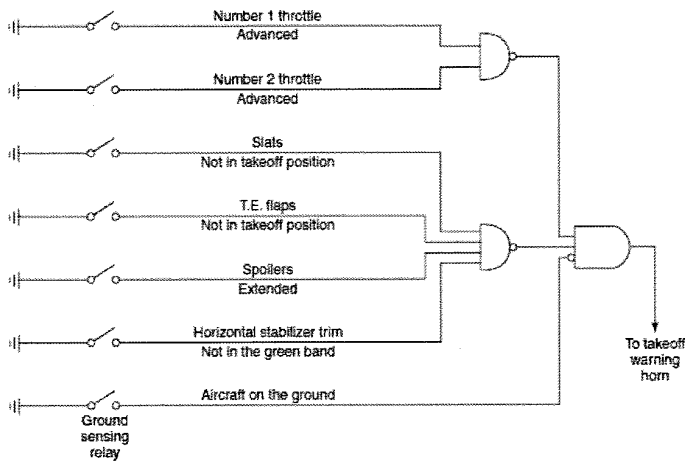
ALETTA

A **viscous damper** connected to the AoA vane stabilizes vane movements and reduces the effects of turbulence.

The AoA sensor contains a heater that provides continuous **de-icing/anti-icing**, prevents condensation and reduces changes in damper fluid viscosity.

Flight warning System

Configuration warning system



Configuration Warning System

The position of each of these controls is monitored together with the squat switch (weight on wheels) and throttle position. If an unsafe take-off configuration is detected, a warning horn is sounded. This system can be viewed in combination logic terms as illustrated in figure.

The system (also known as a **take-off warning system**) provides a warning if the pilot attempts to take-off with specific controls not selected in the correct position, i.e. an unsafe configuration. A simple take-off warning system is illustrated in Figure

TAKE OFF → DECCLO !

9

Flight warning System

Over Speed warning system

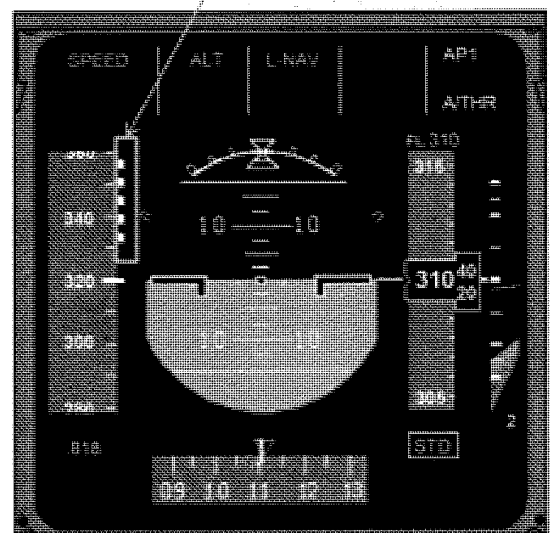
The function of the overspeed warning system is to **provide aural warning, to supplement the visual warnings** on the airspeed and mach indicators, **when the maximum operating speed Vmo (Velocity Maximum Operative)/Mmo (Mach Maximum Operative) is exceeded.**

The **aural warning** given is usually a 'clacker' type of alarm, which can only be stopped by reducing airspeed below the maximum operating limit. Input data of airspeed and mach number for the overspeed system is obtained from the central air data system.

Visual displays of Vmo/Mmo are presented on the airspeed indicator, typically in the form of a separate pointer, known as the maximum allowable pointer, actuated by a static pressure diaphragm and a specially calibrated mechanism. Vmo increases with altitude until Mmo is reached, so the calibration of the maximum allowable pointer indicates the maximum operating speed adjusted for altitude.

Failure of the Vmo/Mmo system is indicated by a warning flag on the face of the instrument. The overspeed warning system incorporates a test function to prove serviceability during preflight checks, which sounds the aural warning.

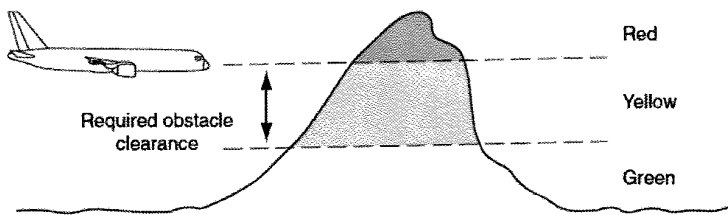
Over Speed warning visual indication



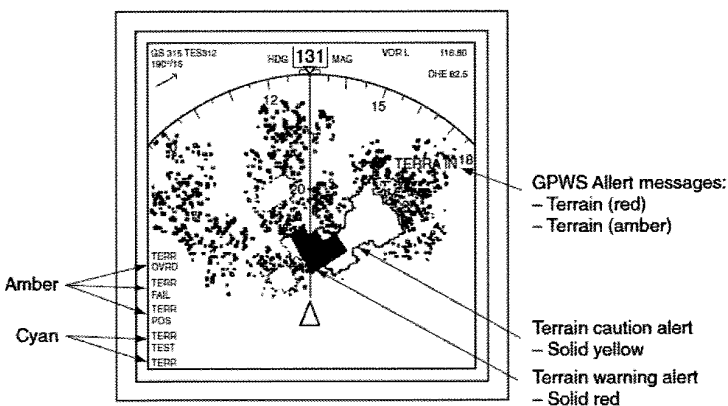
10

Flight warning System

Ground Proximity Warning System e Terrain Awareness Warning System



- **red** is used to indicate terrain above the aircraft's current altitude
 - **yellow** is dependent on the flight phase, i.e. en-route, terminal areas or approach
 - **green areas** on the display are safe in terms of required terrain clearance.



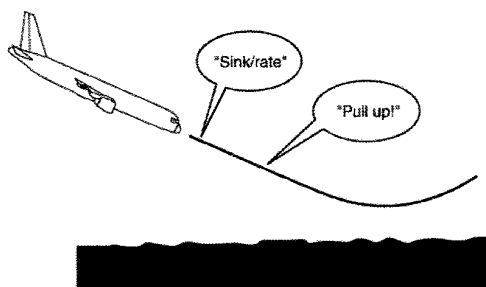
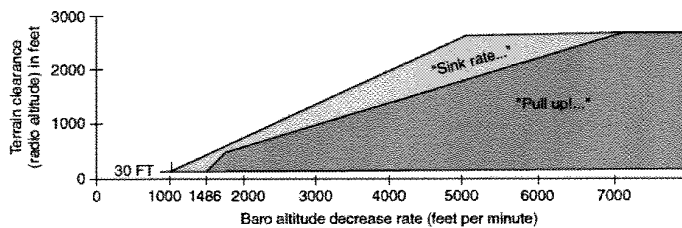
The TAWS computer function creates a four dimensional position comprising: latitude, longitude, altitude and time.

It compares this position with the on-board database that contains details of terrain, obstacles and runways to determine any conflicts.

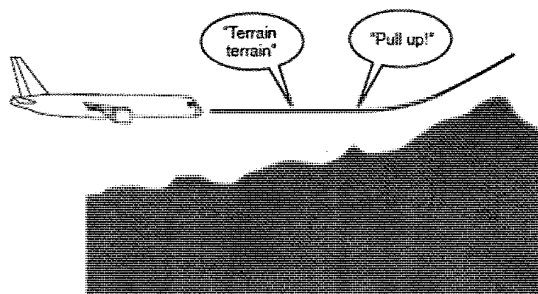
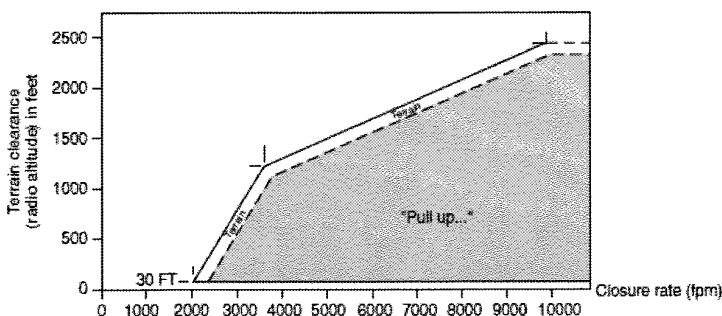
Flight warning System

Terrain Awareness Warning System Modes

Mode 1: excessive descent rate



Mode 2: excessive terrain closure rate

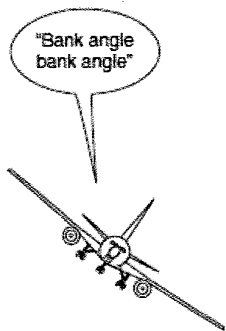


Flight warning System

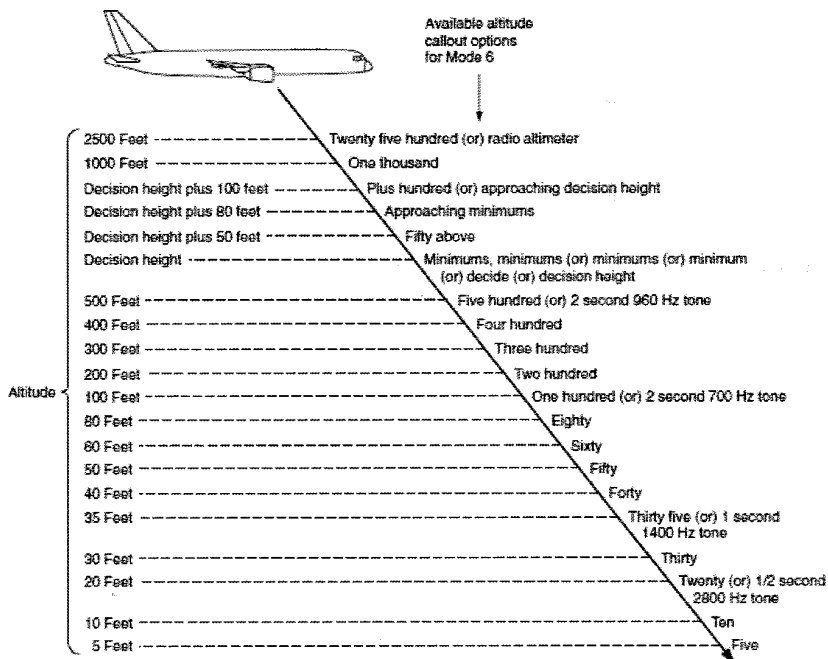
Terrain Awareness Warning System Modes

Mode 6 Altitude callouts and Bank Angle Call Out

Bank Angle Call Out



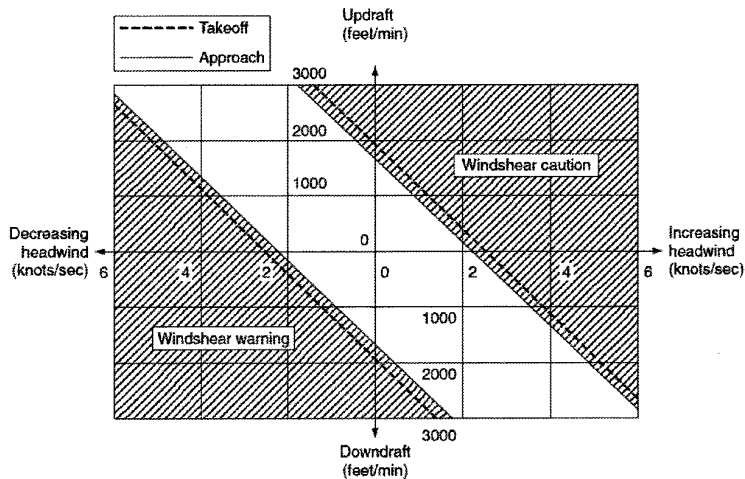
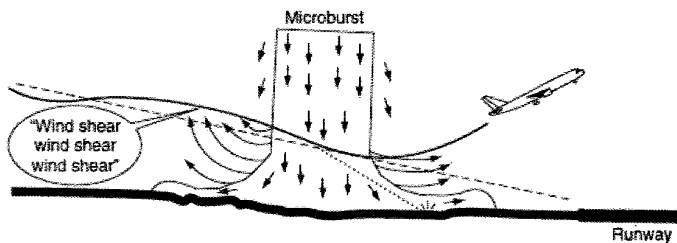
Altitude callouts



Flight warning System

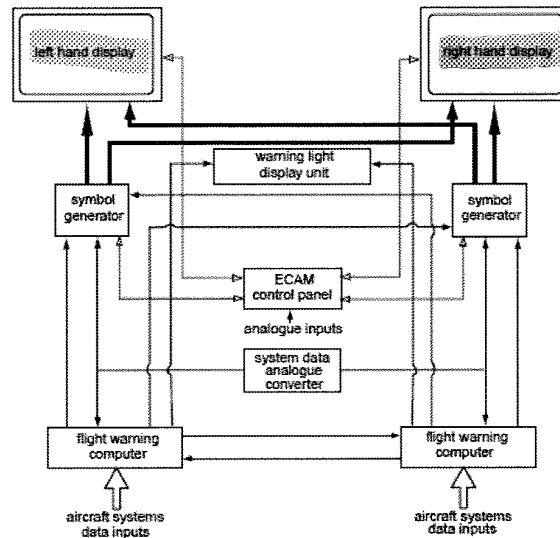
Terrain Awareness Warning System Modes

Mode 7 wind shear



Sistemi di diagnostica automatica ECAM (Electronic Centralised Aircraft Monitoring System)

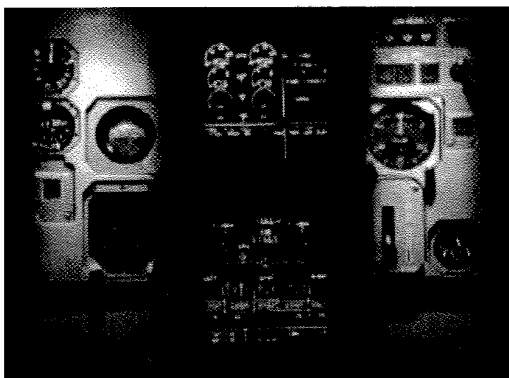
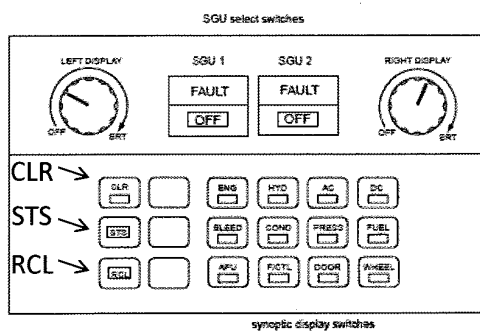
The ECAM system was developed for the Airbus A310 aircraft and the block schematic diagram in Figure illustrates that version of the system. It is principally an aircraft systems display medium, with primary engine information displayed on traditional instruments. The ECAM display screens are mounted side-by-side and both are in use continuously. The left screen displays information covering systems status, warnings and corrective actions required in check list format. The right screen shows associated information in analogue displays.



21

Sistemi di diagnostica automatica ECAM (Electronic Centralised Aircraft Monitoring System)

The ECAM control panel is illustrated in Figure. The left and right display control knobs are for switching on the displays and adjusting the display brightness. The functions of the various push button switches are as follows:



SGU select. In normal operation of the system both symbol generator units (SGUs) are functional. In the event of a fault being detected by an SGU self-test circuitry, a fault caption is illuminated on the appropriate switch. Releasing the switch isolates the affected SGU and extinguishes the fault caption, illuminating the OFF caption in its place.

Clear (CLR). This is a clear switch, which will illuminate whenever a warning or status message appears on the left screen. Depressing the switch clears the message.

Status (STS). Depressing this switch allows manual selection of aircraft system status displays, provided that there is no warning message displayed.

Recall (RCL). If a warning message is cleared whilst its associated failure condition is still existent, it may be recalled by depressing the RCL push button.

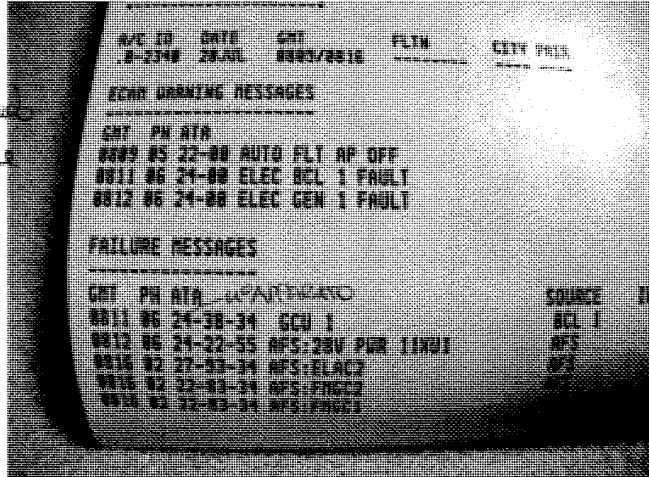
Synoptic displays. Synoptic diagrams of each of the 12 aircraft systems are called up on the right screen, provided that there is no warning message displayed, by depressing the appropriate synoptic display switch.

22

Sistemi di diagnostica automatica ECAM (Electronic Centralised Aircraft Monitoring System)

The Electronic Centralised Aircraft Monitoring system (ECAM) oversees a variety of aircraft systems and also collects data on a continuous basis. While ECAM automatically warns of malfunctions, the flight crew can also manually select and monitor individual systems. Failure messages recorded by the flight crew can be followed-up by maintenance personnel by using the system test facilities on the maintenance panel in the cockpit and on the BITE facility located on each computer. The majority of these computers are located in the aircraft's avionics bay.

È molto utile xché è in grado di stampare tutti i WARNING e tutto ciò che succede permette ai piloti e manutentore di avere a situazione del velivolo. Questo strumento ci fa capire se è successo e dove fare manutenzione!!



25

Sistemi di diagnostica automatica Engine indicating and crew alerting system (EICAS)

The EICAS system is an electronic display consisting of two screens mounted vertically, one above the other, and usually positioned centrally on the cockpit console, where they are easily visible to either pilot.

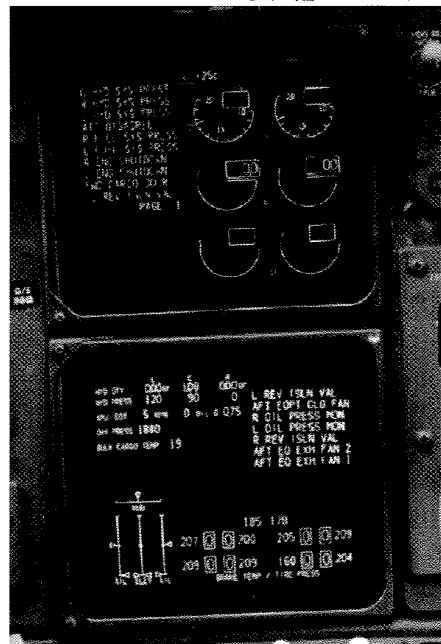
The displays are capable of presenting all the engine and system operating data.

The upper of the two screens, known as the primary display, normally shows only essential (i.e. primary) engine information such as engine pressure ratio (EPR), turbine spool speed (N1) and exhaust gas temperature (EGT). *TRUP. GAS ESAUSTI*

The lower of the two screens, known as the secondary display, may be used to display less important (secondary) information and details of abnormal engine or system operating conditions.

The EICAS displays are generated by two computers that are continuously receiving operating data from the engines and the various aircraft systems. At any given time only one computer is operating the system, whilst the other functions as a standby.

↳ LASCIA COME SISTEMA INDIPENDENTE MA FOI VISTA COME UN SISTEMA INTEGRATO DALL'AIRBUS DIVENTO UNA PAGINA DELL'ECAM CHE ORA AVRA' UNA COPPIA DI PAGINE X IL MOTORE



TURBINA A 100% -> MANETTA

26

Sistemi di diagnostica automatica Health and usage monitoring system (HUMS)

→ RACCOLTE FATTI DELLA VITA DEL VEICOLO!!

NASCE DALLA NECESSITÀ di FARE MANUTENZIONE BASANDOSI SULL'EFFETTIVO STATO E USURA DEL COMPONENTE ⇒ QUESTO APPARATO MONITORA LA VITA DELL'AEROPILANO REGISTRANDO VIBRAZIONI, TEMPERATURE, PRESSIONE ECC ⇒ SFRUTTANDO DEI MODELLI CARICHI IMATTORECCI ANTICIPO O RITARDO LA MANUTENZIONE

- HUMS was originally pioneered to monitor helicopters servicing the oil platforms in the North Sea.
- It monitors a variety of aircraft parameters, including aircraft vibration, engine and structural health.
- Ground support equipment and software are designed to **decrease maintenance costs and increase operational readiness**.
- The system includes on-board sensors and data processing to calculate specific maintenance recommendations.
- HUMS provides engine health and usage monitoring, exceedance monitoring, performance trends, operational usage monitoring and flight data monitoring and recording.
- All the required airborne data acquisition and processing, including crash-survivable cockpit voice recorders (CVR) and flight data recorders (FDR), are often combined into a single line replaceable unit.

si POSSONO SCAMBIARE GLI AEREA TRA ≠ PILOTI X OTTIMIZZARE I TEMPI DI MANUTENZIONE.

Sistemi di diagnostica automatica BITE-Built In Test Equipments

serve x sapere se un sistema in un istante preciso funziona. FACENDO QUESTO TEST SI RENDE CONTO SE È TUTTO OK ORA POICHÉ LE INFO DEL MONITOR POSSONO ANCHE AVERE ERRORI di RITARDO DOUTI AI RITARDO NEL CAMBIO MENTO!

BITE is the primary source of information for ECAM System

BITE is usually designed as a signal flow type test. If the signal flow is interrupted or deviates outside accepted levels, warning alerts indicate a fault has occurred.

The functions or capabilities of BITE include the following:

- real-time, critical monitoring
- continuous display presentation
- sampled recorder readout
- module and/or subassembly failure isolation
- verification of systems status
- go/no-go alarms
- quantitative displays
- degraded operation status
- percentage of functional deterioration.

NON ASCOLTARE OK!



A.A. 2012-2013

EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO E SISTEMI AVIONICI

LEZIONE 15

SISTEMI DI CABINA ATA 44

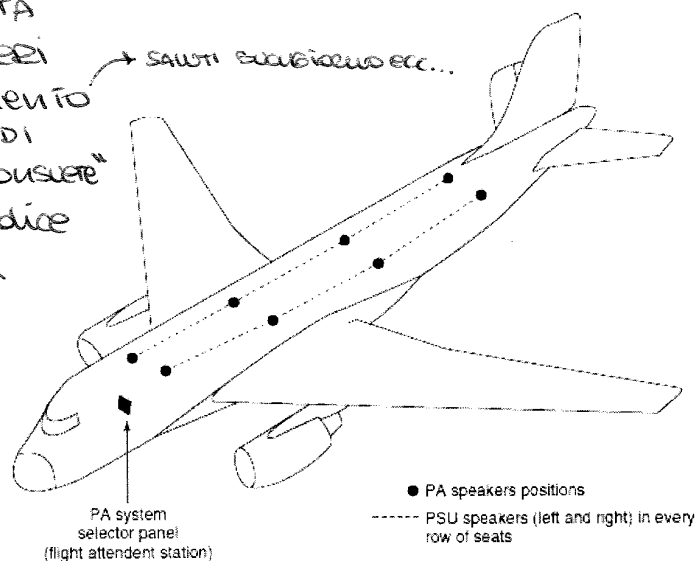
Sono tutti i sistemi AUDIOLISIVI che x METTANO UNA COMUNICAZIONE DELLA CABINA DEL PILOTA O CON L'INTERNO O CON L'ESTERNO. COLLEGAMENTI INTERFONO - HOSTESS-PILOTI & INTERNET ecc...
Ing. Giovanni Di Meo giovanni.dimeo@polito.it

1

Passenger address (PA) system

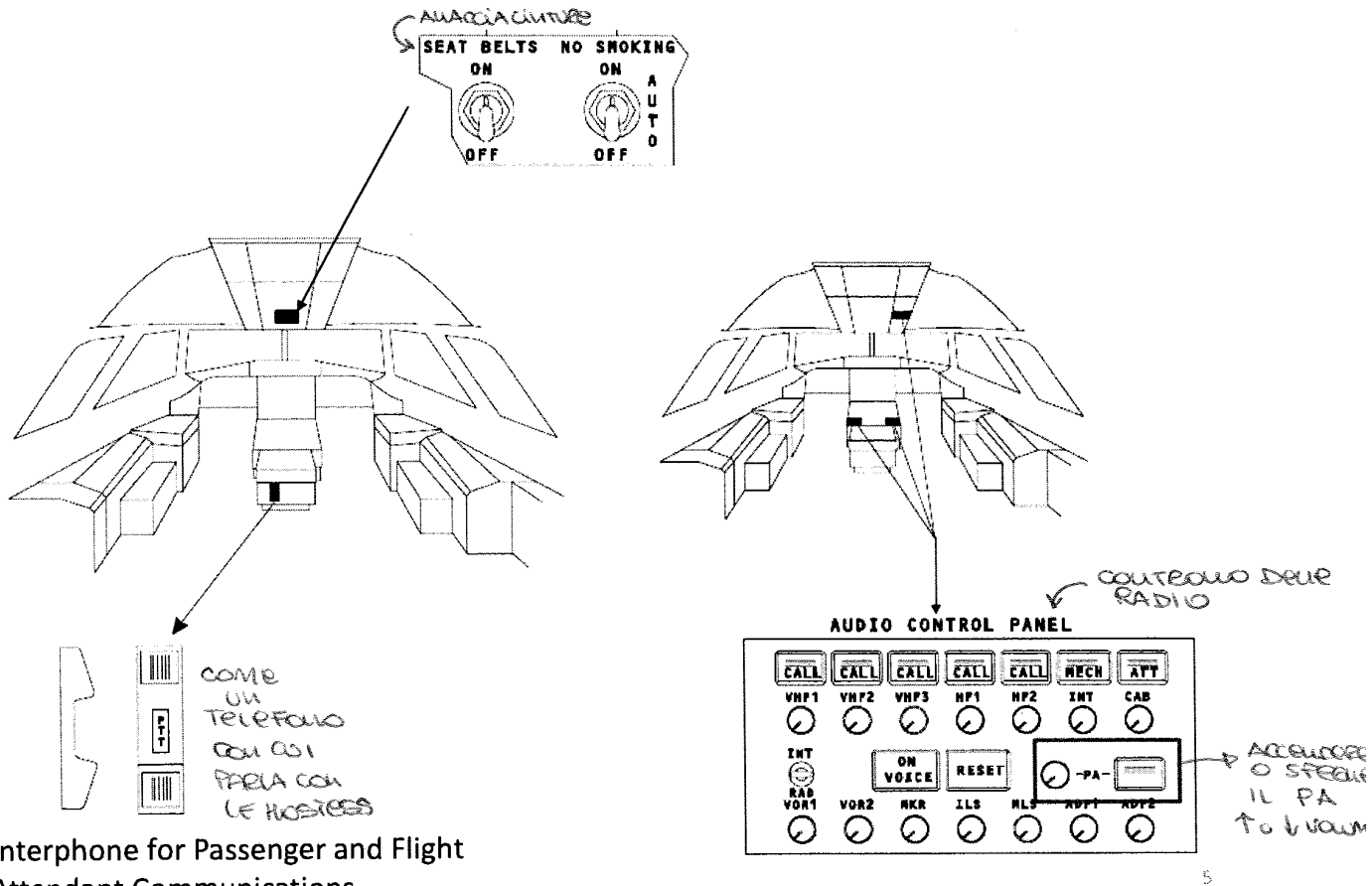
The passenger address (PA) system is primarily a safety system that provides passengers with voice announcements and chime signals from the flight or cabin crew; Its secondary purpose is for the audio entertainment system. The crew make these voice announcements via the interphone system.

SISTEMA con cui il PILOTA comunica con i PASSEGGERI IN CASO DI INTRATTENIMENTO O IN CASO DI MANOVRE DI EMERGENZA & non "CONSUETE" nelle quali il PILOTA dice BEACE - BEACE E BISOGNA METTERSI ACCUCIATI IN POSIZIONE DI SICUREZZA!



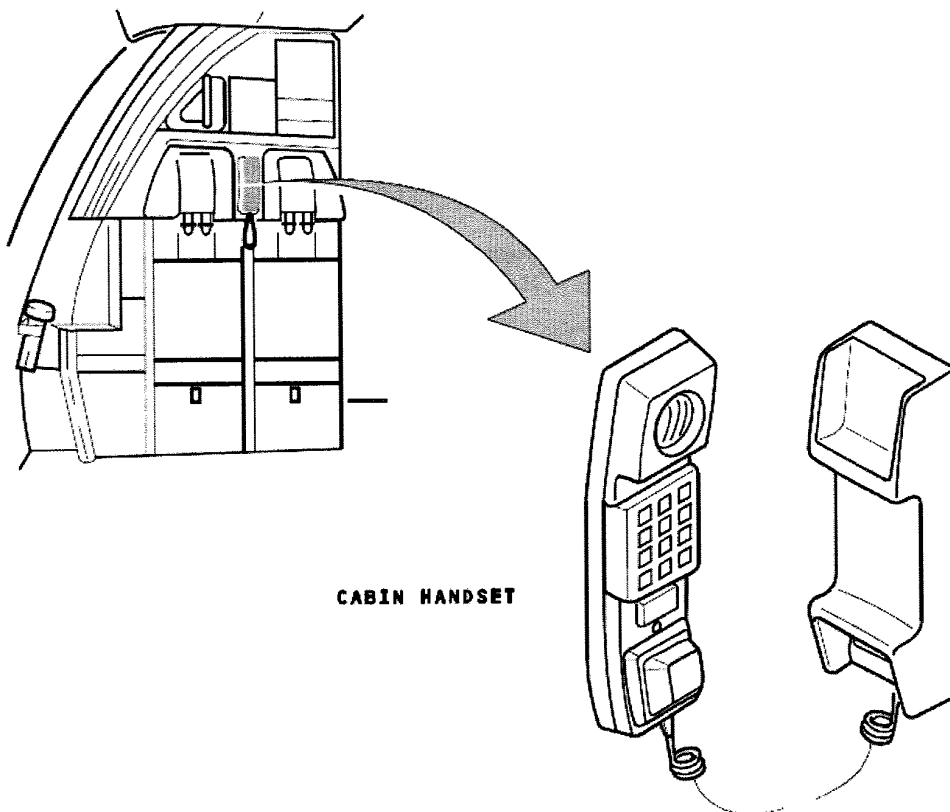
2

Cockpit Location of Flight Crew control Unit of PA System

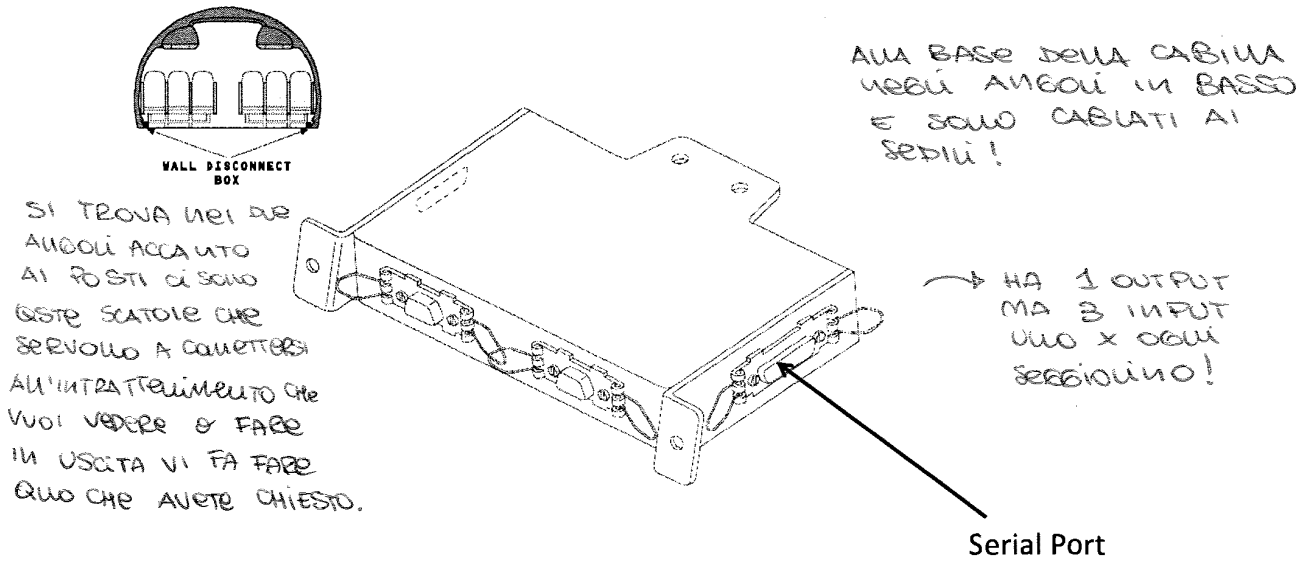


Interphone for Passenger and Flight Attendant Communications

Cabin Handset for Flight crew to cabin crew communications



In-flight entertainment (IFE)

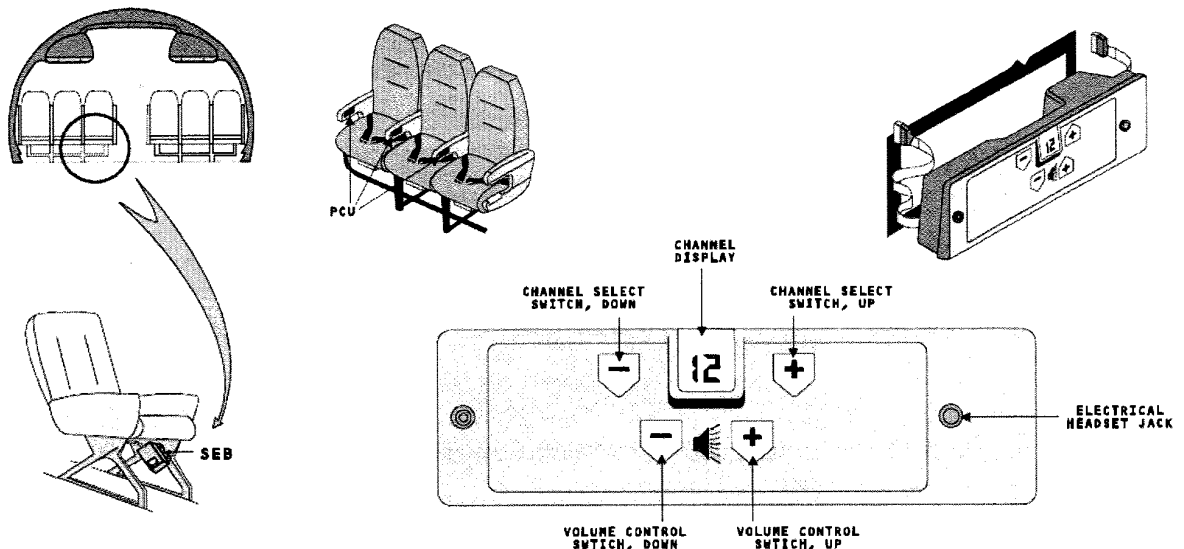


✘ **Wall Disconnect Boxes** are placed on both sides of the cabin for collecting Signals from the IFE and redirecting it to Entertainment Equipments in every seat.

9

In-flight entertainment (IFE)

Audio entertainment systems installed on aircraft range from a single source, e.g. a digital versatile disc (DVD) player on private aircraft through to multichannel systems with multiple channels on larger aircraft. Passengers are able to select from a wide range of music channels, news bulletins, current affairs, documentaries and comedy channels etc. Audio channels are played through headphones that plug into an individual seat position.



Seat Electronic Box (SEB)

SOTTO OGNI ~~SEGGIO~~ SEDIA HO IL MONITOR CHE COMUNICANO LE VOSTRE SCELTE CON LE ✘ !

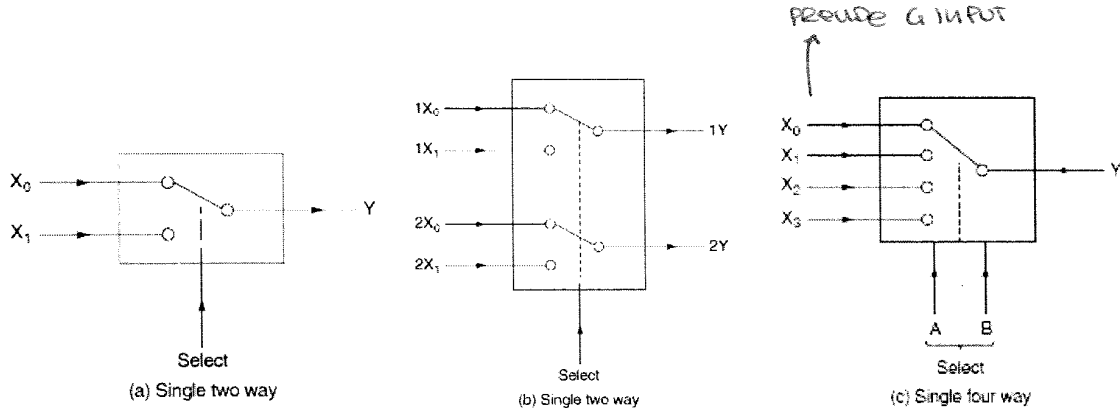
HANNO COME SCOPO
 QUO DI RIDURRE
 IL NO DI CAVI CHE
 GIRANO X L'ABOPLAUD ALTRIMENTI
 => ↑ PESO e ↓ SICUREZZA

In-flight entertainment (IFE)

Multiplexing → SOLO IN GRADO RICEVENDO + INPUT DI FAR USCIRE UN SOLO OUTPUT!

Increasing the amount of IFE and communication system choices to each passenger position has the potential to rapidly increase the amount of wiring on the aircraft; this would make IFE very costly. One way of reducing the amount of wiring to a seat position is via **multiplexing**;

This technology provides a means of selecting data from one of several sources.



X= Input signals
Y= Output signal
Select = Signal for enabling the switch

PROVIDE 4 INPUT
 SELEZIONA 1 2 SEGNALI
 di SELECT (2 BIT)
 → X 4 INGRESSI
 È QUO CHE CHIEDO IO
 SOL MONITOR!!

ESISTE IL CAN BUS NELLE AUTO È UN SISTEMA DIGITALE + LEGGERO POICHÉ HA MENO CAVI CHE
 POTRE SOSTITUIRE I MULTIPLEX ANALOGICI

In-flight entertainment (IFE)

Multiplexing

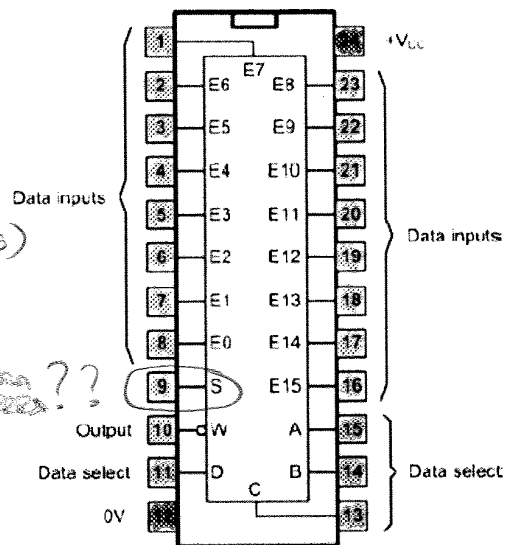
(74LS150 sixteen input multiplexer)

16 Input signals
 1 Output signal
 4 Data Select Inputs → (x SCRIVERE n° da 1 a 16)
 (every signal is a bit - Discrete connection)
 → UNICORRENTE ALIMENTATA!!
 2 DC power supply

24 connessioni

e sono fin di AUMENTAZIONE
 del MULTIPLEXING.

HO AUMENTAZIONE IN CONTINUA
 nel SISTEMA di INTRATTENIMENTO!! Multiplexing connector



COME SI COLLETTE A INTERNET / CELLULARI IN AEREO?
 ESISTE UNA COSTELLAZIONE DI SATELLITI AD HOC CHE PERMETTE AI VEICOLI
 DI AVERE COLLETTIVITA' INTERNET E TELEFONICA!
In-flight entertainment (IFE)

Satellite network for on-board Internet and Telephone

Some aircraft are fitted with intranet-type data communication systems that provide full access to the Internet and email via satellite.

A **passenger telephone system** is installed on some aircraft to allow telephone calls from passengers to the ground; these are used for outgoing calls on passenger aircraft, and two-way calls on private aircraft. Data communication is via the **Iridium satellite communication system** and allows passengers to connect to live Internet.

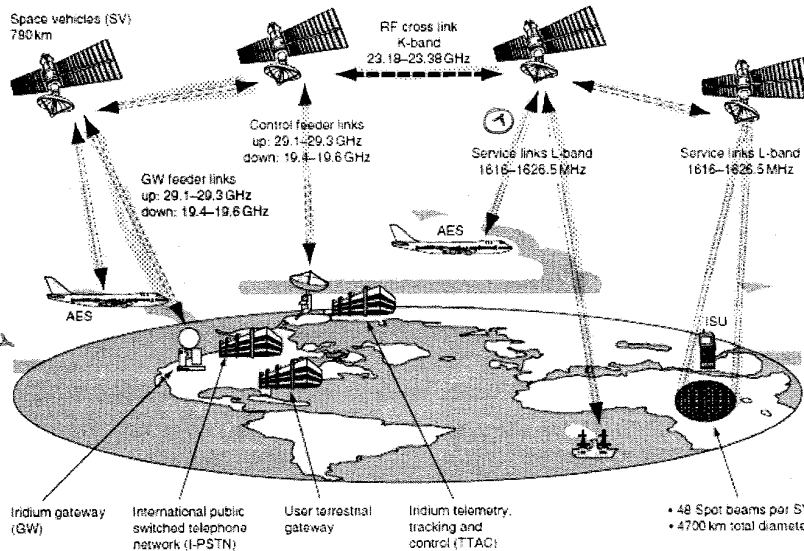
1 COSTELLAZIONE

è PRIVATA

è COSTITUITA da 66 SATELLITI LANCIATI DA UNO CHE CI AVREVA LO STO WIKI!

2 AEREO - SATELLITE - STAZIONE TERRE

SE NON VEDO UNA ZONA DI TERRA IMBALZO IL SEGNALE AD ALTRI SATELLITI CHE NON TRAO LA CONNESSIONE A TERRA!!



17

In-flight entertainment (IFE)

Iridium Satellite Segment

The Iridium system is a satellite-based, personal communications network providing global voice and data features. Iridium is a privately owned company based in the USA. The satellite communications system is illustrated in Figure and comprises three principal components:

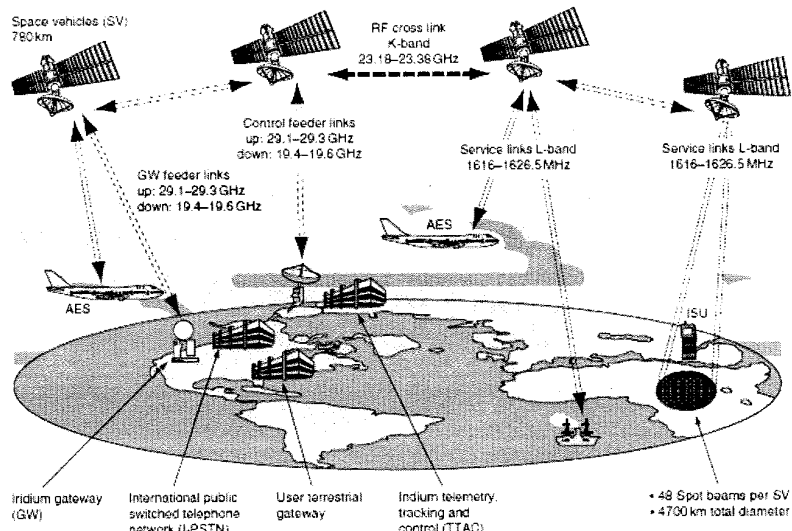
- satellite network
- ground network (based on gateways)
- on-board subscriber products (including phones and data modems).

The Iridium network allows voice and data messages to be routed anywhere in the world.

The system operates between user and satellite in the L-band, 1616– 1626.5 MHz. Voice and data messages are relayed from one satellite to another until they reach the satellite above the Iridium handset or terminal; the signal is then relayed back to a gateway.

When an Iridium customer places a call from a handset or terminal, it connects to the nearest satellite, and is relayed among satellites around the globe to whatever satellite is above the appropriate gateway; this downlinks the call and transfers it to the global public voice network or Internet so that it reaches the recipient.

Users can access the network via **aircraft earth stations (AES)** or **Iridium subscriber units (ISU).**



ESISTONO ANCHE DUE STAZIONI DI TERRA X GARANTIRE IL
 FUNZIONAMENTO CHE HANNO COMPIUTO DI TRASMETTERE I SEGNALI INTERNET
 E TELEFONO, E A GARANTIRE LA CONTINUITA' del SEGNALE.
In-flight entertainment (IFE) ESISTONO ALTRE STAZIONI di
 CONTROLLO e COORDINAMENTO
 dei SATELLITI STESSI !!

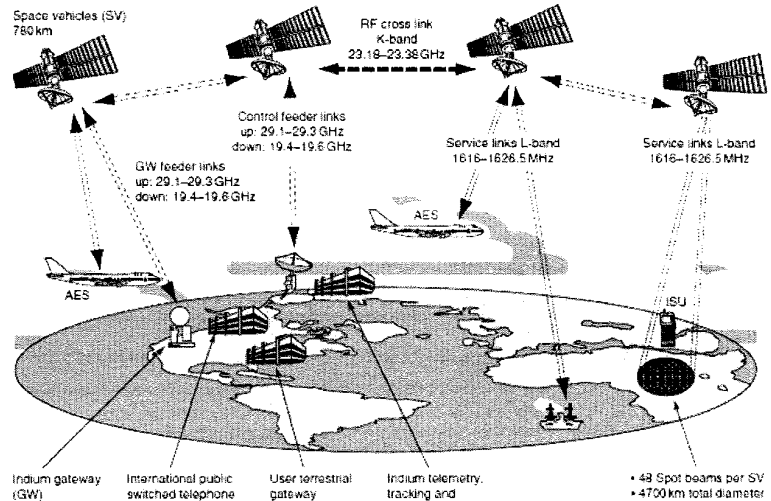
Iridium Ground Segment

The Iridium ground network comprises the system control segment and telephony gateways used to connect into the terrestrial telephone system.

With centralized management of the Iridium network, the **system control segment** supplies global operational support and control services for the satellite constellation, delivers satellite tracking data to the gateways, and controls the termination of Iridium messaging services. The system control segment consists of three primary components:

- four telemetry tracking and command/control (TTAC) stations
- the operational support network
- the satellite network operation centre (SNOC).

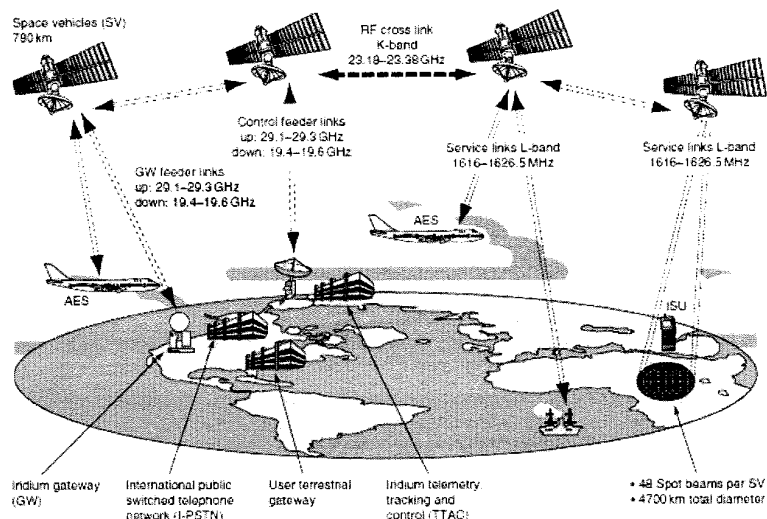
Ku-band feeder links and cross-links throughout the satellite constellation supply the connections among the system control segment, the satellites and the gateways (ku-band is a section of the electromagnetic spectrum in the microwave range of frequencies between 12 and 18 GHz).



21

**In-flight entertainment (IFE)
 Iridium Ground Segment**

Telephony gateways are the ground-based antennas and electronics that provide voice and data services, messaging, prepaid and postpaid billing services, as well as other customer services. The gateways are responsible for the support and management of mobile subscribers and the interconnection of the Iridium network to the terrestrial phonesystem. Gateways also provide management functions for their own network elements and links.



22

EFB – Electronic Flight Bag

Electronic flight bag (EFB) is an electronic information management device that helps flight crews perform flight management tasks more easily and efficiently with less paper.

It is a general purpose computing platform intended to reduce, or replace, paper-based reference material often found in the pilot's carry-on flight bag, including the aircraft operating manual, flight-crew operating manual, and navigational charts (including moving map for air and ground operations).

In addition, the EFB can host purpose-built software applications to automate other functions normally conducted by hand, such as performance take-off calculations.



3

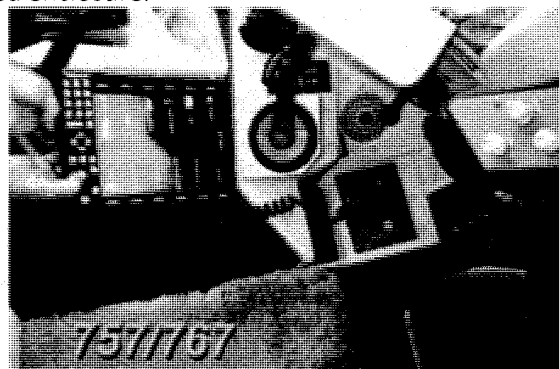
EFB – Electronic Flight Bag Introduction

UNA CIRCOLARE DELL' FAA HA RECAPITOLATO TUTTO CIO' CHE L' EFB DEVE FARE
According to the FAA's Advisory Circular (AC No. 120-76A), an Electronic Flight Bag is an electronic display system intended primarily for cockpit/flightdeck or cabin use.

SOLO PREVISI REQUISITI DI SICUREZZA X AVERE LA STESSA AFFIDABILITA' DELLA CARTA.
EFB devices can display a variety of aviation data or perform basic calculations (including performance data and fuel calculations.).
DEBBO CONTINUARE A FUNZIONARE ANCHE IN CASO DI DECOMPRESSIONE DELLA CABINA E DEBBO SOSTENERE DETERMINATI TIPI DI SHOCK -> MEMORIE ALLO STATO SOLIDO O UN ARMATURA ATTORNO AL DISCO IN MOVIMENTO CHE SMORZI LE VIB LE VIB
In the past, some of these functions were traditionally accomplished using paper references or were based on data provided to the flight crew by an airline's "flight dispatch" crew.

For large and turbine aircraft, FAR 91.503 requires the presence of navigational charts on the airplane. If an operator's sole source of navigational chart information is contained on an EFB, the operator must demonstrate the EFB will continue to operate throughout a decompression event, and thereafter, regardless of altitude. The only way to achieve this capability is by using a solid state disk drive or a standard rotating mass drive in a sealed enclosure.

There are also militarized variants, with secure data storage, night vision goggle compatible lighting, environmental hardening, and military specific applications and data.



EFB – Electronic Flight Bag Hardware Classes

Class 3 Considered "installed equipment" and subject to airworthiness requirements and, unlike PEDs, they must be under design control.

*MONTATO IN MODO INTEGRATO SUL COCCHIO
È COME SE FOSSE UN MONITOR IN PIÙ. PRENDE + DATI DI PERMANENTE IN INPUT ED
È IN GRADO DI FORNIRE DATI AL VEICOLO (OUTPUT) È UN APPARATO MONTATO IN*

• The hardware is subject to a **limited number of RTCA DO-160E** requirements (for non-essential equipment—typical crash safety and Conducted and Radiated Emissions testing).

*REQUISITI DI CERTIFICAZIONE AMBIENTALE: CONFESSIONE,
COSÌ IL SOFTWARE DEVE ESSERE CERTIFICATO PER GARANTIRE
LA SICUREZZA*

• There may be **DO-178B** requirements for software, but this depends on the application-type defined in the Advisory Circular.

• Class 3 EFBs are typically installed under **STC (Supplemental Type Certificate)** or other airworthiness approval.

*si sono
certificati
in modo
completo*

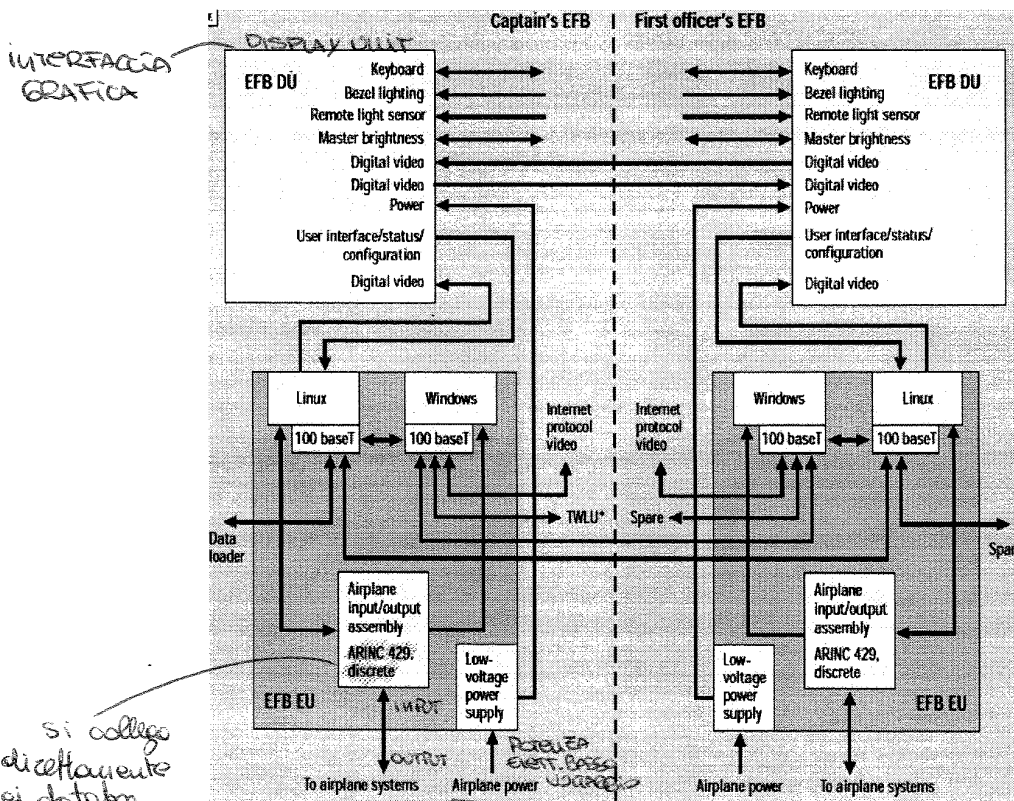


BOEING mette un DISPLAY in più x ogni funzione

AIRBUS → unico DISPLAY + funzioni

EFB – Electronic Flight Bag Hardware Classes

Class 3 – Hardware architecture



si collega direttamente ai database del veicolo

V_R velocità di ROTAZIONE della CROSCIA

V_2 VELOCITÀ ALLA QUALE DEVO AVERE RATE DI SALITA POSITIVO

V_1 VELOCITÀ DI DECISIONE SE POSSO O MEGLIO DECOLARE → QUOTE LA QUOTE DALE DIMENSIONI DELLA PISTA VEDI ROSSO ALLICARE IL DECOLLO

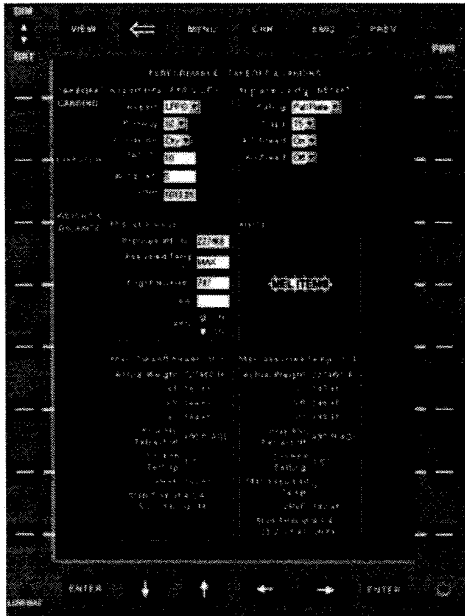
EFB – Electronic Flight Bag Software Classes and Applications

The EFB may host a wide array of applications, categorized in three software categories (Reference AC 120-76 as amended, for an actual list of examples):

Type C

- Can be used as a **Multi-function display (MFD)**, only for Class 3 Hardware

~ HD
CLASSE 3



Performance Application

The performance application calculates precise takeoff and landing performance figures for each airplane under any conditions. The calculations are based on a combination of preloaded and pilot entered data.

Preloaded data include:

- Airport characteristics (e.g., elevation, runway data, obstacle data)
- Airplane data (e.g., tail number, engine type and rating, flap configuration)
- Airline policy information (V_1 type used or menu items).

Pilot-entered data include:

- Current runway conditions.
- Current environmental conditions (e.g., outside temperature, wind velocity)
- Specific airplane configuration (e.g., flap position, airplane status)
- NOTAM data that may affect performance
- Deferred maintenance items (e.g., minimum equipment list, configuration data list) that affect performance

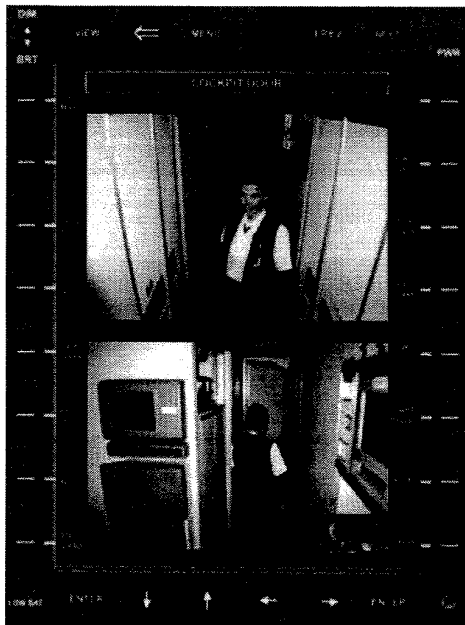
determino V_1 V_R V_2
DIPENDI A DARE CO DI MI ESTERNE
LE TO 4 5
CONDIZIONI AMBIENTALI
EWI IN CABINA

EFB – Electronic Flight Bag Software Classes and Applications

The EFB may host a wide array of applications, categorized in three software categories (Reference AC 120-76 as amended, for an actual list of examples):

Type C

- Can be used as a **Multi-function display (MFD)**, only for Class 3 Hardware



Surveillance Application

The video surveillance application allows airlines to leverage their video surveillance investment with operational improvements enabled by the EFB.

The video surveillance application uses installed **buyer-furnished equipment (BFE)** (i.e., camera, camera interface unit). The EFB receives digital video through an **Ethernet connection** from the camera interface unit.

Users can select output from the installed cameras and display it on the screen. After the airline and its BFE supplier decide on the number and location of cameras, the manufacturer typically integrate the system and make the video surveillance application available.

VEDO CO' CHE ACCADE IN CABINA

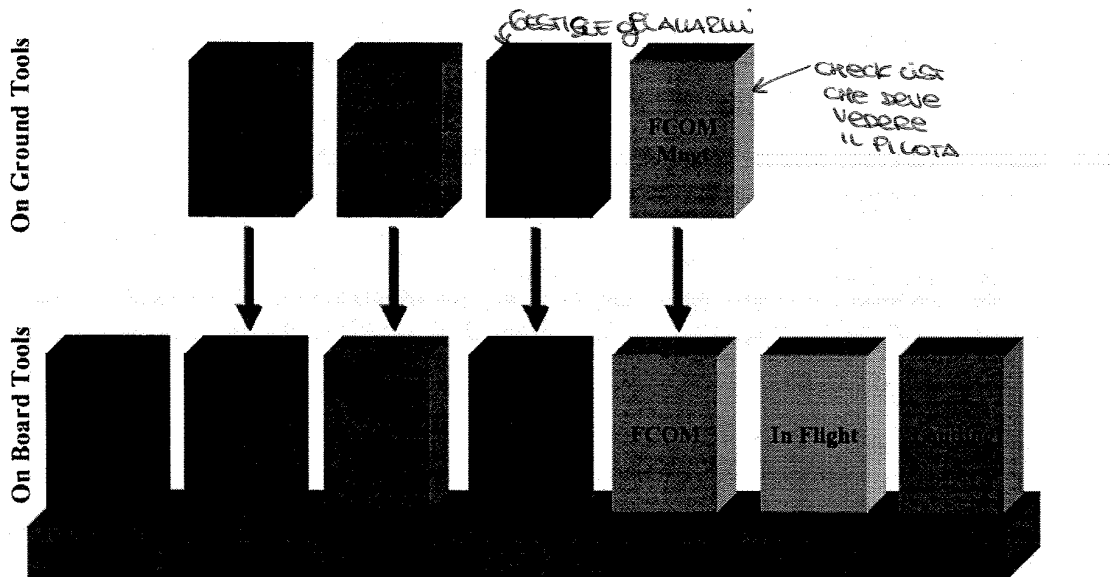
A real case: Airbus "Less Paper in the Cockpit" Concept

AIRBUS LA CHIAMA ≠ UNO È UEGARE ALLA FEB!

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

FA TUTTO QUELLO CHE FALLO I SOFTWARE DI TIPOC

- 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.**

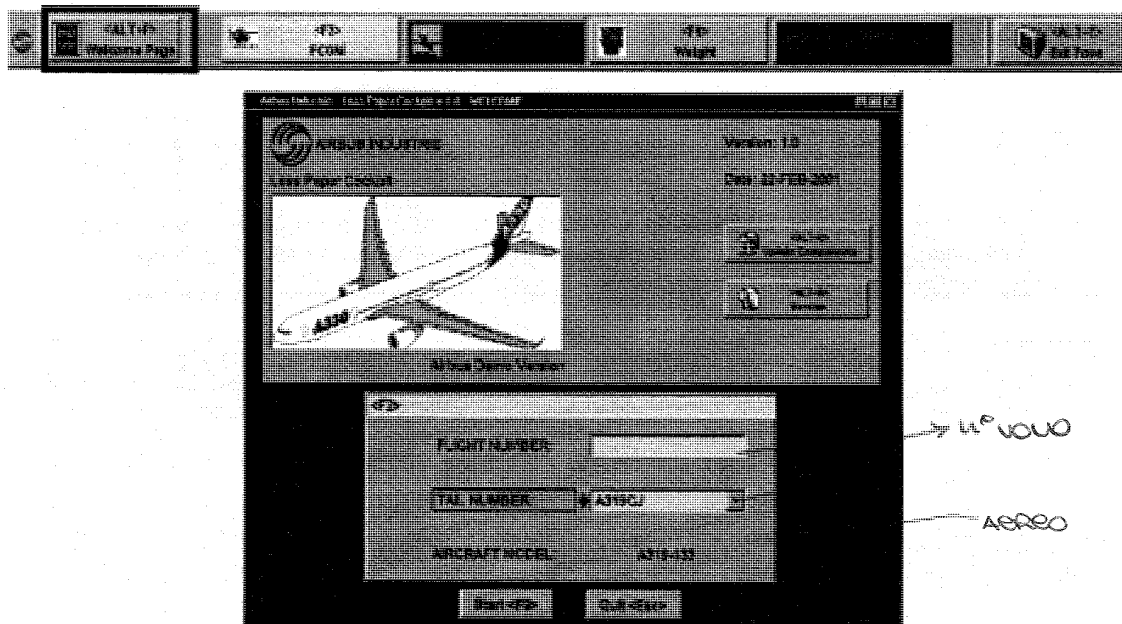


15

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

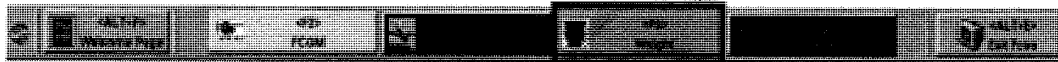
AUCORA NON ESISTE È UN PROGETTO DI RICERCA

Welcome Page



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

Weight & Balance



calcolo della posizione del baricentro dopo aver inserito i pesi di bagagli e passeggeri.

DA G dipende la posizione del TRIM → mi serve sapere dove è il punto neutro. Equilibratore deve essere messo a CABARE SE IL PUNTO È MESSO LONTANO DAL PUNTO NEUTRO!

Il settaggio dell'equilibratore è fatto in automatico ma G → OUTR

Item	Weight (kg)	Destination
PAX	12480 (11300/20)	JFK
Cargo	8520	MIA
Fuel	55000	-

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

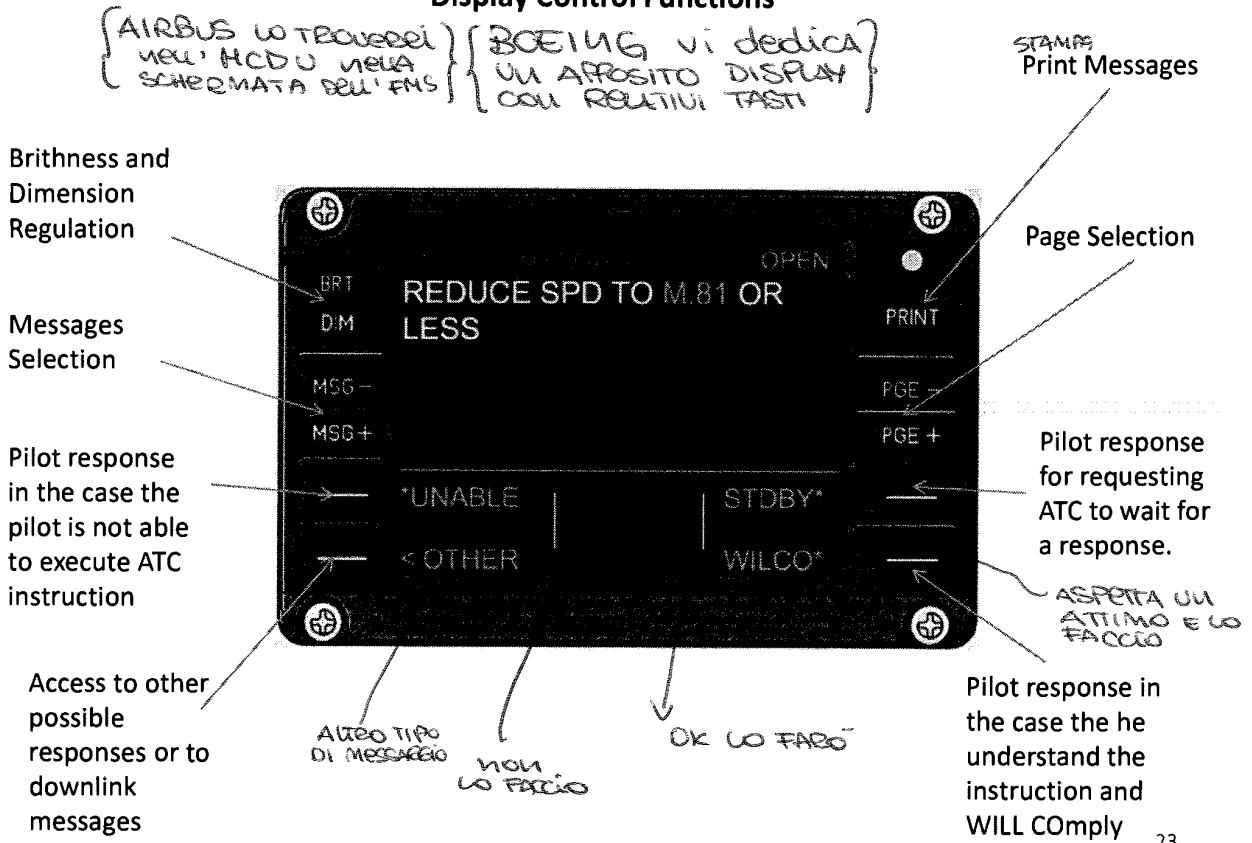
Sample External Application - Route Manual



MARSA MARSOPOLDO, SIO, STAR ecc.

Air Traffic Situation Unit (ATSU) – CPDLC Datalink Displays

Display Control Functions



23

Air Traffic Situation Unit (ATSU) – CPDLC Datalink Displays

Safety and Certification

DOMANDA E SAVE

All CPDLC deployments must be supported by an approved safety case demonstrating that all safety objectives for the applicable airspace have been met. **EUROCAE ED-120 (RTCA DO-290)** is the **safety and performance requirements (SPR)** for continental airspace and should be consulted for the safety objectives relevant to the use of CPDLC in continental airspace.

** ES DOPO AVERE UN ASSOCIAZIONE TRA MESSAGGIO E TEMPO ACCURATO E REALE DEL MESSAGGIO → ELIMINO MESSAGGI VECCHI CHE POTREBBERO CONFONDERE IL PILOTA!*

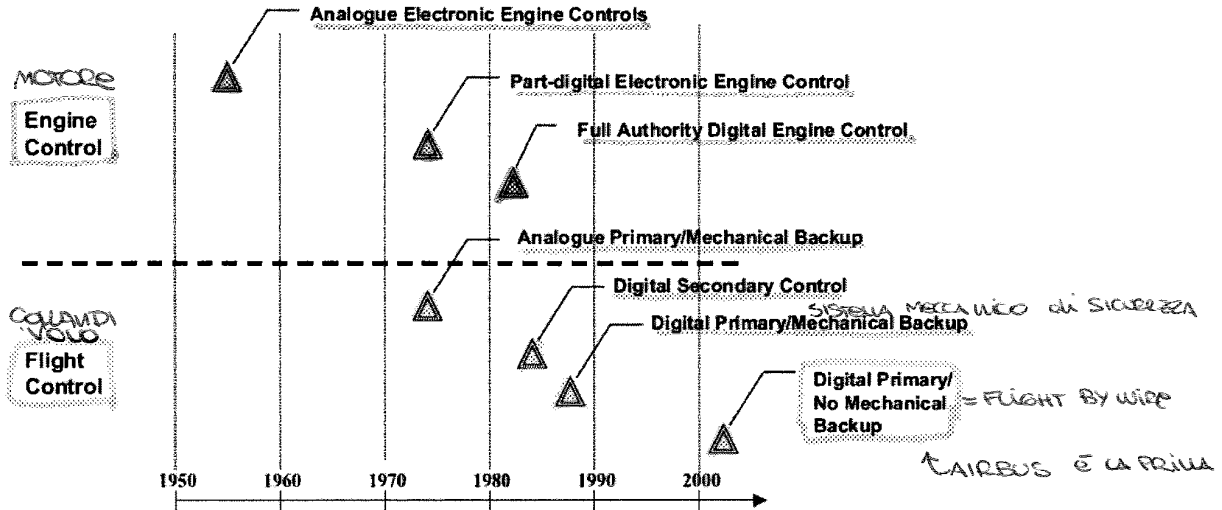
ED-120 provides a hazard analysis and identifies the hazards applicable to systems implementing the ATC services that CPDLC deployments are currently providing. It then derives the safety objectives for such systems and the safety requirements with which they must comply. Implementers of both ground and airborne systems must comply with these safety requirements if their products are to be approved and/or certified for operational use.

Safety objectives identified by ED-120/DO-290 include the need to ensure that messages are neither corrupted nor misdelivered. Equally important is the need for accurate time stamping and the rejection of out-of-date messages. A consequence of these requirements is that CPDLC implementations, both on aircraft and at ATC centres, must have access to an accurate clock (to within 1 second of UTC). For aircraft, this is typically provided by GPS.

24

Il sistema di controllo del motore è stato il primo ad avere l'avionica come controllo. Nel collaudi di volo l'avionica è arrivata dopo.

Digital Aviation Technology evolution (in ambito civile)



Engine analogue controls were introduced by Ultra in the 1950s, which comprised electrical throttle signalling used on aircraft such as the Bristol Britannia. Full-Authority Digital Engine Control (FADEC) became commonly used in the 1980s.

Digital primary flight control with a mechanical back-up has been used on the Airbus A320 family, A330/A340 using side-stick controllers, and on the B777 using a conventional control yoke. Aircraft such as the A380 are adopting flight control without any mechanical back-up but with electrically signalled back-up.

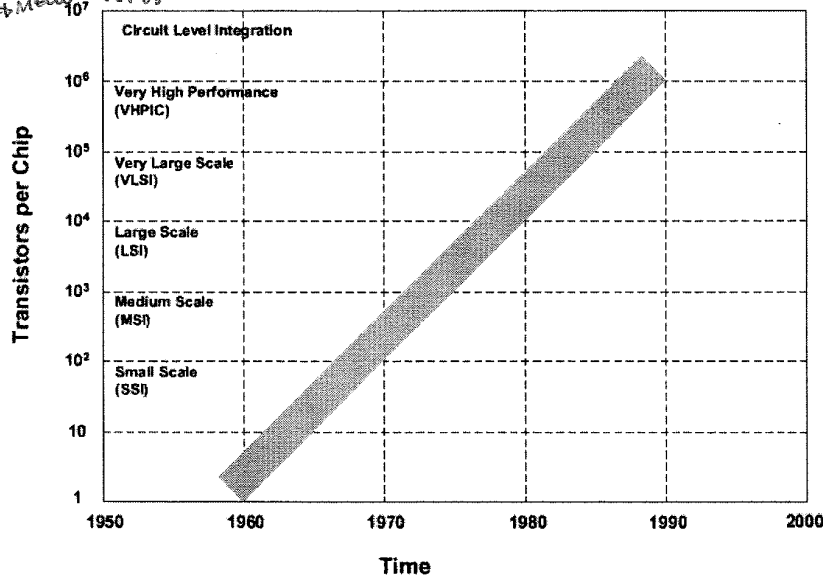
Today, avionics technology is firmly embedded in the control of virtually all aircraft systems

ANALOGICO: c'è un sensore che rivela n° giri motore e lo trasforma in segnale elettrico. A un determinato voltaggio, il display associa al voltaggio un n° di giri motore, e in continuo a variazione continua del voltaggio → un cavo x ogni segnale!!

DIGITALE: c'è un sensore che traduce n° in un numero binario, genero una forza dovuta fatta come il segnale (è un voltaggio) il voltaggio non descrive continuamente il fenomeno ma il numero che vola → DATA BUS

TUTTI SU UN UNICO CANO → MEMO CAVI!!

Digital Aviation Technology evolution



VEDREMO CHE CIÒ CHE CI CIRCONDA USA INFORMAZIONI DIGITALI!

The extent of the explosion in IC developments can be judged by reference to Figure. This shows a greater than tenfold increase per decade in the number of transistors per chip.

Another factor to consider is the increase in the speed of device switching. The speed of operation is referred to as gate delay. Gate delay for a thermionic valve is of the order of 1000ns, transistors are about 10 times quicker at 100 ns. Silicon chips are faster again at ~ 1ns.

This gives an indication of how powerful these devices are and why they have had such an impact upon our daily life.

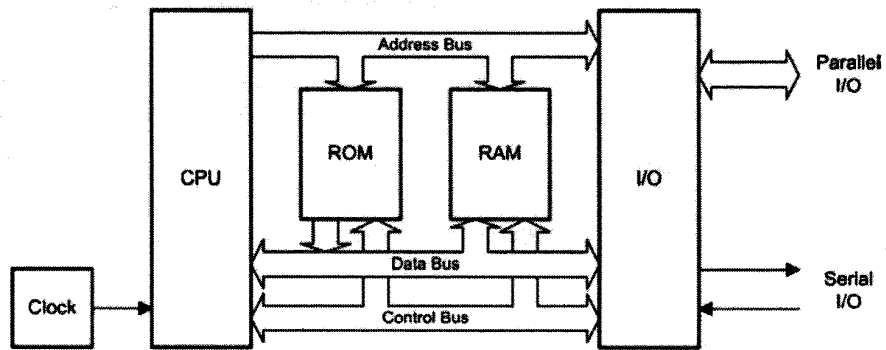
METTO QUANTI + POSSIBILE TRANSISTOR NEL CHIP AUMENTANDO I TEMPI DI RISPOSTA E LA POTENZA NEI CALCOLI!

Bus Systems

The basic components of the system (CPU, RAM, ROM and I/O) are linked together using a multiple-wire connecting system know as a bus (see Figure). Three different buses are present, these are:

- (a) the **address bus** used to specify memory locations;
- (b) the **data bus** on which data is transferred between devices; and
- (c) the **control bus** which provides timing and control signals throughout the system.

The number of individual lines present within the address bus and data bus depends upon the particular microprocessor employed. Signals on all lines, no matter whether they are used for address, data, or control, can exist in only two basic states: **logic 0 (low)** or **logic 1 (high)**. Data and addresses are represented by **binary numbers** (a sequence of 1s and 0s) that appear respectively on the data and address bus.



Bus Systems

Some basic microprocessors designed for control and instrumentation applications have an **8-bit data bus** and a **16-bit address bus**. More sophisticated processors can operate with as many as **64 or 128 bits** at a time.

The largest binary number that can appear on an 8-bit data bus corresponds to the condition when all eight lines are at logic 1. Therefore the largest value of data that can be present on the bus at any instant of time is equivalent to the binary number 11111111 (or 255). Similarly, the highest most address that can appear on a 16-bit address bus is 1111111111111111 (or 65,535). *new RAM*

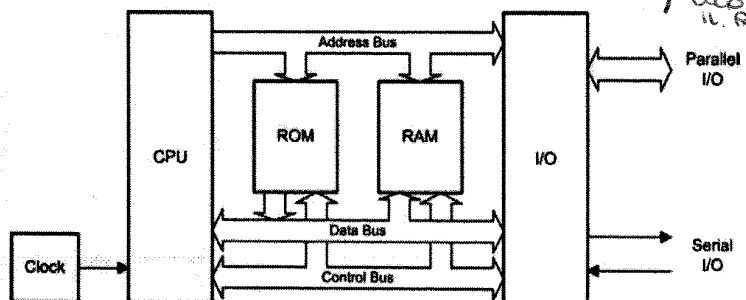
The full range of data values and addresses for a simple microprocessor of this type is thus:

IL N° PIÙ GRANDE
SENZA SEGNARE HO
0 a $(2^n - 1)$
senza segno -
a +

<i>Data</i>	from 00000000	} DATA BUS A 8 BIT
	to 11111111	
<i>Addresses</i>	from 0000000000000000	} INDIRIZZO A 16 BIT
	to 1111111111111111	

nei nostri
PC A TER
HO PROBLE
A 64 BIT!!
IN VOLO D
CERTIFIC
CU APPAR
ANZI DI
ECCO GIUSTIF
IL RITARDO!

Finally, a **locally generated clock signal provides a time reference** for synchronizing the transfer of data within the system. The clock usually consists of a high-frequency square wave pulse train **derived from a quartz crystal**.



LSB È IL PRIMO BIT DA CUI INIZIO A LEGGERE LA WORD 2°
 MSB È L'ULTIMO BIT DA CUI INIZIO A LEGGERE LA WORD 2°

Data Representation (Example)

GROUND_SPEED
 MAX VALUE = 800 Kts
 MIN VALUE = 0 Kts
 RESOLUTION = 0.25 Kts

Field Name	Bit No.	Description
GROUND_SPEED	-00 - Sign	0 = Plus, 1 = Minus (BIT di segno)
	-01 - N MSB	MSB= 400
	-02 - N	
	-03 - N	
	-04 - N	
	-05 - N	
	-06 - N	
	-07 - N	Fullscale=799,97
	-08 - N	
	-09 - N	
	-10 - N	
	-11 - N	
	-12 - N	
	-13 - N	
	-14 - N	
-15 - N LSB	LSB=0,024 ← RISOLUZIONE	

Is the word able to represent the assigned ground speed?
 SI XCHÈ AL MAX VALE 600

QUESTO È LO SCHEMA TIPICO DI QUOD IMPIEGHIAMO SUL BUS PARAMETRI DI TIPO MIL-STD-1553 normativo militare

CI DÀ L'INCREMENTO CHE HO NELLA RAPPRESENTAZIONE DELLA VARIABILE.

11

Questa word è anche sovra dimensionata rispetto a ciò che ci serve in un generico calcolatore ho 2 memorie: ROM e RAM.

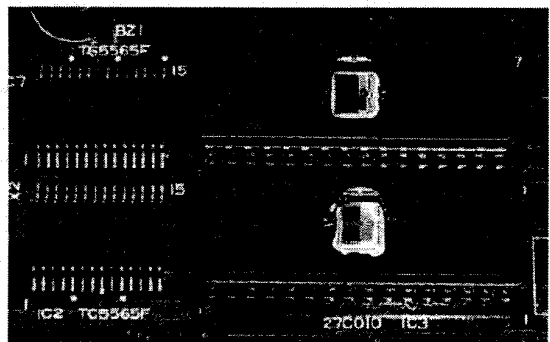
Data Storage Introduction

ci sono valori della word che non verrebbero mai usati

The semiconductor ROM within a microprocessor system provides storage for the program code as well as any permanent data that requires storage. All of this data is referred to as non-volatile because it remains intact when the power supply is disconnected.

The semiconductor RAM within a microprocessor system provides storage for the transient data and variables that are used by programs. Part of the RAM is also used by the microprocessor as a temporary store for data whilst carrying out its normal processing tasks. It is important to note that any program or data stored in RAM will be lost when the power supply is switched off or disconnected. The only exception to this is low-power CMOS RAM that is kept alive by means of a small battery. This battery-backed memory is used to retain important data, such as the time and date.

When expressing the amount of storage provided by a memory device we usually use Kilobytes (Kbyte). It is important to note that a Kilobyte of memory is actually 1,024 bytes (not 1,000 bytes). The reason for choosing the Kbyte rather than the kbyte (1,000 bytes) is that 1,024 happens to be the nearest power of 2 (note that $2^{10} = 1,024$). The capacity of a semiconductor ROM is usually specified in terms of an address range and the number of bits stored at each address. For example, $2\text{ K} \times 8$ bits (capacity 2 Kbytes), $4\text{ K} \times 8$ bits (capacity 4 Kbytes), and so on. Note that it is not always necessary (or desirable) for the entire memory space of a computer to be populated by memory devices.



Data Storage Reading Only Memory (ROM)

COSTI
AUMENTANO
USANDO
IL
BASSO

→ MANTENGO I DATI CHE SONO COSTRUITI GIÀ COST - HO BIT FISSI GIÀ DALLA PRODUZIONE È FISICAMENTE FISSA!

È GIÀ PRODOTTA COST → PRIMA DI PROCEDERE DEVO SAPERE IL CODICE

Mask programmed ROM: This, relatively expensive, process is suitable for very high volume production (several thousand units, or more) and involves the use of a mask that programs links within the ROM chip. These links establish a permanent pattern of bits in the row/column matrix of the memory. The customer (computer manufacturer) must supply the ROM manufacturer with the programming information from which the mask is generated.

→ È MIGLIORE X PRODUZIONE DI TANTI PEZZI IDENTICI → "COSTA MENO"

One-time programmable electrically programmable ROM (OTP PROM): This is a somewhat less expensive process than mask programming and is suitable for small/medium scale production. The memory cells consist of nichrome or polysilicon fuse links between rows and columns. These links can, by application of a suitable current pulse, be open circuited or 'blown'. OTP PROMs are ideal for small computer system prototype use and programming can be carried out by the computer manufacturer (or the component supplier) using relatively inexpensive equipment.

→ ANCHE QUESTA NON È CANCELLABILE: vedono i bit scritti all'interno tramite fusione di ponti TRA CIRCUITI ELETTRICI ⇒ BIT LEGATI ALLA STRUTTURA FISICA DELLA MEMORIA LA PRODUCO VERGINE IN SERIE E POI CI SCRIVO DENTRO IL CODICE!

IN ENTRAMBI I CASI SE MODIFICO UN BIT ROMPO LA MEMORIA!

15

Data Storage Reading Only Memory (ROM)

→ QUESTA VOLTA I DATI SONO CANCELLABILI ESPOSENDOLE A RAGGI ULTRAVIOLETTI

Erasable PROM (UV EPROM): Unlike the two previous types of ROM, the EPROM can be re-programmed. EPROMs are manufactured with a window that allows light to fall upon the semiconductor memory cell matrix. The EPROM may be erased by exposure to a strong ultraviolet light source over a period of several minutes, or tens of minutes. Once erasure has taken place any previously applied bit pattern is completely removed, the EPROM is 'blank' and ready for programming.

→ POSSONO ANCHE COMPORTARSI COME MEMORIE MOLIBILI IN CUI LEGGO E SCRIVO E NON PERDO MAI

Electrically erasable PROM (EEPROM): This type of ROM, can both be read to and written from. However, unlike RAM, Flash ROM is unsuitable for use in the read/write memory section of a computer since the writing process takes a considerable amount of time (typically a thousand times longer than the reading time). EEPROMs are relatively recent and relatively expensive devices. It's also worth noting that, until recently, a reasonable compromise for semi-permanent data and program storage could take the form of low-power consumption RAM fitted with backup batteries (in certain circumstances such a system can be relied upon to retain stored information for a year, or more).

• LA CPU STESSA O UN MANUTENTORE PUÒ RIPROGRAMMARE LA ROM! → NEGLI ALTRI CASI NON POSSO

• IL PROCESSO DI SCRITTURA È + LENTO DI QUELLO DI LETTURA.

• UN SOSTITUTO ECONOMICO È LA CMOS RAM CHE SCRIVE E LEGGE + VELOCE MA DOPO UN PÒ SENZA COERLENTE PERDO IL DATO!

16

Avionic SOFTWARE

IL SOFTWARE A BORDO NEGLI ULTIMI ANNI SONO COSTITUITI DA NUMEROSE RICHE
DI SOFTWARE → SI VA X UNA PROGRAMMAZIONE SPINTA!

19

Avionic Software Introduction

Many avionic functions are supported by, or entirely provided by, software implementations.

The uncertainty of exhaustive testing of software to ensure that there are no latent design errors has largely been overcome by a rigorous and systematic approach to design.

AZIENDA CHE CERTIFICA SOFTWARE CMM 5 È LA MIGLIORE. C'È UNA CLASSIFICA SULLA BONA
The Capability Maturity Model (CMM) process is encouraging systems designers to set in place an organizational structure and a culture that support good software design. The process has been set up to enable organizations to advance through levels of demonstrated process and capability improvement (CMM levels 1-5) to ensure credibility in the overall software development process from prime contractor down to module suppliers. QUESTA CLASSIFICA SPINGE LE AZIENDE DI SOFTWARE

ASSIEME ALL'USO DI ~~AL~~ LINGUAGGI DI ALTO LIVELLO (C, C++, MATLAB) HA FAVORITO
L'INTEROPERABILITÀ MASSICCA DEL SOFTWARE SUGLI AEROLI

High-Order Languages (HOLs) have become widely accepted, and autocode generation techniques coupled with validated compilers are used to produce high quality software with higher productivity. The language becoming widely accepted for the generation of commercial avionic software is C or C++.

IT IS NOT TO FORGET THAT NOT SO MANY YEAR AGO ASSEMBLY LANGUAGES WERE COMMONLY USE FOR AVIONIC SOFTWARE IMPLEMENTATIONS

20

Avionic Software Classification

Aircraft software can be divided into five levels according to the likely consequences of its failure, as shown in Table below.

The highest level of criticality (Level A) is that which would have catastrophic consequences whilst the lowest level of criticality is that which would have no significant impact on the operation of the aircraft. In between these levels the degree of criticality is expressed in terms of the additional workload imposed on the flight crew and, in particular, the ability of the flight crew to manage the aircraft without having access to the automatic control /or flight information that would have otherwise been provided by the failed software. Table provides examples of software applications and level of software criticality associated with each.

Level	Type of failure	Failure description	Probability	Likelihood of failure (per flight hour)
(A)	Catastrophic failure	Aircraft loss and/or fatalities	Extremely improbable	Less than 10^{-9} → DEVO AVERE UNA PROBABILITÀ MOLTO BASSA CHE ACCAIE
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^{-9}
C	Major failure	Workload impairs flight crew efficiency; occupant discomfort including injuries	Remote	Between 10^{-5} and 10^{-7}
D	Minor failure	Workload within flight crew capabilities; some inconvenience to occupants	Probable	Greater than 10^{-5}
(E)	No effect	No effect	Not applicable	

IL PIÙ SICURO CHE C'È!
 non mi interessa la sicurezza zza!
 x esempio L'INTERATTIVAMENTO

Avionic Software Certification

The initial certification of an aircraft requires that the Design Organisation (DO) shall provide evidence that the software has been designed, tested and integrated with the associated hardware in a manner that satisfies standard DO-178B/ED-12B (or an agreed equivalent standard).

In order to provide an effective means of software identification and change control, a software configuration management plan (CMP) (e.g. as defined in Part 7 of DO-178B/ED-12B) is required to be effective throughout the life of the equipment (the CMP must be devised and maintained by the relevant DO).

Post-certificate modification of equipment in the catastrophic, hazardous, or major categories (Levels A, B, C and D,) must not be made unless first approved by the DO.

Hence all software upgrades and modifications are subject to the same approval procedures as are applied to hardware modifications.

This is an important point that recognizes the importance of software as an 'aircraft part'. Any modifications made to software must be identified and controlled in accordance with the CMP. Guidance material is provided DO-178B.

SE CONTINUO A USARE SENZA SAPERE CHE È ROTTO

Level	Typical aircraft applications (see Appendix 1 for acronyms)
A	AHRS = RIFERIMENTO INERZIALE GPS/ILS/MLS/FLS SATNAV ~ GPS VOR → POTREI AVERE INCIDENTI CATASTROFICI ADF
B	TCAS ADSB Transponder Flight Displays
C	DME → SE HO UNA DISTANZA SBALEIATA NON È CHE CI SIA TUTTO STO PERICOLO ACCO VHF voice communications → AL MAX SQUAD A UNA DISTANZA 2000 QUA CHE SO
D	AHRS Automatic Levelling CMC/CFDIU Data Loader Weather Radar
E	In-flight entertainment

PERDO IL CONTROLLO DELL'AEREO SE HO L'ACC 10 PRELUDI DA SEGNALI E NON NE PREVE L'AEREO PI' PROBABILITÀ 21

DOMANDA ESAME!

Avionic Software Software Upgrade

When considering software modifications and upgrades it is important to distinguish between **executable code (i.e. computer programs)** and the data that is used by programs (i.e. **databases**) but is not, in itself, executable code.

ESSEQUIBILE
**Executable code
Upgrade**

**Databases
Upgrade**

Field Loadable Software (FLS) is executable code (i.e. computer programs) that can be loaded into a computer system whilst the system is in place within the aircraft. FLS can be loaded onto an aircraft system by a maintenance mechanic/ technician in accordance with defined maintenance manual procedures.

Typical examples of target hardware:

- Electronic Engine Controls (EEC)
- Flight Guidance Computers (FGC)
- In-Flight Entertainment Systems (IFE)

Database Field Loadable Data (DFLD) is data that is field loadable into target hardware databases. Note that it is important to be aware that the database itself is an embedded item that resides within the target hardware and is not, itself, field loadable and that the process of 'loading a database' is merely one of writing new data or over-writing old data from a supplied data file.

Typical examples of target hardware:

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

Computers

(TERRITORIO SI MODIFICA QUINDI HO UNA SERIE DI DATI DI OSTACOLI X AEREA (MONTAGNE TERRECI PIRENEE ECC...))

NELLA SPERANZA CHE IL SOFTWARE DIVENTI SEMPRE + RAFFINATO E CON MOLTI ERRORI.

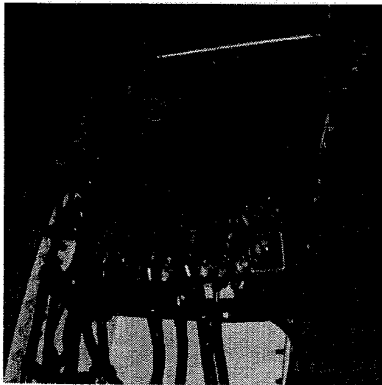
Avionic Software Software Upgrade

x AGGIORNARE IL SW HO 3 MODI:
 ① CON DISCHI, FLOPPY => USO (MEMORIE FLASH MEMORY)
 ② TRASFERIMENTO ELETTRONICO COLLEGANDO AL LAPTOP AL LAPTOP AGGIORNAMENTO

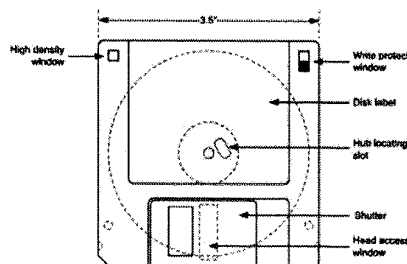
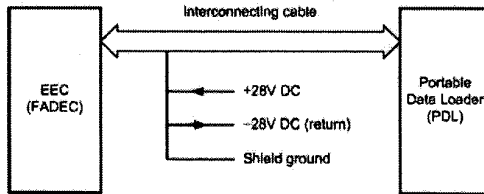
Software upgrades can be distributed by various methods including combinations of the following methods:

1. **Media distribution.** A process whereby FLS or data files are moved from the production organisation or supplier to a remote site using storage media such as floppy disk, a PCMCIA (Personal Computer Memory Card International) card, a CD-ROM, or an Onboard Replaceable Module (OBRM)
2. **Electronic transfer.** A process where a laptop, hand-held computer or Portable Data Loader is used to transfer data using a serial data link or temporary bus connection
3. **Electronic distribution.** A process whereby FLS or DFLD are moved from the producer or supplier to a remote site without the use of intermediate storage media, such as floppy disk or CD-ROM).

③ AGGIORNAMENTO IL SOFTWARE SENZA CONNESSIONI FISICHE L'AGGIORNAMENTO E FATTO DA UN LAPTOP IL LAPTOP RICEVE DAL UTENTE LE INFORMAZIONI PER L'AGGIORNAMENTO



**Electronic Engine Control
(EEC)**



VANTAGGI E SVANTAGGI Advantages and disadvantages

Optical fibres offer some very significant **advantages** over conventional copper cables. These include:

- Optical fibres are **lightweight and of small physical size** *Sono più leggere e piccole in sezione*
- Exceptionally **wide bandwidth and very high data rates** can be supported
- Relative freedom from electromagnetic interference *non è soggetto a interferenze con campi elettromagnetici*
- Relatively low values of attenuation within the medium *minore attenuazione*
- High reliability coupled with long operational life *Maggiore affidabilità*
- Electrical isolation and freedom from earth/ground loops. *Isolamento elettrico*
- **Data rate più alto e simbolo dato trasmesso + velocemente e più dati nello stesso intervallo di tempo**

The reduction in weight that results from the use of fibre optical cabling can yield significant fuel savings. **Copper cabling is typically five times heavier than polymer optical fibre cabling and 15 times heavier than silica optical fibre.** On a large, latest generation aircraft with sophisticated avionics, the **total saving in weight can be as much as 1,300 kg.**

↳ SU UN GRANDE AEREO SE AVESSI TUTTE FIBRE OTTICHE RISPARMIEREBBAMO 1300 Kg!

Optical Cable Composition Cavo in fibra ottica

The construction of a typical fibre optic cable is shown in Figure. This comprises:

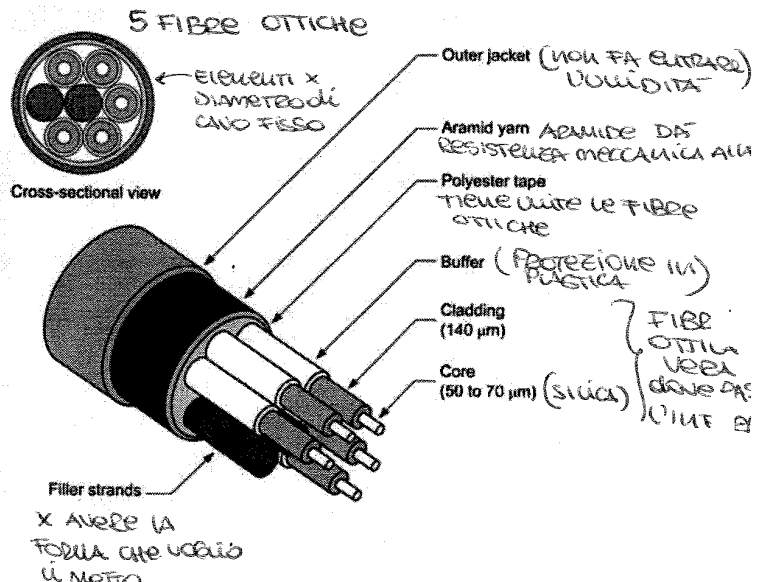
- Five optical fibres and two filler strands
- Separator tape
- Aramid yarn strength member
- An outer jacket.

The cable has an overall diameter of about 0.2 inches and the individual optical fibre strands have a diameter of 140 µm (approx. 0.0055 inches). A protective buffer covers each fibre and protects it during manufacture, increases mechanical strength and diameter in order to make handling and assembly easier. **The buffers are coded in order to identify the fibres using colours** (blue, red, green, yellow and white). The filler strands are made from polyester and are approximately 0.035 inches in diameter.

A **polyester separator tape** covers the group of five fibres and two filler strands. This tape is manufactured from low-friction polyester and it serves to make the cable more flexible.

A layer of woven **Aramid** (or Kevlar) yarn provides added mechanical strength and protection for the cable assembly.

The **outer thermoplastic jacket** (usually purple in colour) is fitted to prevent moisture ingress and also to provide insulation.



There are very few **disadvantages** of optical fibres. They include:

- **Industry resistance** to the introduction of new technology *→ processi più costosi*
- Need for a **high degree of precision** when fitting cables and connectors *alto grado di precisione*
- Concerns about the **mechanical strength of fibres** and the need to ensure that cable bends have a sufficiently large radius to minimise losses and the possibility of damage to fibres

*→ I CAVI SONO + FRAGILI e + DIFFICILI DA PIEGARE e COMPATTARE il CROCCO SVANTAGGIO INSTALLATIVO → RIDUZIONE DEL VANTAGGIO DEL ↓ PESO!
NEL CAVI IN PANE DEVO SCHERMARE IL CAVO CHE È IL PIÙ PESANTE*

FENOMENO DEL'ATTENUAZIONE DEL SEGNALE
 ↳ della lunghezza della fibra ottica usata } **Optical Fibre Signal Attenuation** PERDITA di INTENSITA' DEL SEGNALE INTERIORE AL FIBRA

The loss within an optical fibre arises from a number of causes including:

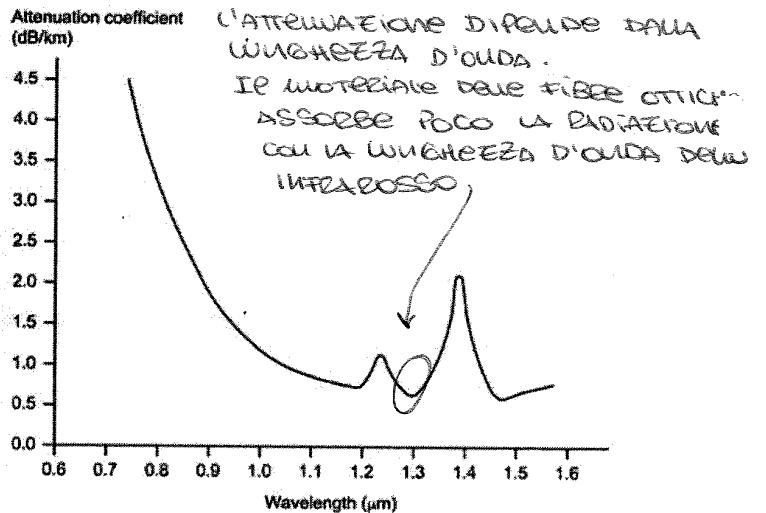
- absorption
- scattering in the core (due to non-homogeneity of the refractive index)
- scattering at the core/cladding boundary
- radiation

ANCHI SE $n_1 = n_2$ UNA PARTE DI ONDA ELET. - MAG. ASSORBITE DALLA FIBRA CHE SI SCALDERA.

LA MIA SUPERFICIE HA UNA CURVATURA → VARI ANGOLI INCIDENTI HANNO ANGOLI RIFLESSIVI → di INCIPIENZA ⇒ QUESTO GENERA UNA DIFFUSIONE DEI RAGGI RIFLESSI ⇒ NON HO EFFICIENZA ALTA ⇒ GENI PIU' ASSORB.

Note that the **attenuation coefficient** of an optical fibre refers only to losses in the fibre itself and neglects coupling and bending losses (which can be significant).

In general, the attenuation of a good quality fibre can be expected to be less than **2 dB per km** at a wavelength of 1.3 μm (infra-red).



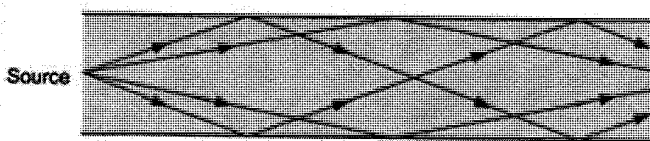
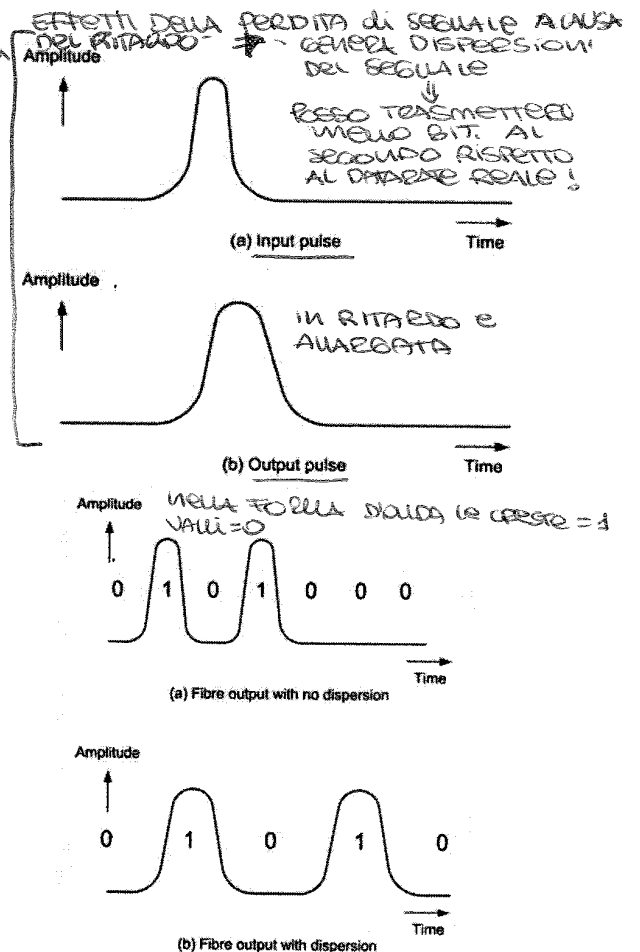
Optical Fibre Signal Dispersion

↳ della lunghezza della fibra ottica

The maximum data rate (and consequently the bandwidth) of the optical data link depends on the ability of the optical fibre to faithfully reproduce a train of narrow digital pulses.

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

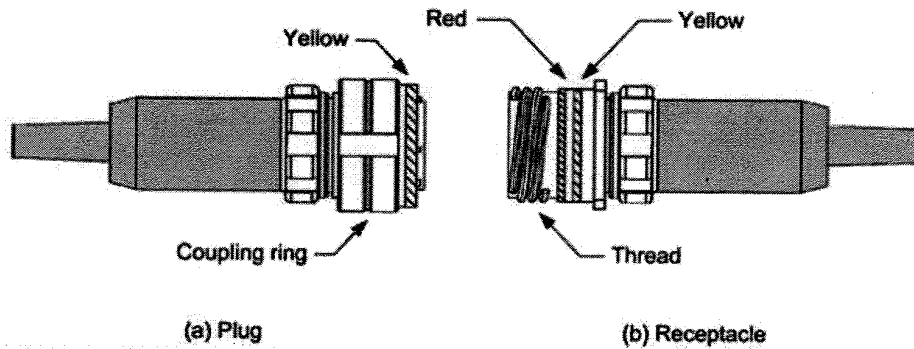
When digital data is supplied to the optical transmitter, the stretching of pulses imposes an upper limit on the rate at which the pulses can be transmitted. In other words, the data rate is determined by the amount of dispersion simply because a longer bit interval means fewer bits can be transmitted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



(d) Multiple rays travelling by means of total internal reflection

ATTENUAZIONE : la cresta si abbassa
 DISPERSIONE : la cresta si allarga

Fibre optic connectors



The plug and receptacle have ceramic contacts that are designed to make physical contact when properly connected.

The coupling nut on the plug barrel has a yellow band whilst the receptacle barrel has a red and a yellow band. A correct connection is made when the red band on the receptacle is at least 50 percent covered by the coupling nut. This position indicates an effective connection in which the optical fibres in the plug are aligned end-to-end with the fibre in the receptacle.

The plug and receptacle are automatically sealed in order to prevent the ingress of moisture and dust.

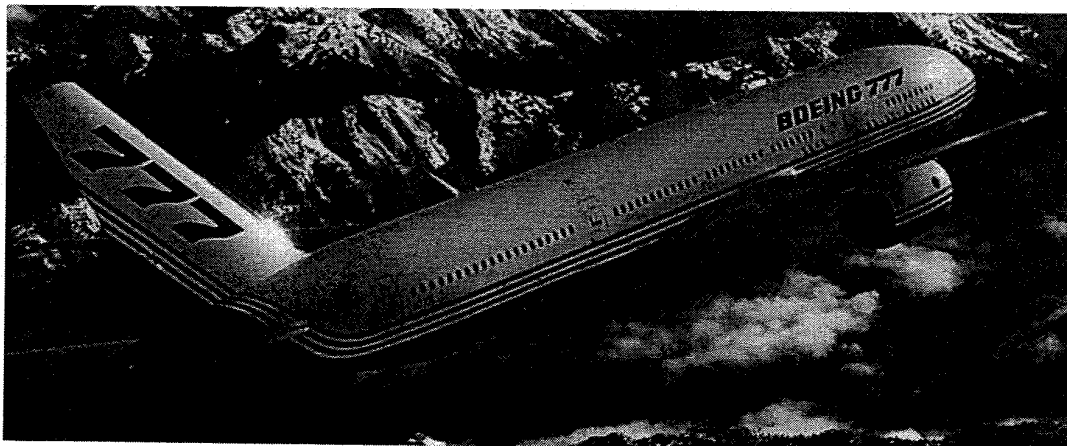
Fibre Optic – An Aeronautical Example

Boeing 777 → HA 2 RETI IN FIBRA OTTICA
4 x INTRATELEFONO
1 x FARE MANUTENZIONE
SUL AVIONICA.

The Boeing 777 was the first commercial aircraft to enter production with an optical fibre based LAN for onboard data communications.

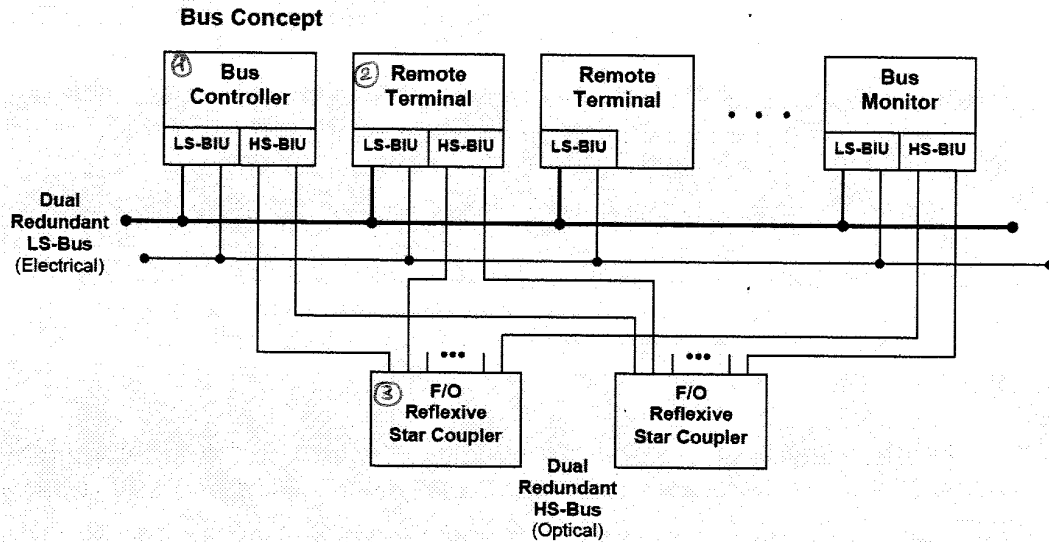
The system was originally developed in the 1980s and it comprised an avionics local area network (AVLAN) fitted in the flight deck and electrical equipment bay together with a cabin network (CABLAN) fitted in the roof of the passenger cabin.

These two fibre optical networks conform to the ARINC 636 standard which was adapted for avionics from the Fibre Distributed Interface (FDDI) in order to provide a network capable of supporting data rates of up to 100 Mbps.



Fibre Optic – An Aeronautical Example STANAG 3910 – EFA Bus

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'.



① CON ACTION WORD COMANDA LA COMUNICAZIONE SUI REMOTE TERMINAL DI UN DATO
LE " " VIAGGIANO SU RAME = LS = LOW SPEED!

② IL REMOTE TERMINAL COMUNICA IL DATO RICHIESTO SU FIBRA OTTICA = HS = HIGH
SPEED!

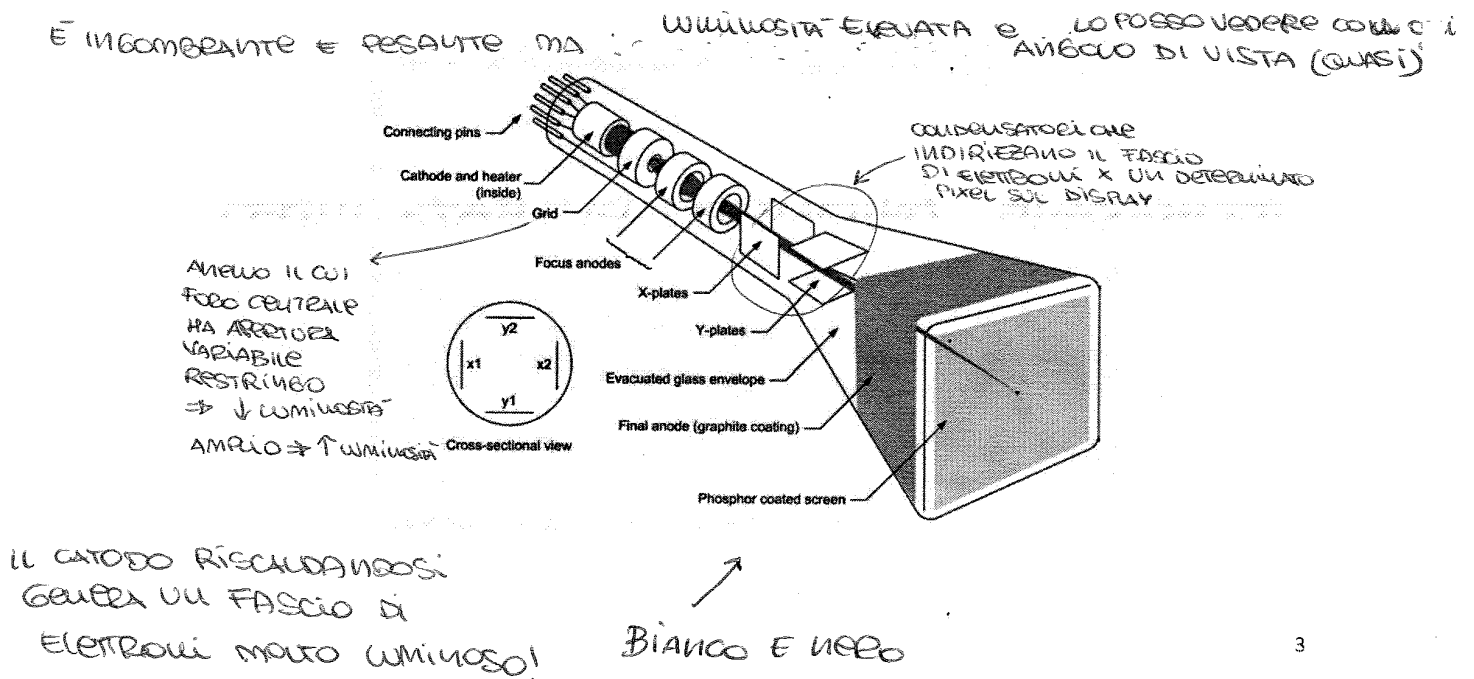
③ OGGETTO CHE RIFLETTE SULLA LINEA DEL BUS COLTECHIE O AL BUS MONITOR.

NELLE FIBRE OTTICHE:

NON SI POSSONO TRASMETTERE 2 SEGNALI SU UNO STESSO CAVO A CHE
TEMO LA SOVRAPPOSIZIONE DEI SEGNALI!

Electronic Display Cathode Ray Tubes (CRT)

Despite its age, the CRT offers a number of significant advantages, including the ability to provide an **extremely bright colour display which can be viewed over a wide range of angles**. For these two reasons, CRT displays are still found in modern aircraft despite the increasing trend to replace them with active matrix liquid crystal displays (AMLCD).

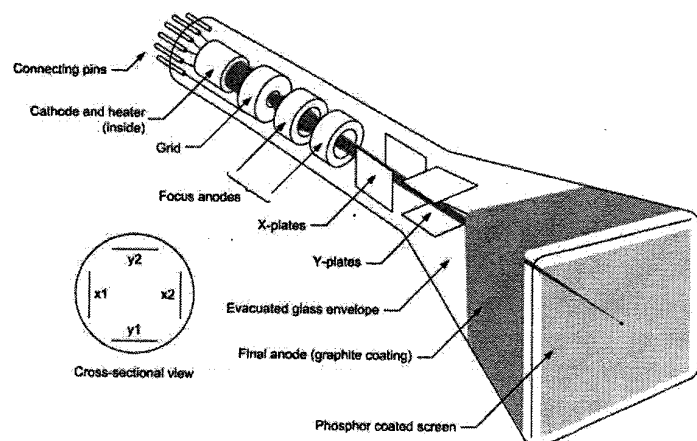


Electronic Display Cathode Ray Tubes (CRT)

The internal arrangement of a typical **cathode ray tube** is shown in Figure.

The cathode, heater, grid and anode assembly forms an electron gun which produces a beam of electrons that is focused on the rear phosphor coating of the screen.

1. The heater raises the temperature of the cathode which is coated with thoriated tungsten (a material that readily emits electrons when heated).
2. The negatively charged electrons form a cloud above the cathode and become attracted by the high positive potential that appears on the various anodes.
3. The flow of electrons is controlled by the grid.
4. By controlling the grid potential it is possible to vary the amount of electrons passing through the grid thus controlling the intensity (or brightness) of the display on the screen.



CRISTALLI LIQUIDI: IL PRINCIPIO DI FUNZIONAMENTO DI BASE SU MATERIALI CON CARATTERISTICHE (BRIDE TRA SOLIDO E LIQUIDO) E IN BASE A CUI SONO REALIZZATI PERÒ REGOLARE IL TIPO DI LUCE DA FAR PASSARE (IN BASE ALL'Z WONGH. D'OLIO)

Electronic Display

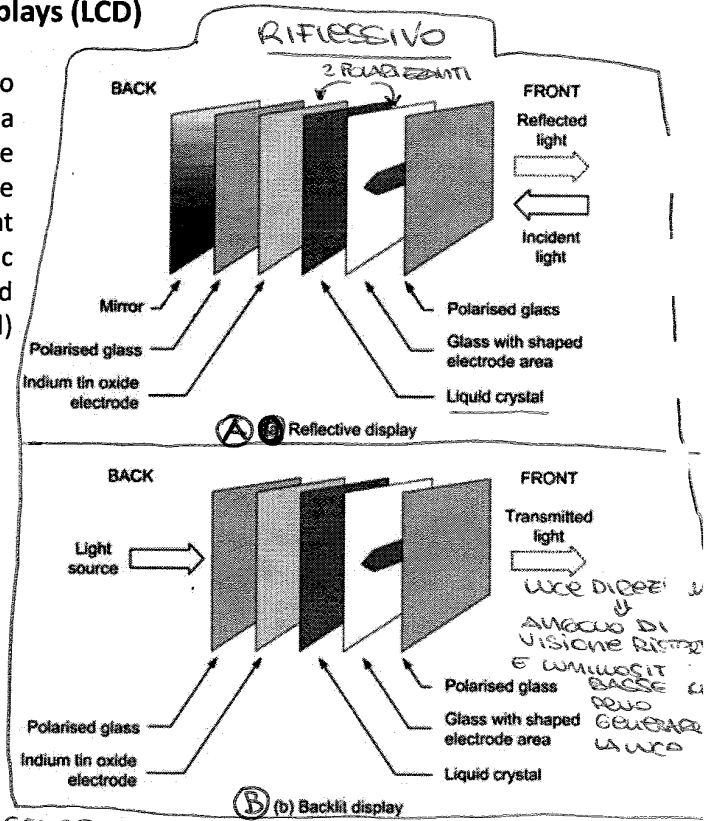
Liquid crystal displays (LCD)

SONO CUIE DEI FILTRI.

I CRISTALLI NON SONO DI LORO MESSAGGI.

Liquid crystals have properties that can be considered to be somewhere between those of a solid and those of a liquid. Solids have a rigid molecular structure whilst the molecules in liquids change their orientation and are able to move. A particular property of liquid crystals that makes them attractive for use as the basis of electronic displays is that the orientation of molecules (and consequently the passage of light through the crystal) can be controlled by the application of an electric field.

LCD displays can be either reflective or backlit according to whether the display uses incident light or contains its own light source. Figure shows the construction of both types of display. Note that, unlike LED, liquid crystal displays emit no light of their own and, as a consequence, they need a light source in order to operate. Larger displays can be easily made that combine several digits into a single display. This makes it possible to have integrated displays where several sets of information are shown on a common display panel.



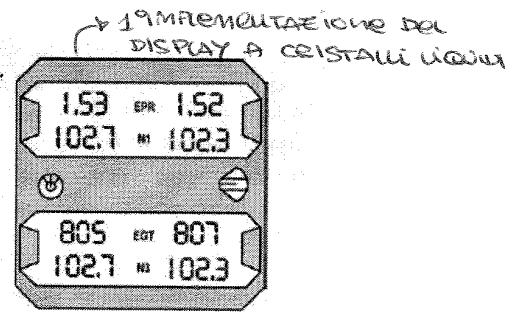
HO 2 TIPI → RIFLESSIVO IL DISPLAY NON GENERA LUCE MA SFRUTTA LA LUCE DAL'ESTERNO, CREARE A COLORI QUESTO DISPLAY È DIFFICILE (COME NEGLI E-BOOK SE È BUIO NON VEDO NULLA) XCHÈ LA LUCE PASSA 2 VOLTE NEL CRISTALLI → CONSUMANO MOLTO X REALIZZARE

HO UNA FONTE DI LUCE NEL DISPLAY → È + FACILE FARE DEI COLORI CONSUMANO MENO DEI TUBI CATHODICI

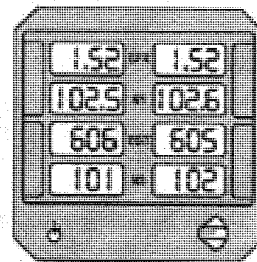
→ VISIBILE ANCHE IN ASSENZA DI LUCE

Electronic Display
Liquid crystal displays (LCD)

Larger displays can be easily made that combine several digits into a single display. This makes it possible to have integrated displays where several sets of information are shown on a common display panel. Figure shows the comparison of typical LCD and LED aircraft displays that show the same information. Note that each LCD display replaces several seven segment LED displays. Figure shows an example of the use of three-digit seven segment displays for battery bus voltage indication.



(a) LCD display



(b) LED display → OGGI SI USANO I LED!

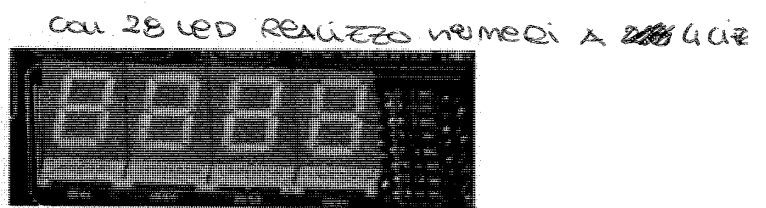
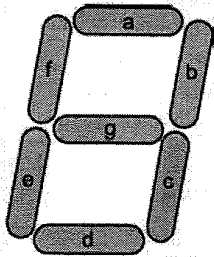


Ⓝ BATTERIA AEREO SOLO 28 V, AUTO 12 V

Electronic Display Light emitting diodes (LED)

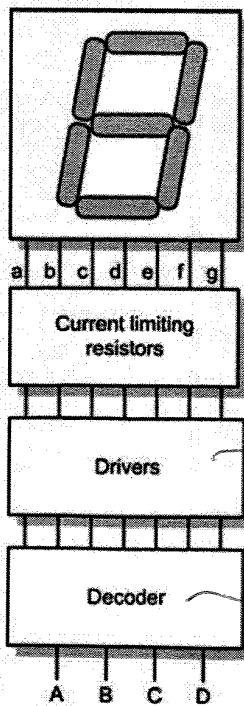
→ solo + luminosi perché la fonte di luce è già il diodo stesso!

LED displays are frequently used to display numerical data. The basis of such displays is the seven segment indicator (see Figure) which is often used in groups of between three and five digits to form a complete display. The arrangement of the individual segments of a seven segment indicator is shown in Figure. The segments are distinguished by the letters, a to g. Since each segment comprises an individual LED it is necessary to use logic to decode binary (or binary coded decimal) data in order to illuminate the correct combination of segments to display a particular digit. For example, the number '1' can be displayed by simultaneously illuminating segments b and c whilst the number '2' requires that segments a, b, g, e, and d should be illuminated.



BASTANO 4 BIT X COMANDARE UN SINGOLO CARATTERE ALFANUMERICO ¹¹

Electronic Display Light emitting diodes (LED)



collegando le 7 correnti ai singoli diodi

legge i 4 BIT e capisce il n° desiderato

A	B	C	D	Display
0	0	0	0	0
0	0	0	1	1
0	0	1	0	2
0	0	1	1	3
0	1	0	0	4
0	1	0	1	5
0	1	1	0	6
0	1	1	1	7
1	0	0	0	8
1	0	0	1	9
1	0	1	0	A
1	0	1	1	B
1	1	0	0	C
1	1	0	1	D
1	1	1	0	E
1	1	1	1	F

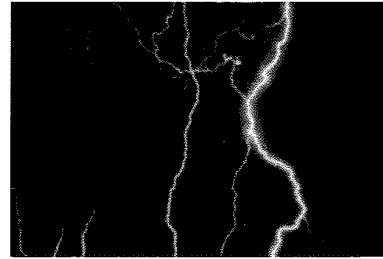
servono x visualizzare due lettere

Decoder and Driver for LED 7 Segment Display

Truth Table for LED 7 Segment Displays

Electrostatic Sensitive Devices (ESD) Static Electricity

Static electricity is something that we should all be familiar with in its most awesome manifestation, lightning. Another example of static electricity that you might have encountered is the electric shock received when stepping out of a car. The synthetic materials used for clothing as well as the vehicle's interior are capable of producing large amounts of static charge which is only released when the hapless driver or passenger sets foot on the ground!



When two dissimilar, initially uncharged nonconducting materials are rubbed together, the friction is instrumental in transferring charge from one material to the other and consequently raising the electric potential that exists between them.

<i>Situation</i>	<i>Typical electrostatic voltage generated</i>	
	<i>20% relative humidity</i>	<i>80% relative humidity</i>
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

3

Electrostatic Sensitive Devices (ESD) Tribo-electric scale

The tribo-electric series classifies different materials according to how well they create static electricity when rubbed with another material. The series is arranged on a scale of increasingly positive and increasingly negative materials.

The following materials **give up electrons and become positive when charged** (and so appear as positive on the triboelectric scale) when rubbed against other materials:

- Air (most positive)
- Dry human skin
- Leather
- Rabbit fur
- Glass
- Human hair
- Nylon
- Wool
- Lead
- Cat fur
- Silk
- Aluminium
- Paper (least positive).

The following materials tend to **attract electrons when rubbed against other materials and become negative when charged** (and so appear as negative on the triboelectric scale):

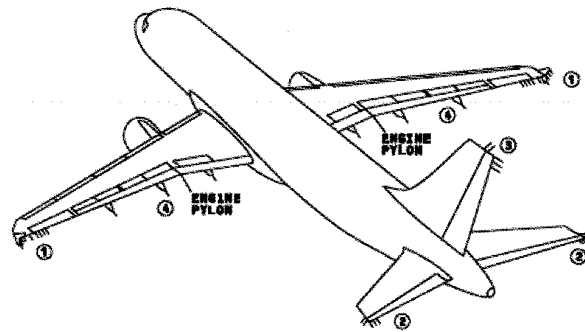
- Wood (least negative)
- Amber
- Hard rubber
- Nickel, copper, brass and silver
- Gold and platinum
- Polyester
- Polystyrene
- Saran
- Polyurethane
- Polyethylene
- Polypropylene
- Polyvinylchloride (PVC)
- Silicon
- Teflon (most negative).

4

Electrostatic Sensitive Devices (ESD) In-flight Static Discharging for Communication

The disposition of the static dischargers ensures dispatch of the static electricity. There are located around the aircraft extremities as follow:

LOCATION	QTY
Wing tip and aileron ①	9 per wing
Horizontal stabilizer tip zone ②	5 per side
Fin and rudder ③	5
Flap track fairing and engine pylon rear fairing ④	4 per wing

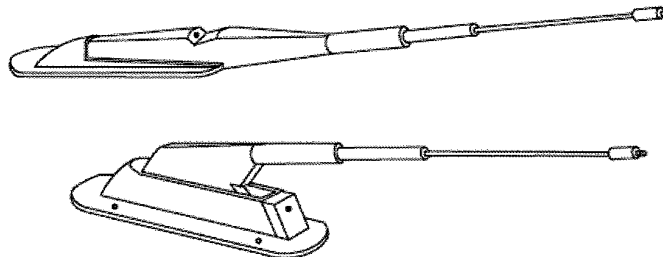


STATIC DISCHARGING - LOCALIZATION OF THE STATIC DISCHARGERS

7

Electrostatic Sensitive Devices (ESD) In-flight Static Discharging for Communication

If the aircraft has been struck by lightning the static dischargers are the first elements destroyed and they can be easily replaced. Two kinds of static dischargers are fitted, depending on their localization on the aircraft.



STATIC DISCHARGING - STATIC DISCHARGERS INSTALLATION

8

Electrostatic Sensitive Devices (ESD) Handling ESD

Other important precautions are:

- Use of static dissipative floor and bench mats
- Avoidance of very dry environments (or at least the need to take additional precautions when the relative humidity is low)
- Availability of ground jacks
- Use of grounded test equipment
- Use of anti-static insertion and removal tools for integrated circuits
- Avoidance of nearby high-voltage sources (e.g. fluorescent light units)
- Use of anti-static packaging (static sensitive components and printed circuit boards should be stored in their anti-static packaging until such time as they are required for use).

11

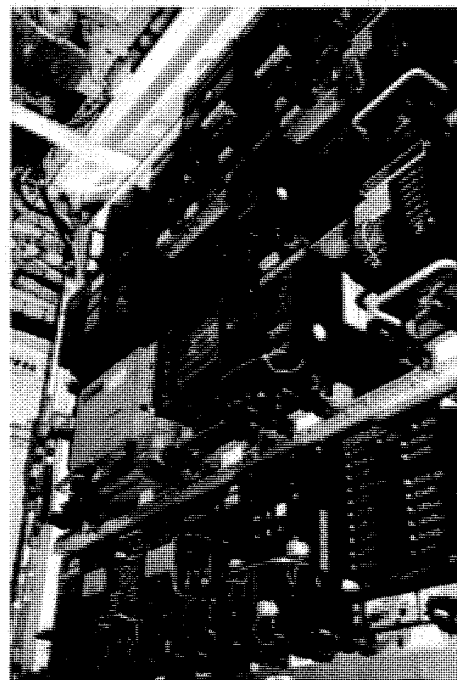
Electrostatic Sensitive Devices (ESD) Handling ESD

Note that there are **three main classes of materials** used for protecting static sensitive devices.

These are:

- **conductive materials** (such as metal foils, and carbon impregnated materials)
- **static dissipative materials** (a cheaper form of conductive material)
- **anti-static materials** (these are materials that are neutral on the tribo-electric scale, such as cardboard, cotton, and wood).

Of these, conductive materials offer the greatest protection whilst anti-static materials offer the least protection.



12

Slide 7

NEW A320 ho 9 SUI' ALA
5
5
4 SUI TIMONI MOTORE, FLAP

Sono messi vicino
alle "PUNTE" dell'Aereo
dove il raggio di
curvatura è molto
piccolo in modo che
le cariche "convolgano"
meglio verso le punte.

NB Gli aerei fatti in fibre di carbonio ~~sono~~ favoriscono le cariche
statiche ne x voli corti => il tempo è fattore fondamentale.

Slide 9

Foto di una BATA AVIONICA!

Attenzione ci sono circuiti stampati sensibili alle cariche statiche
Banalmente ogni manutentore deve collegarsi a terra!
In questo modo il manutentore si scarica della sua elettricità
statica. Esistono anche dei guanti isolanti.

Slide 11

Ci sono delle precauzioni previste nel piano delle revisioni
del velivolo => le precauzioni non sono a discrezione del
manutentore.

PRECAUZIONI:

- EVITARE AMBIENTI MOLTO SECCI
- collegare equipaggiamenti che siamo messi a terra x fare i test!
- EVITARE FONTI AD ALTO VOLTAGGIO
- USO PACKAGING ANTI-STATICI: sono della scatola in cui è contenuto
l'apparato avionico la migliore è quella di avere una scatola
conduttiva che salvaguarda l'apparato facendo andare le
cariche su l'involucro => non è molto sicuro x il manutentore
Gli ANTI-STATICI salvaguardano il manutentore con maggiore
rischio dell'apparato.
- ALL'ATTERRAGGIO METTO L'AEREO COLLEGATO A TERRA.

Tipologie di controllo: anello aperto 1/3

-Il segnale di controllo viene amplificato e inviato al servomeccanismo che lo esegue.

-Il sistema di controllo non è in grado di sapere se il comando sia stato effettivamente attuato.

-A parità di segnale in ingresso, le prestazioni del servo (ω, θ), possono variare in funzione del carico. Non esiste una relazione univoca tra segnale e prestazioni. (Non ammissibile in campo aeronautico, es. superfici mobili, radar, datalink)

Per i sistemi analogici:

- ampiezza segnale \longrightarrow quantità di ω, C, θ
- fase segnale (AC) \longrightarrow senso rotazione
- polarità segnale (DC) \longrightarrow senso rotazione

L'attuazione avviene fino a quando il segnale amplificato giunge al servo. Quando si annulla esso si ferma.

Servomeccanismi 3

Tipologie di controllo: anello aperto 2/3

Sistemi di controllo digitali:
Di solito un sistema di questo tipo utilizza i motori passo-passo. In tal caso il sistema ha un ulteriore componente necessario per controllare il motore (controller) che trasforma il segnale in un comando per il motore

- Ogni passo corrisponde ad un ben determinato numero (o frazione) di gradi di rotazione
- E' possibile definire il numero di passi e quindi di quanti gradi l'asse del servo dovrà ruotare
- Se la coppia resistente supera quella fornita dal motore, il "passo" non viene effettuato
- Per sua natura il motore passo-passo non può avere un azionamento continuo
- Non si può aumentare a piacere il n. di scatti per giro (costruzione, coppia, costo)

Servomeccanismi 4

Differenze tra Open e Closed Loop

COSTO
 I sistemi a AC hanno un ampio range di costo
 I sistemi a AA hanno un costo intermedio

AFFIDABILITA'
 I sistemi a AA possono degradarsi durante la vita del prodotto. Se si degradano le prestazioni del motore o le condizioni di utilizzo diventano più stringenti le prestazioni dell'intero sistema si degradano
 Nei sistemi a AC se si degradano le prestazioni del motore non avviene lo stesso a livello di sistema

PRESTAZIONI
 I sistemi a anello chiuso sono più precisi e rapidi (possono usare componenti di maggior precisione e velocità rispetto ai motori passo-passo)


7

Funzionamento del Closed Loop 1/8

Un sistema di controllo è ad anello chiuso (o closed loop) quando può effettuare tutte le seguenti operazioni:

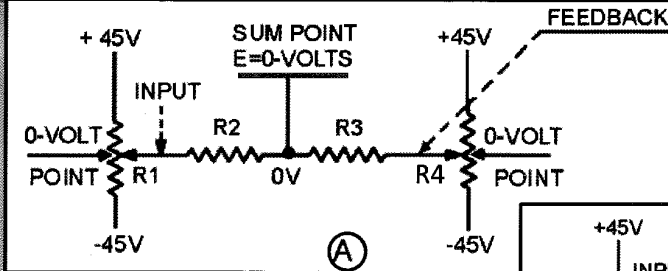
- 1- Percepire il comando, ad es. angolo rotazione servo
- 2- Conoscere la posizione attuale del servo
- 3- Comparare la posizione attuale con quella desiderata e generare un segnale di errore (i.e. determinare la differenza tra i due segnali)
- 4- Generare un nuovo segnale di comando per muovere il servo in accordo con il segnale di errore
- 5- Muovere il servo

Servomeccanismi 8



Funzionamento del Closed Loop
Controllo di posizione

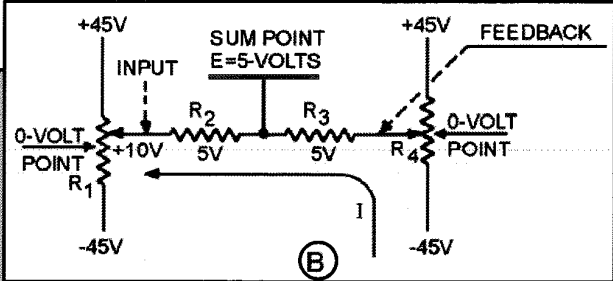
4/8



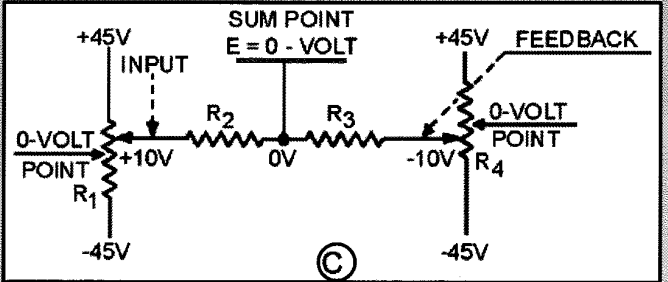
(A)

A. Condizione di partenza. Il comando e il servo sono in posizione centralizzata. L'errore è uguale a zero (segnale errore 0V). Segnale amplificato 0V. Servo fermo.

B. Imposto Comando. Sposto il potenziometro R1 sul quale si genera una tensione di 10V. Il circuito è percorso dalla corrente I dal momento che su R4 è 0V. Sull'amplificatore si genera una tensione di 5V.




(B)



(C)

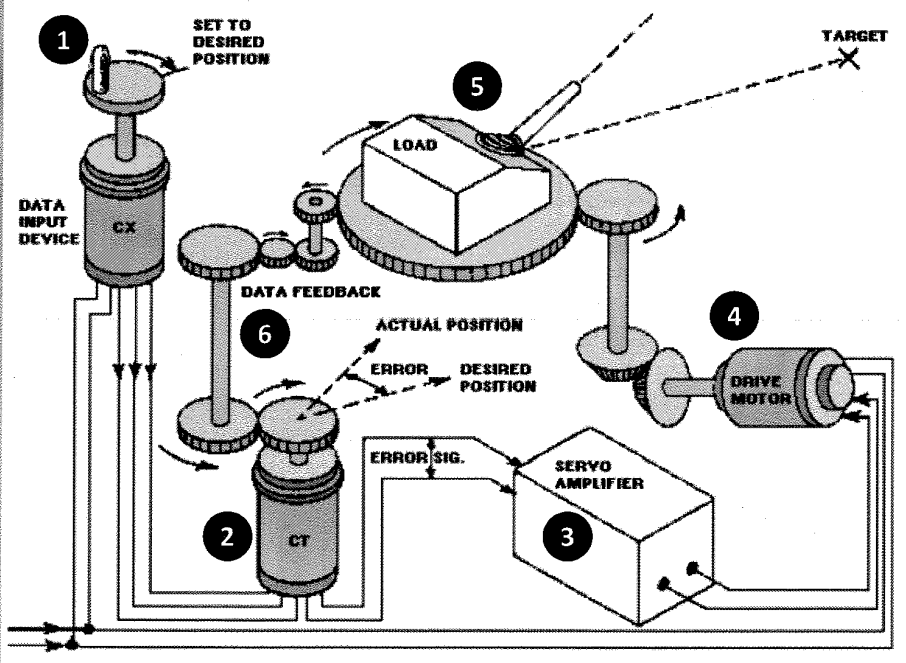
C. Il servo esegue il comando. Mentre il servo esegue il comando genera il feedback variando il potenziometro R4. La variazione avverrà in modo che si generi una tensione uguale e contraria -10V. Il segnale di errore si annulla (0V) e il servo si ferma.

11



Funzionamento del Closed Loop
Controllo di posizione

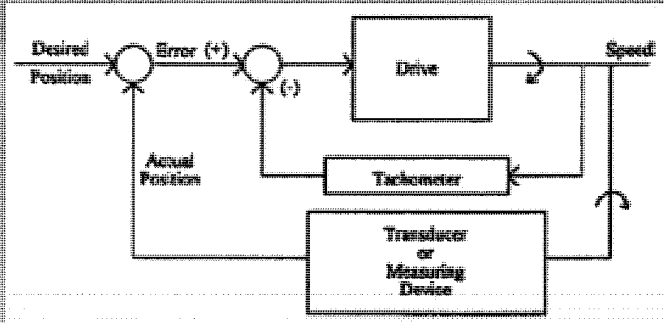
5/8



Servomeccanismi

12

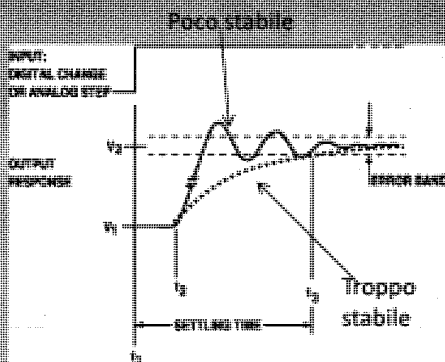
Funzionamento del Closed Loop 8/8
Controllo di velocità e posizione (Servo Type 2)



- Servomeccanismo per il quale sia la posizione che la velocità vengono controllate
- Servo costituito da un doppio Closed Loop
- Sono presenti trasduttori di posizione e di velocità

- Il segnale di errore di posizione è nullo se il servo si trova nella posizione comandata
- Il segnale di errore di velocità è nullo se si sta muovendo alla velocità comandata. Se il segnale è diverso da zero allora il servo sta accelerando o decelerando con rateo costante.

Caratteristiche dei Servomeccanismi 1/4
Tempo di reazione



- Il tempo di reazione: Tempo tra ricezione comando e sua esecuzione
- Stabilità del sistema:
 - Sistema molto stabile → il tempo di reazione sarà troppo elevato
 - Sistema poco stabile → il servo oscilla attorno alla posizione richiesta allungando i tempi di esecuzione

Riduzione tempo di reazione

Aumentare il guadagno dell'amplificatore per ridurre il tempo di reazione

Svantaggi

Guadagno amplificatore troppo elevato, provoca movimentazione rapida del servo e del carico la cui inerzia non permette di fermarsi alla posizione/velocità voluta.

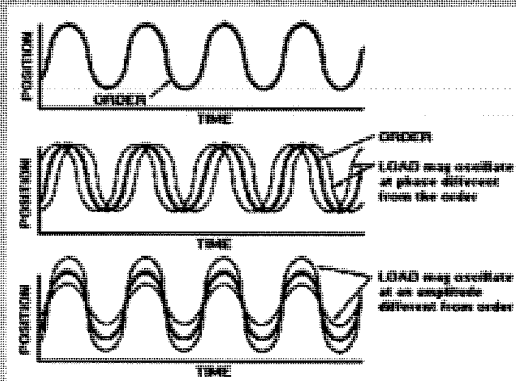
Soluzione

Inserire un sistema di smorzamento (dumper) che riduca le oscillazioni attorno al punto di sincronizzazione

Caratteristiche dei Servomeccanismi 4/4
Risposta in frequenza

La risposta in frequenza del servomeccanismo è la banda di frequenza (del segnale di input) che il servo è in grado di seguire giungendo al punto di sincronizzazione.

Ipotizziamo che il comando sia un segnale di una certa frequenza, fase e ampiezza.

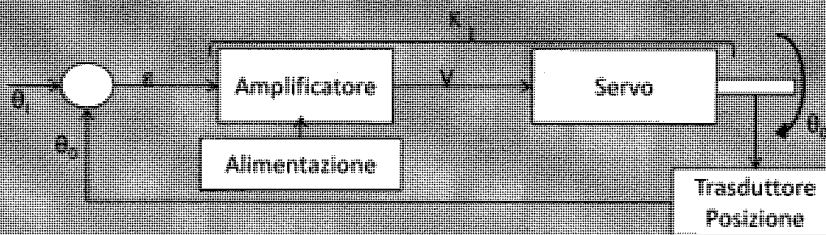


Risposta ideale del servo

Risposta non in fase con il comando

Risposta di ampiezza diversa

Principio di funzionamento



$$\epsilon = \theta_i - \theta_o$$

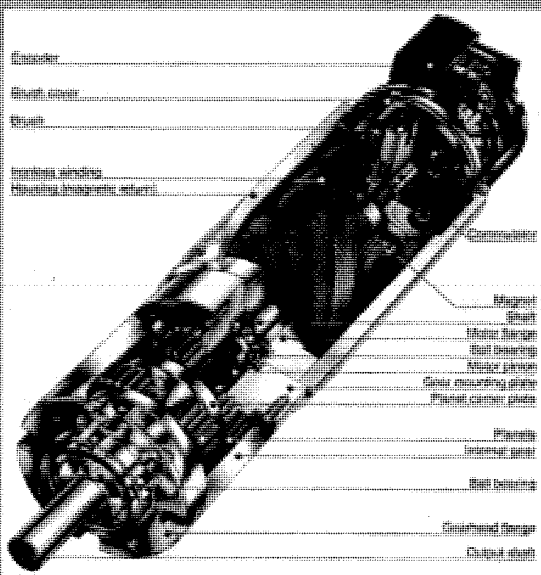
$$V = K_1 \epsilon \quad \text{Caratteristica amplificatore}$$

$$\frac{d\theta_o}{dt} = + K_m V \quad \text{Caratteristica motore}$$

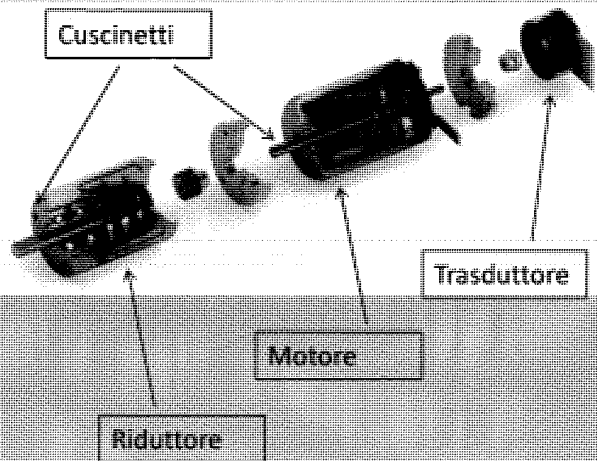
$$\frac{V}{K_1} = \theta_i - \theta_o = + \frac{1}{K_1 K_m} \frac{d\theta_o}{dt}$$

$$\frac{1}{K} \frac{d\theta_o}{dt} + \theta_o = \theta_i$$

Servomeccanismi Componenti



Encoder
Brush cover
Brush
Inertia pin
Inertia (optional, external)
Commutator
Magnet
Rotor
Stator
Rotor bearing
Rotor pinion
Rotor pinion
Rotor mounting plate
Rotor center plate
Pinion
Internal gear
Ball bearing
Gearhead frame
Output shaft

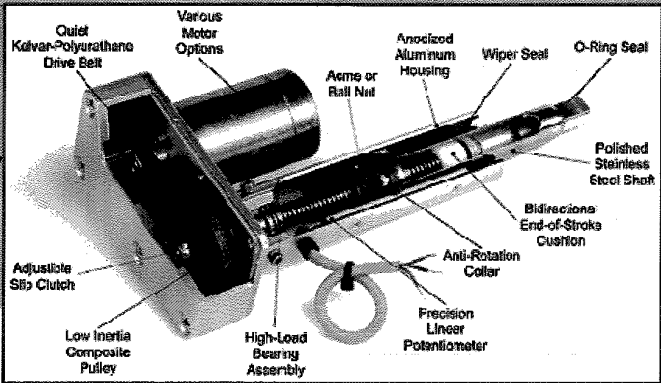


Cuscinetti
Motore
Riduttore
Trasduttore

Servomeccanismi 23

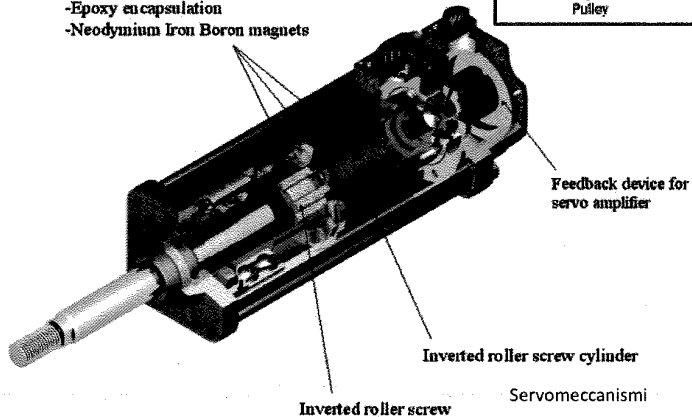
Servomeccanismi Componenti

- Il trasduttore sente solo la posizione (può essere un potenziometro)
- Il motore non è controllato in velocità
- La velocità di rotazione è sempre quella massima
- CONTRO Errori di Overshooting, bassa precisione, tempi meno brevi per posizionamento. Il potenziometro tende a deteriorarsi e può essere disturbato da fonti elettromagnetiche esterne.
- PRO economicità



Quiet Kalvar-Polyurethane Drive Belt
Various Motor Options
Anodized Aluminum Housing
Wiper Seal
O-Ring Seal
Acrme or Ball Nut
Polished Stainless Steel Shaft
Bidirectional End-of-Stroke Cushion
Anti-Rotation Collar
Precision Linear Potentiometer
High-Load Bearing Assembly
Adjustable Slip Clutch
Low Inertia Composite Pulley

- Il trasduttore sente la posizione e la velocità
- Può essere un trasduttore elettrico o ottico
- La velocità di rotazione è graduale e si riduce con il ridursi dell'errore
- CONTRO Complessità
- PRO riduzione errori di Overshooting, alta precisione, brevi tempi di attuazione, consumi ottimizzati



Feedback device for servo amplifier
Inverted roller screw cylinder
Inverted roller screw

Servomeccanismi

24



TRASDUTTORI

Sono dispositivi in grado di convertire una grandezza meccanica (posizione, velocità, accelerazione) in un segnale elettrico.

Sono utilizzati per fornire un comando al sistema servomeccanismo e per fornire il feedback

Quando il servo deve compiere un movimento rotativo il trasduttore può essere calettato direttamente sul suo asse.

In campo aeronautico si utilizzano due tipi di Trasduttori rotativi:

1- Resolver

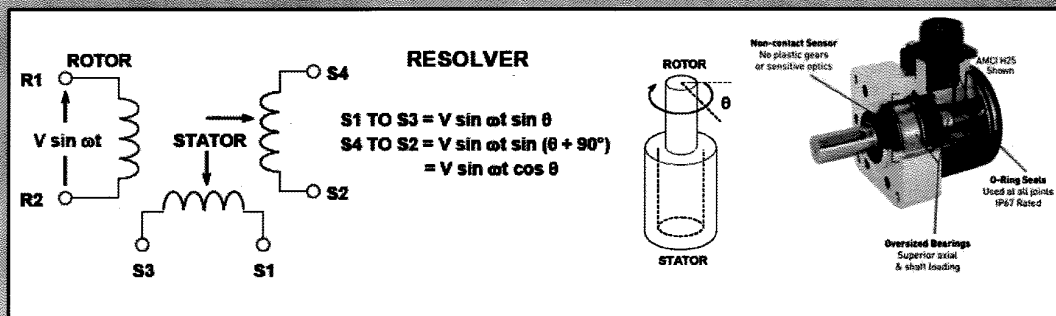
Abbastanza economici (avvolgimenti disposti a 90°)

2- Synchro

costosi da realizzare (avvolgimenti disposti a 120°), utilizzati in avionica o in sistemi militari per il puntamento



Trasduttori rotativi - Resolver



Il Resolver è un Trasduttore rotativo usato per misurare gli angoli di rotazione (es. possono essere accoppiati a motori elettrici) è costituito da un rotore e uno statore.

Utilizza un avvolgimento rotorico e 2 avvolgimenti statorici disposti, tra loro, a 90°.

Funzionamento

Il resolver è un trasformatore rotante. L'avvolgimento rotorico viene alimentato da un segnale di riferimento (per l'avionica 400Hz, $V \sin \omega t$). L'ampiezza della tensione indotta sugli avvolgimenti statorici è proporzionale a $\sin \vartheta$ per S1, S3 e a $\cos \vartheta$ per S2, S4.

Confrontando il segnale di riferimento e quello ottenuto in uscita dagli avvolgimenti statorici è possibile conoscere ϑ con una precisione, a seconda del modello, da 5/60 a 0,5/60 di grado.



Trasduttori rotativi - Synchro

A corrente alternata - AC Torque Synchro

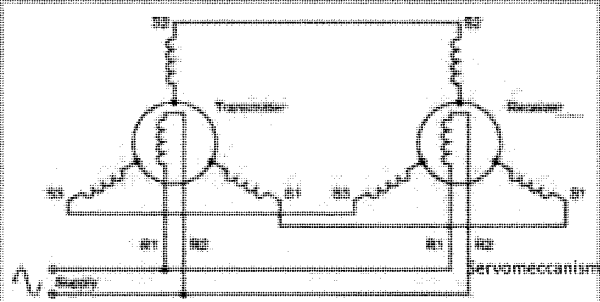
Sistema costituito da un trasmettitore e un ricevitore. Sia il Tx che il Rx sono costituiti da un rotore a singolo avvolgimento ed uno statore con tre avvolgimenti disposti a 120°. Entrambi i rotori sono alimentati dalla stessa linea (solitamente 26 V AC) tramite contatti striscianti. Gli avvolgimenti statorici di Tx e Rx sono collegati in serie.

Funzionamento

La corrente alternata ($V \sin \omega t$) che alimenta il rotore produce un campo magnetico. Quest'ultimo induce una corrente negli avvolgimenti statorici. Quando il rotore del Tx viene ruotato (θ angolo di rotazione), la corrente indotta cambia ed essendo collegati gli avvolgimenti statorici di Tx e Rx si genera, tramite gli avvolgimenti statorici di Rx, una variazione di campo magnetico che sposta il rotore Rx simmetricamente rispetto a quello del Tx.

Vantaggi: non ha spazzole ma solo contatti striscianti (ridotta usura)

Svantaggi: maggior complessità e costo



L'elemento Rx può essere sostituito da un circuito elettronico che misura l'angolo analizzando i segnali prodotti dal Tx

$$\begin{aligned} S1 \text{ to } S3 &= V \sin \omega t \sin \theta \\ S3 \text{ to } S2 &= V \sin \omega t \sin (\theta + 120^\circ) \\ S2 \text{ to } S1 &= V \sin \omega t \sin (\theta + 240^\circ), \end{aligned}$$

31



Trasduttori rotativi - Synchro

A corrente alternata - AC Magnesyn Synchro

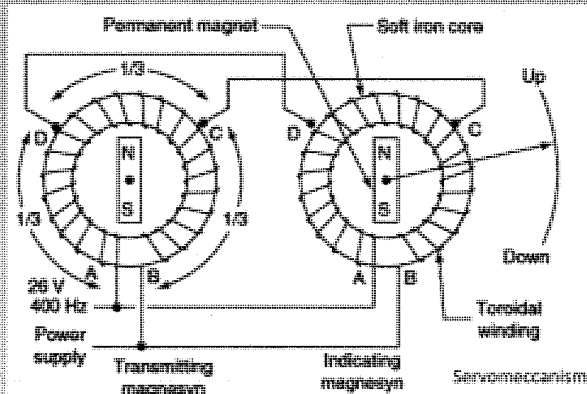
Sistema costituito da un trasmettitore e un ricevitore. Il Tx e il Rx sono entrambi costituiti tre avvolgimenti statorici toroidali disposti a 120° (alimentati dalla stessa linea 26V 400Hz) e da un rotore a magneti permanenti.

Funzionamento

Lo spostamento del rotore Tx provoca una variazione del campo magnetico statorico Tx. Si produce una corrente che varia il campo statorico Rx che sposta il rotore Rx simmetricamente.

Vantaggi: elimina i contatti, semplicità

Svantaggi: costo dei magneti permanenti

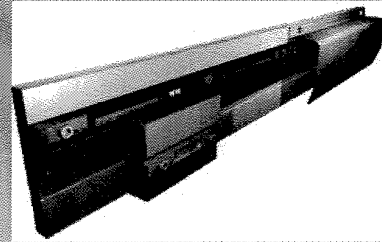
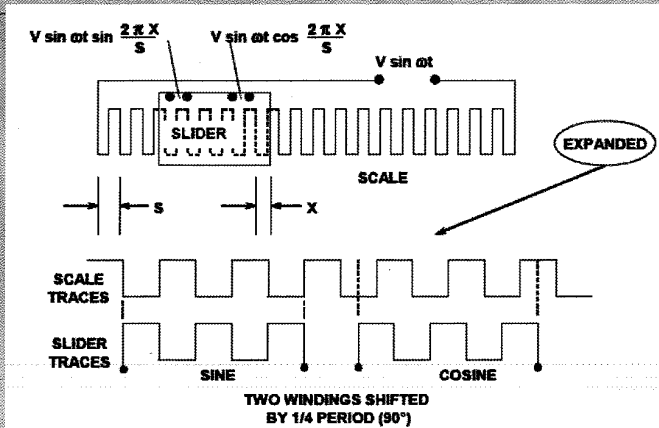


L'elemento Rx può essere sostituito da un circuito elettronico che misura l'angolo analizzando i segnali prodotti dal Tx

32



Trasduttori lineari - Inductosyns



X = spostamento nel "periodo"
 S = "periodo"

Inductosyns è un trasduttore molto preciso e robusto e non necessita di contatti striscianti per funzionare. E' composto da una parte fissa (scale) ed una mobile (slider). Sulla parte fissa è ricavato un circuito ad onda quadra; sulla parte mobile ne sono ricavati due (aventi lo stesso "passo" di quello della parte fissa). I due circuiti sono sfasati di $\frac{1}{4}$ di periodo l'uno dall'altro. La parte fissa e quella mobile non sono a contatto e distano 0,1778 mm (0,007 inch).

Funzionamento

La parte fissa viene alimentata con un segnale di riferimento ($V \sin \omega t$). Questo induce sui percorsi della parte mobile una tensione proporzionale allo spostamento nel "periodo" (X). Quindi i valori misurati si ripetono periodicamente ed è quindi necessario utilizzare un contatore (può essere un Synchro o un Resolver). Si può raggiungere una precisione di 0,635 μm (25 micro inch)



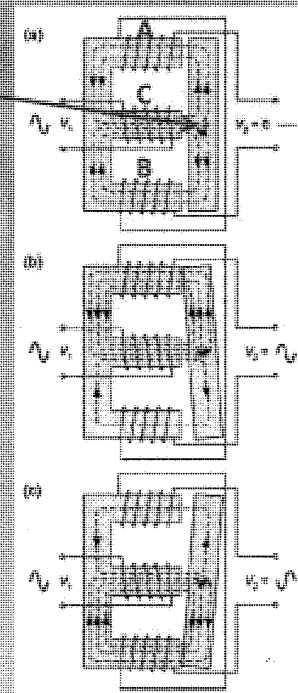
Trasduttori lineari – El Sensor

L'El sensor (il nome deriva dalla forma del sensore) è utilizzato per percepire microspostamenti. Esso utilizza tre avvolgimenti: A e B sono in serie e rappresentano il segnale di output del sensore, l'avvolgimento C è il segnale di riferimento.

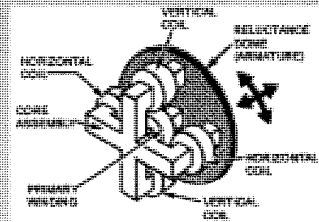
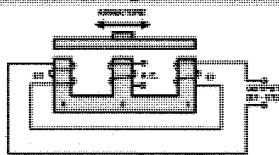
Funzionamento:

- Quando l'elemento "I" è in posizione neutra, nell'avvolgimento A e B viene indotta una tensione uguale e contraria dal momento che la distanza tra i due estremi dell'elemento "E" è uguale (e come conseguenza anche il flusso magnetico)
- Se l'elemento "I" ruota, la distanza tra esso e i due estremi di "E" cambia, modificando la riluttanza e generando una tensione indotta differente (maggiore dove la riluttanza è minore). Quindi in uscita verrà generata una tensione di ampiezza proporzionale alla rotazione. Inoltre la fase è opposta nel caso di una rotazione oraria e anti-oraria.

Centro di rotazione



Altre tipologie



A VOLTE POSSO AVERE UN SEGNALE DIGITALE IN QUESTO CASO HO PERO' BISOGNO DI UN CONTROLLER CHE TRADUCA I SEGNALE A/D.

IN QUESTI CASI SI USANO S.M. CON TECNOLOGIA PASSO-PASSO, CHE SUDVIDE IN "PASSI" LE POSIZIONI DEL SERVO MOTORE.



DIFETTO ① → n° PASSI IN 1 GIRO DIPENDE DAL n° DI COPPIE POLARI CHE NON È UN NUMERO INFINITO ⇒ NON POSSO AVERE SPOSTAMENTI CONTINUI ⇒ HO n° PASSI DEFINITO ⇒ UN'ANTENNA DATA-LINK NON SARÀ MAI IN POSIZIONE OTTIMALE X COLLEGARSI AL SATELLITE.

DIFETTO ② → se AUMENTO IN n° COPPIE POLARI DEVO RIDURRE LE DIMENSIONI ⇒ ↓ FORZA ELETTROMAGNETICHE ⇒ ↓ COPPIA DEL MOTORE ⇒ NON RIESCO AD AVERE COPPIA SUFFICIENTE X RUOTARE L'ANTENNA ⇒ NON ATTUO IL COMANDO E NON HO NEMMENO QUALCOSA CHE MI AVVISI DEL FATTO CHE IL COMANDO NON È STATO SVOLTO !!



IL n° PASSI È LIMITATO E SE ↑ ⇒ ↑ COSTI ⇒ SONO SISTEMI CON DEI LIMITI MA HANNO ANCHE UN CERTO COSTO.

AZIIONAMENTO DI TIPO ASSE ⇒ CONTROLLO POSIZIONE E VELOCITÀ

IL SEGNALE CON UN IMPULSO ^{di POTENZA} di V e i GENERA UNA COPPIA ⇒ HO LA CURVA DI FUNZIONAMENTO RICOVO LA ω RELATIVA ALLA C di PRIMA ⇒ da ω RICOVO INFINE θ , lo SPOSTAMENTO CHE È LINEARE. PER FERMARE LA ROTAZIONE GENERERO UN SEGNALE di FASE (AC) e POLARITÀ (DC) OPPOSTA.



SISTEMA CHE PRESUPPONE A PROGETTO DI CONOSCERE GIÀ TUTTI I RANGE DI FUNZIONAMENTO!



IMPOSSIBILE ESSERE CERTI!

* CARATTERISTICHE DELL'ANELLO CHIUSO *

- ① PERCEPIRE IL COMANDO
- ② DAL TRASDUTTORE CAPISCE LA POSIZIONE DEL SERVO MOTORE
- ③ CONFRONTA LE DUE POSIZIONI E GENERA UN SEGNALE DI ERRORE CHE CI DICA LA DIFFERENZA TRA I DUE VALORI!
100 → ATTUATORE LONTANO DALLA POSIZIONE VOLUTA
|
0 → ATTUATORE NELLA POSIZIONE VOLUTA
- ④ AMPLIFICARE E COMANDARE IL SERVO MOTORE!

CX = CONTROL TRANSMITTED N TELECOMANDO
↳ DA UNA ROTAZIONE DI 30°
CT = CONTRA TRANSFORMER N VEDE $\frac{1}{N}$ CHE POSIZIONE È IL SERVO MOTORE

IL SEGNALE DI ERRORE È INVIATO FINCHÉ ① e ② COINCIDONO!!

* FUNZIONAMENTO ANELLO CHIUSO *

- POSIZIONE → ANTENNE DIREZIONALI x ESECUJO INSEGUJO DELLE POSIZIONI!
 - VELOCITÀ → INSEGUJO DELLE VELOCITÀ * ESECUJO ANTENNE A SCANSIONE MECCANICA CHE RUOTAVO SEMPRE A UNA VELOCITÀ DI PROGETTO
 - ACCELERAZIONE → x es sistemi ANTI-VIBRAZIONE
- ▶ I COMPARATORI POSSONO ESSERE DUE RESISTENZE E I FEEDBACK SONO DEI POTENZIONETRI. ⇒ MOLTO SEMPLICE! (POCO COSTOSO)
- ▶ PER CONTROLLARE LA VELOCITÀ HO COME FEEDBACK UN TACHIMETRO CHE LEGGE SOLO VELOCITÀ
- QUANDO L'ANTELLA È FERMA COMANDO E FEEDBACK SONO UGUALI!
QUANDO L'ANTELLA GIÀ A UNA VELOCITÀ VOLUTA IL SEGNALE DI COMANDO NON DIVENTA NUOVA MA DIVENTA TALE DA FAR MANTENERE ALL'ANTELLA LA VELOCITÀ VOLUTA! (SE AVESSI "0" SI FERMELOBBE)

* SISTEMI DI CONTROLLO VELOCITÀ e POSIZIONE *

23-04-2013

Comasco l'errore rispetto alla posizione e la velocità è spesso legata all'errore di posizione:

- ERRORE ↓ ⇒ VELOCITÀ ↓
- ERRORE ↑ ⇒ VELOCITÀ ↑

C'è sempre un breve ritardo tra comando e attuazione dello stesso. Se l'amplificazione è notevole il servo si sposta immediatamente verso la nuova posizione e la supera a causa dell'inerzia ⇒ ora il sistema che è ad anello chiuso, riporta il sistema verso la posizione giusta compiendo però lo stesso errore di prima ma più piccolo finché raggiunge la posizione richiesta.

$\theta_{richiesto} = 90^\circ \Rightarrow \theta_1 = 95^\circ \Rightarrow \theta_2 = 87^\circ \Rightarrow \dots \theta_n = 90^\circ!$

IL PENDOLAMENTO È IL FENOMENO DOVUTO A DETERIORAMENTO DELLE CARATTERISTICHE DEL SERVO CHE FA SÌ CHE NON CI SI FERMA MAI NELLA POSIZIONE CORRETTA!

ci serve un DAMPER che riduca le oscillazioni, con un sistema di SMORZAMENTO, al raggiungimento delle posizioni richieste.

→ slide 2/4 del DUMPER (17) la linea rossa del grafico ci fa notare l'inerzia del sistema: quando cambio la direzione di moto del servo l'oscillatore ha una prima oscillazione + ampia e poi tende a stabilizzare la posizione.

t_2 è lo sfasamento che subisce il segnale.

→ slide 3/4 DUMPER (18)

un semplice circuito RC può essere utile per "smorzare" il segnale dell'amplificatore raccordando i gradini del segnale dell'alimentazione ottenendo lo stesso risultato dello smorzatore meccanico. Questo sistema è + facile da gestire modificando le caratteristiche del condensatore.

Difetto: Agisce sempre e non solo quando ho cambi di direzione!

→ slide 4/4 DUMPER (19)

L'errore non è solo in una direzione. Gli sfasamenti in fase sono sempre in ritardo rispetto al segnale

SALTARE SLIDE da 20 a 22

è la funzione di trasferimento

Slide 25 * MOTORI ELETTRICI PER SERVOMECCANISMI *

SERVOMECCANISMI SEMPLICI USANO MOTORI IN DC, DOVE DEI MAGNETI FUNGONO DA STATORI, HO DELLE SPIRE CHE FANNO AVVOLGIMENTI.

MOTORI DC SONO USATI IN SERVOMECCANISMI DI BASSA QUALITÀ
I PROBLEMI LEGATI ALL'USURA DELLE SPATOLE PORTA AI MOTORI AC CHE HANNO I MAGNETI MONTATI SUL ROTORE!!
↳ PROBLEMI DI COSTRUZIONE!

Slide 27 * TRASDUTTORI AERONAUTICI *

CONVERTONO GRANDEZZE MECCANICHE IN SEGNALE ELETTRICO.

NEI TRASDUTTORI ROTATIVI TROVIAMO ① RESOLVER ② SYNCHRO

① SONO PIÙ AFFIDABILI! ⇒ XCHÉ NON HANNO CONTATTI STRISCIANTI

LA BOBINA ROTORICA È SUL ROTORE DI UN CERTO ANGOLO.

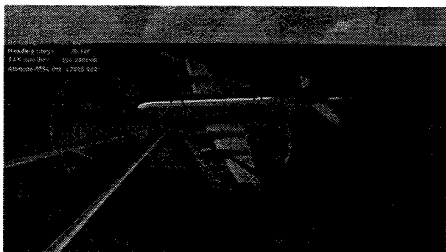
QUANDO LA B.R. È ALIMENTATA SULLA BOBINA IN BASSO NON HO CORRENTE IN FOTTA. QUANDO RUOTA VARIANO I DUE SEGNALI.

② EVOLUZIONE DELL'① ⇒ NON HO PIÙ 2 BOBINE A 90° MA 3 A 120°
E SONO ACCOPPIATI cioè ho 1 Ricevitore e 1 STATORE!

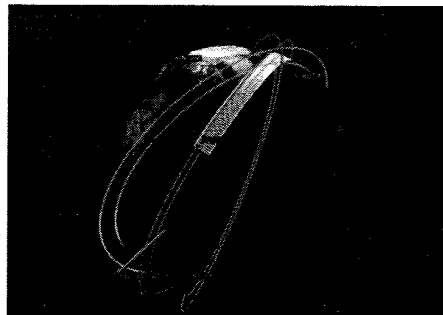
fino slide 36/

System Tool Kit (STK) main applications

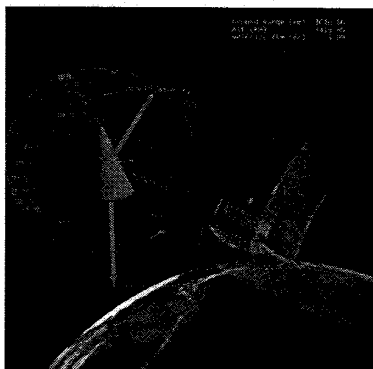
Electronic System Modeling



Space Missions



Missile Defense



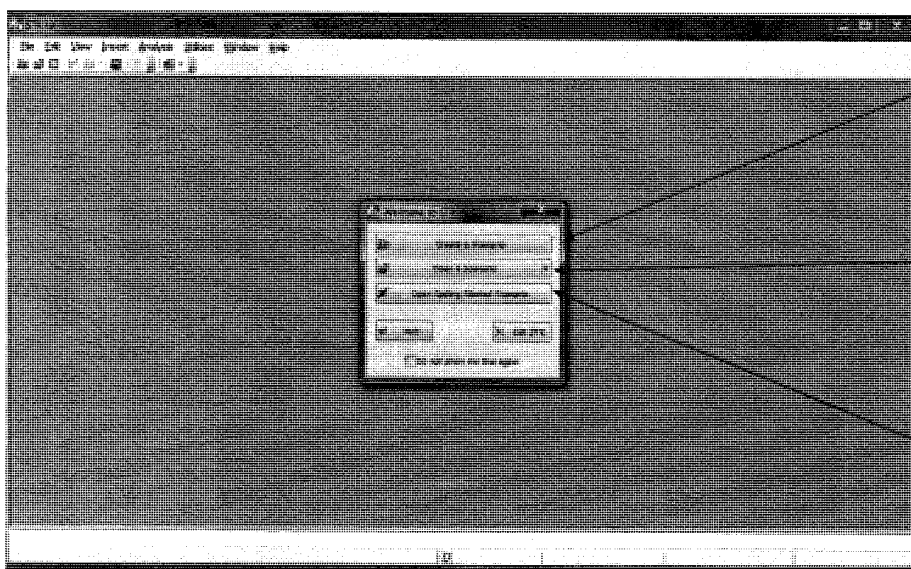
UAV and Aircraft Missions



3

System Tool Kit (STK)

Let's Launch STK



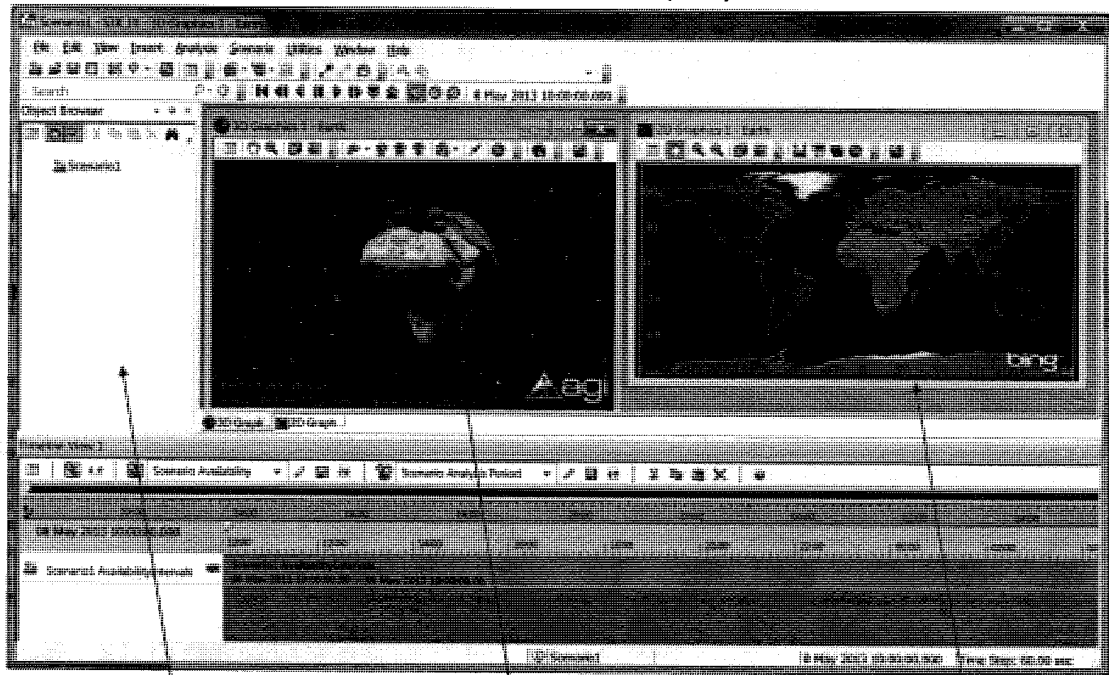
Creating a new scenario from the clean sheet

Opening a reviously created Scenario or a Scenario from STK Federate

Opening a Default Scenario for learning and modifying objects

4

System Tool Kit (STK)



The browser for managing the objects of your scenario.

3D View of your scenario

2D View of your scenario

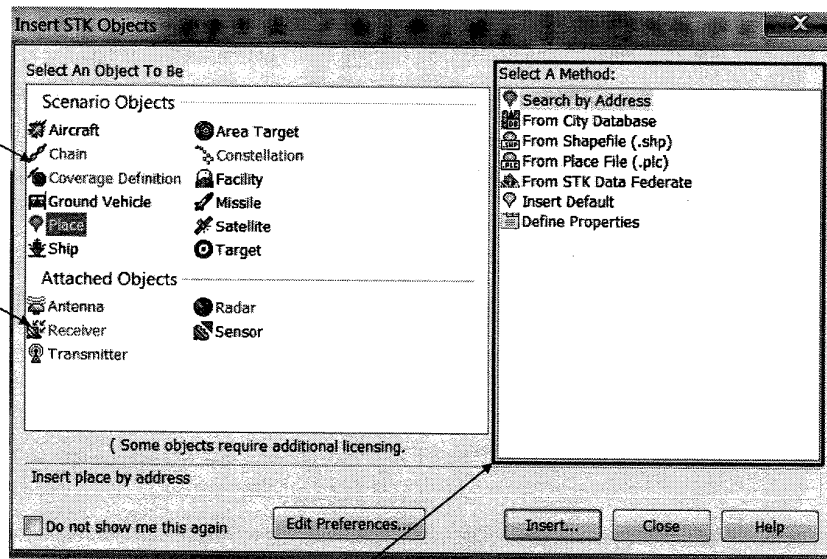
7

System Tool Kit (STK)

Insert STK Objects: our best friend in STK.

These are the objects that you can insert in your scenario

These are the objects that you can attach to the Scenario Objects



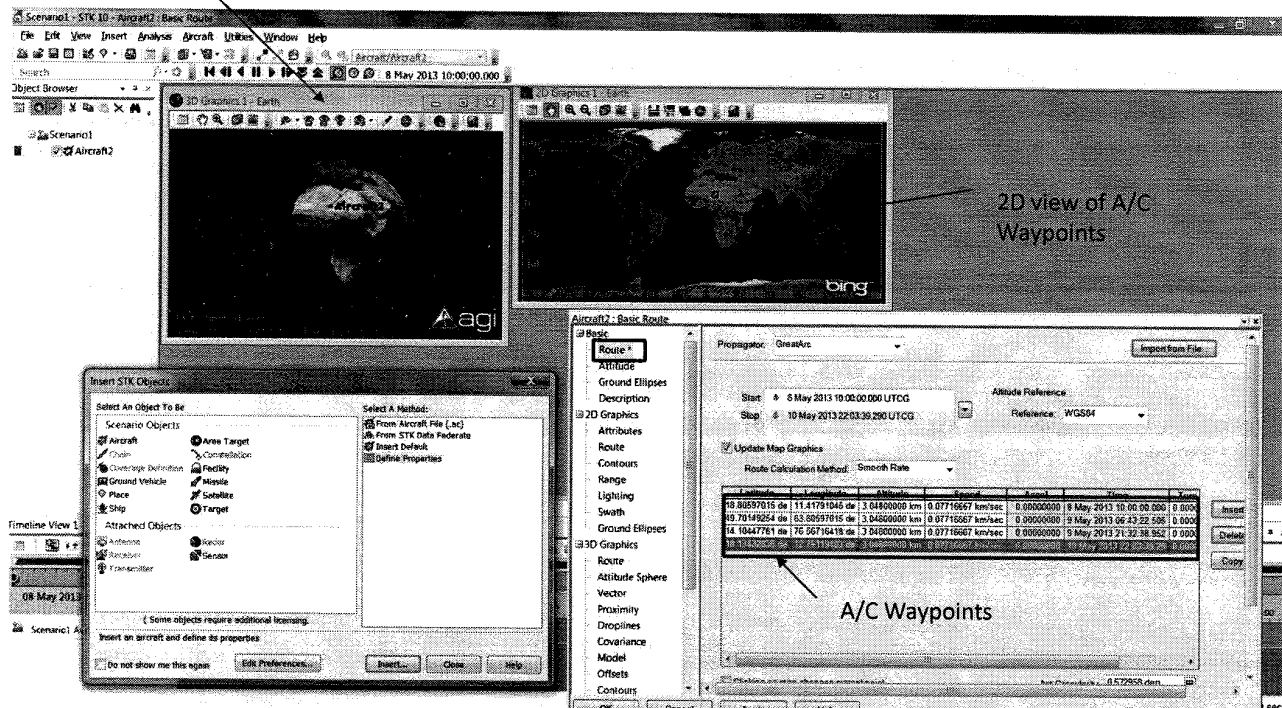
Here you can select how to insert your Scenario Object.

8

System Tool Kit (STK)

Let's model by ourselves the aircraft
The Route

3D view of A/C
Waypoints



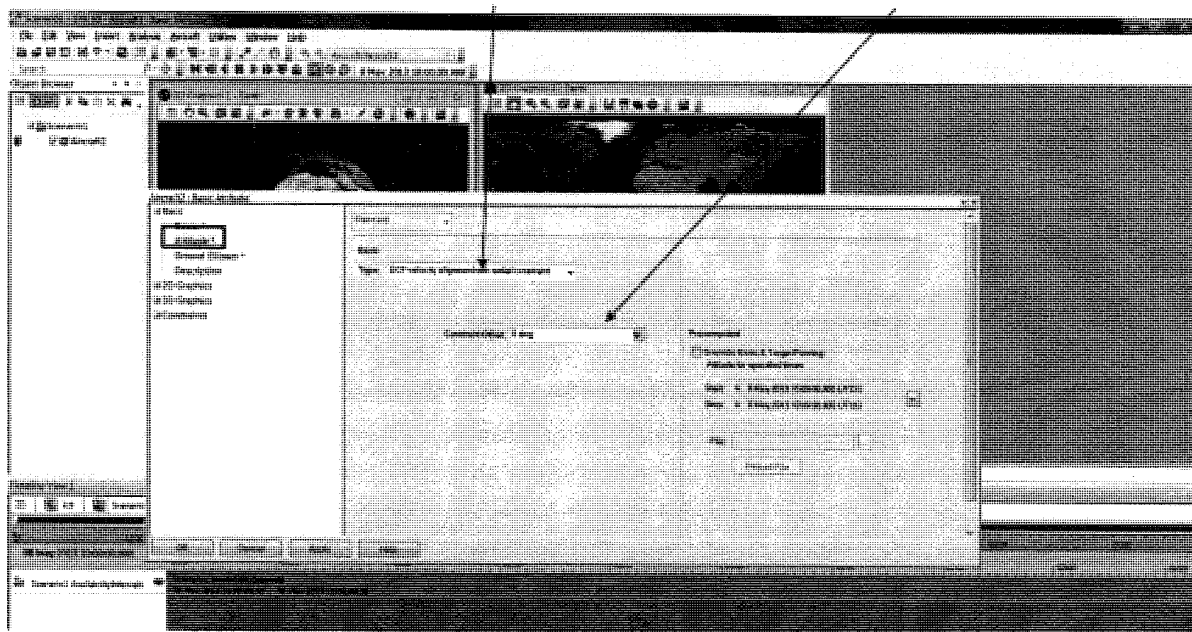
11

System Tool Kit (STK)

Let's model by ourselves the aircraft
The Attitude

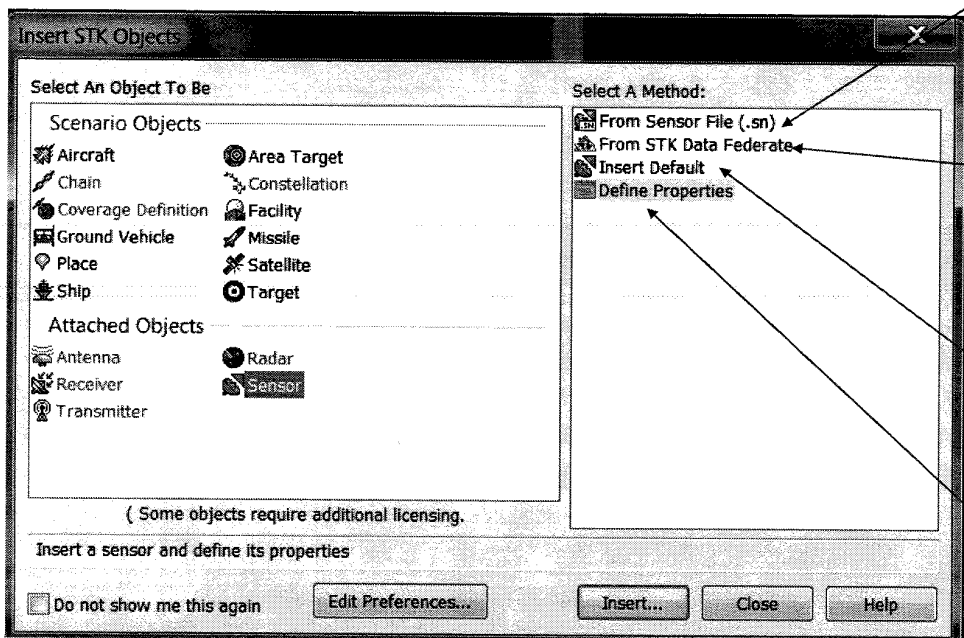
Select A/C attitude reference
system

Select A/C attitude in the selected
reference system



12

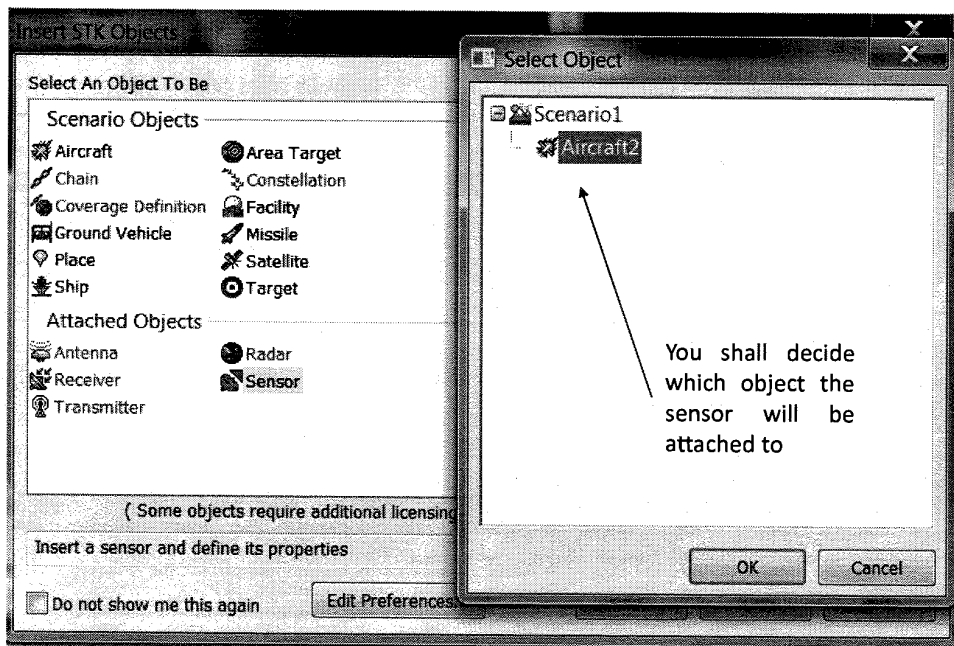
System Tool Kit (STK) Let's attach a Sensor to the Aircraft



The screenshot shows the 'Insert STK Objects' dialog box. It is divided into two main sections: 'Select An Object To Be' and 'Select A Method:'. The 'Select An Object To Be' section has two columns of icons representing different object types: Scenario Objects (Aircraft, Chain, Coverage Definition, Ground Vehicle, Place, Ship, Area Target, Constellation, Facility, Missile, Satellite, Target) and Attached Objects (Antenna, Receiver, Transmitter, Radar, Sensor). The 'Select A Method:' section contains three options: 'From Sensor File (.sn)', 'From STK Data Federate', and 'Define Properties'. Annotations with arrows point to these options: 'From Sensor File (.sn)' is annotated with 'You can load an already modeled sensor'; 'From STK Data Federate' is annotated with 'You can load an already modeled sensor from STK Data Federate'; 'Define Properties' is annotated with 'You can insert a sensor with default properties/model to further refine later' and 'You can model by yourself a sensor'. At the bottom of the dialog, there are buttons for 'Do not show me this again', 'Edit Preferences...', 'Insert...', 'Close', and 'Help'. A note at the bottom of the dialog reads '(Some objects require additional licensing.)' and 'Insert a sensor and define its properties'.

15

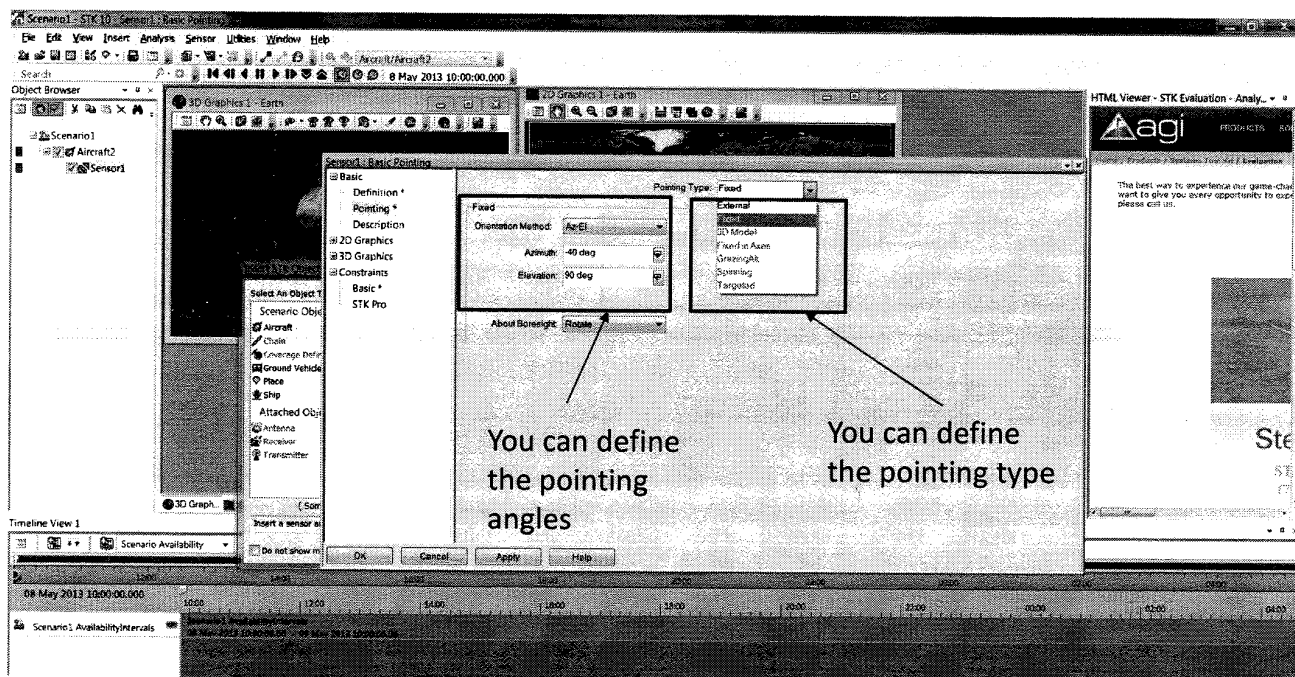
System Tool Kit (STK) Let's model a sensor by ourselves



The screenshot shows the 'Insert STK Objects' dialog box with a 'Select Object' sub-dialog box open. The 'Select Object' dialog box contains a tree view with 'Scenario1' expanded to show 'Aircraft2'. An arrow points from the text 'You shall decide which object the sensor will be attached to' to the 'Aircraft2' object. The 'Insert STK Objects' dialog box is partially visible in the background, showing the same 'Select An Object To Be' and 'Select A Method:' sections as in the previous image.

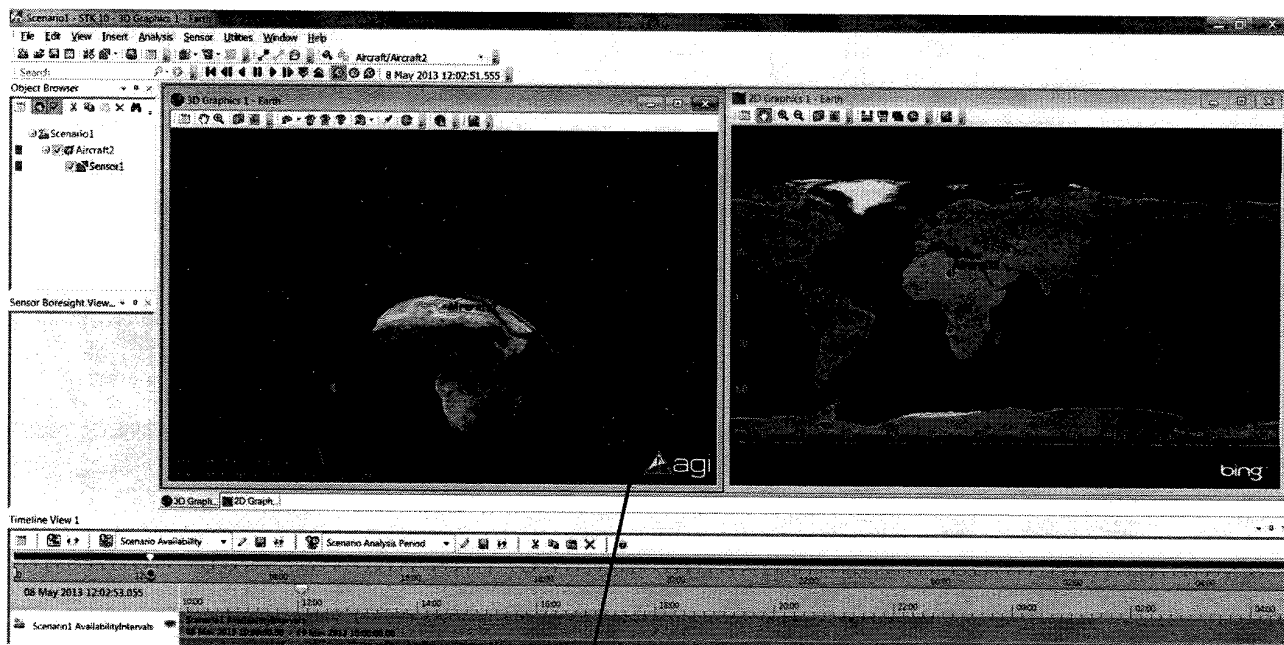
16

System Tool Kit (STK) Let's model a sensor by ourselves Pointing



19

System Tool Kit (STK) What Happen? Why the field of view go so far?



20

CHIESA

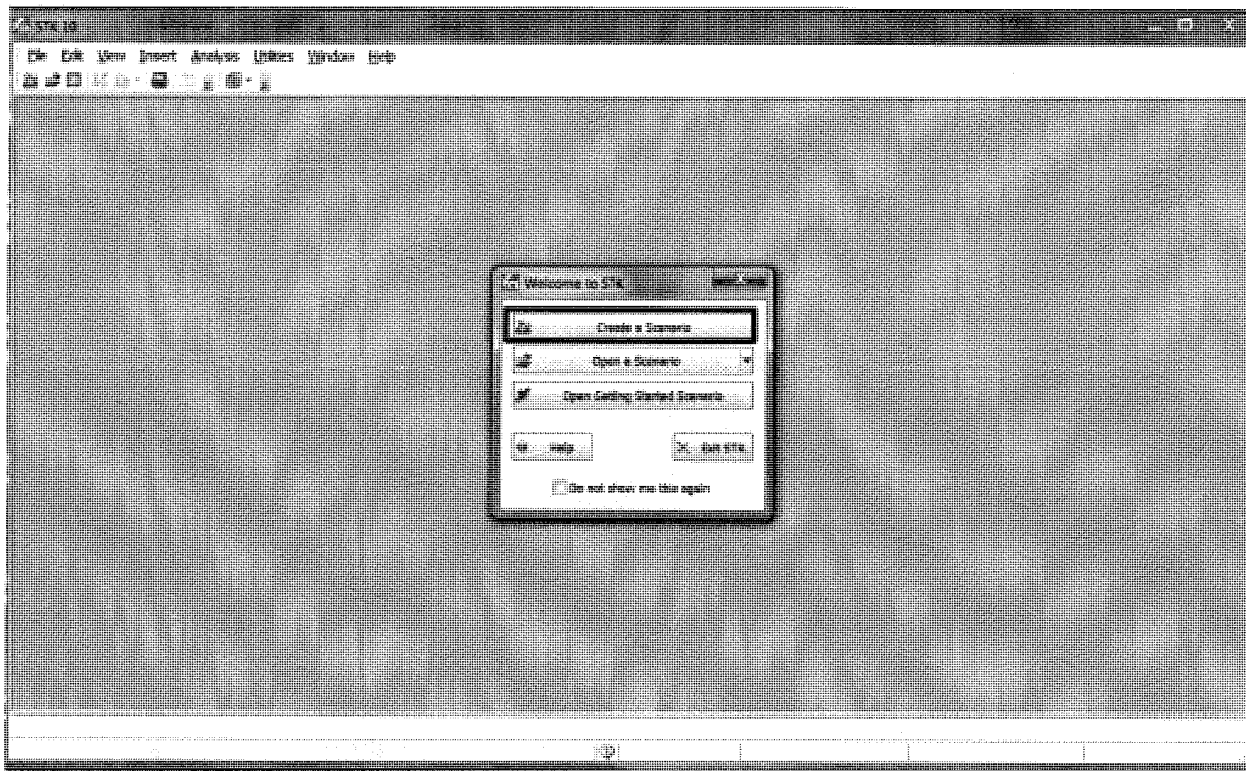
13/05/201

STK 10

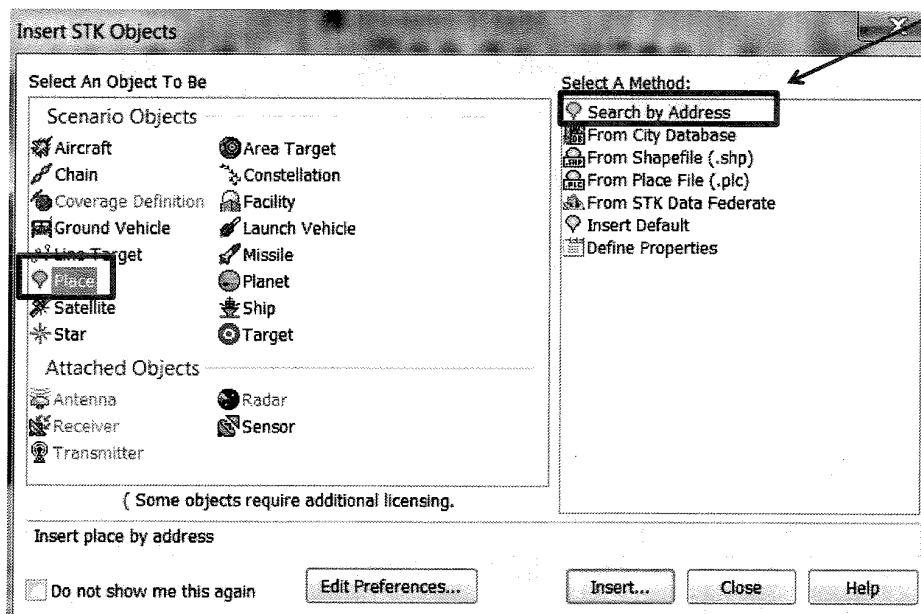
È NATO X MODELIZZARE SATELLITI. CON L'INTERESSE DI ALCUNE
PERSONE SI SONO MODELIZZATI ANCHE FENOMENI AERONAUTICI,
AEREI, SENSORI, RADAR, ECC...

MODELIZZA UNO SCENARIO AERONAUTICO. SIMULO LO SCENARIO
MODELIZZO UN AEREO CHE USA IL GPS SIMULO LA COSTELLAZIONE
E POSSO VEDERE SE EFFETTIVAMENTE SULLA MIA ROTTA C'È
SEGNALE.

Let's Create a New Scenario

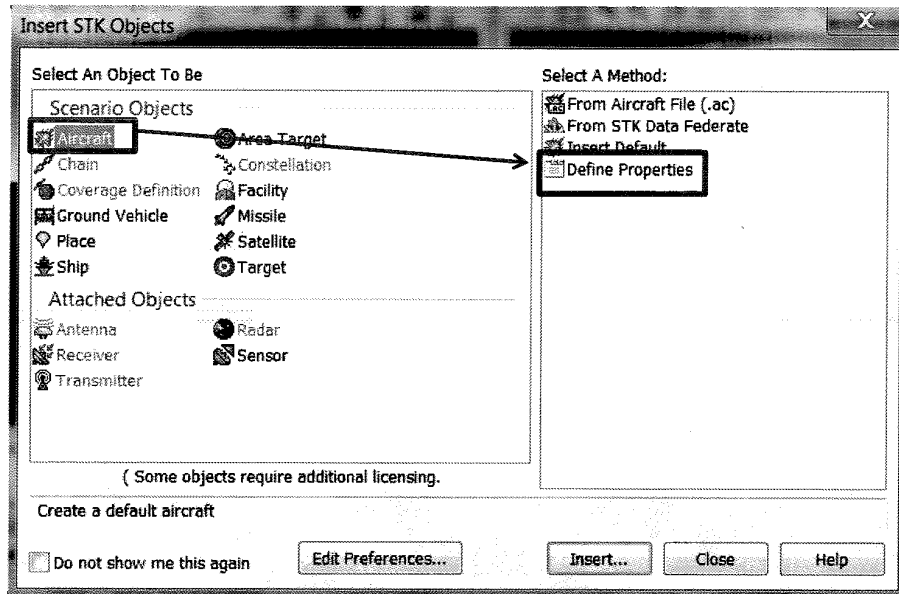


STEP 1: Let's model the places

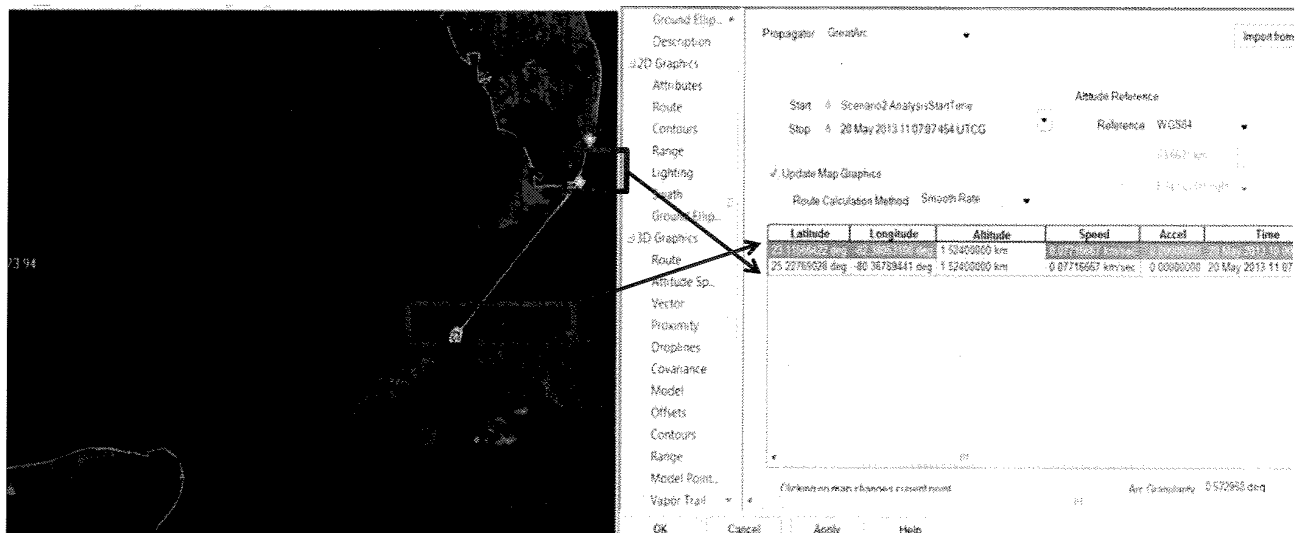


Let's insert the places searching them by using the Address

STEP 2: Let's model the intruder aircraft



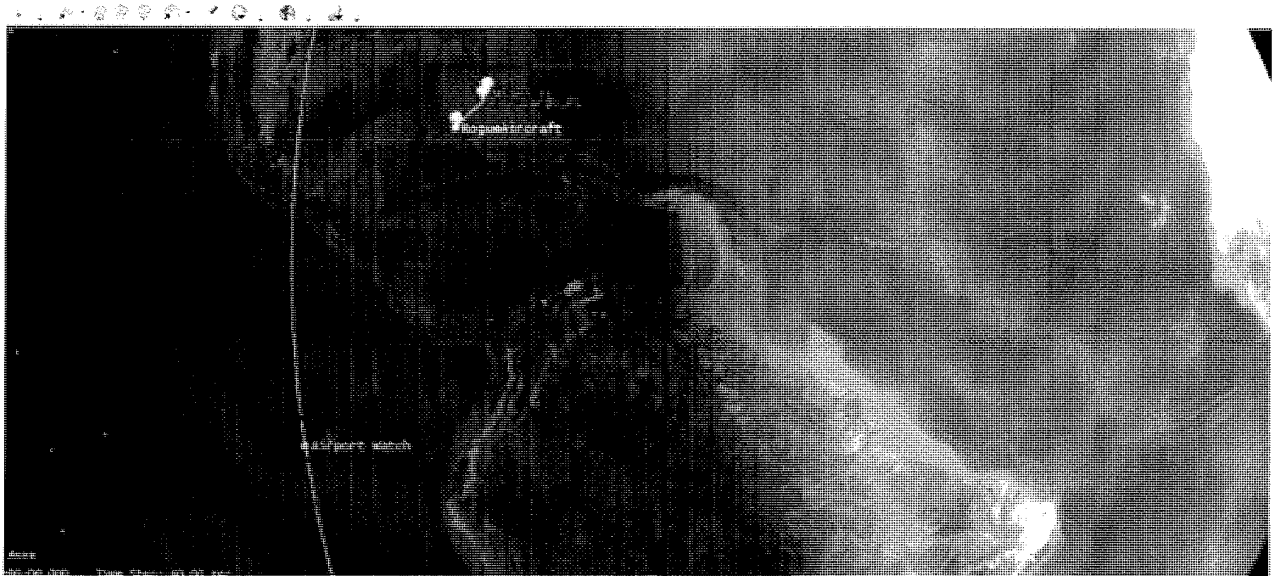
STEP 2: Let's model the intruder aircraft



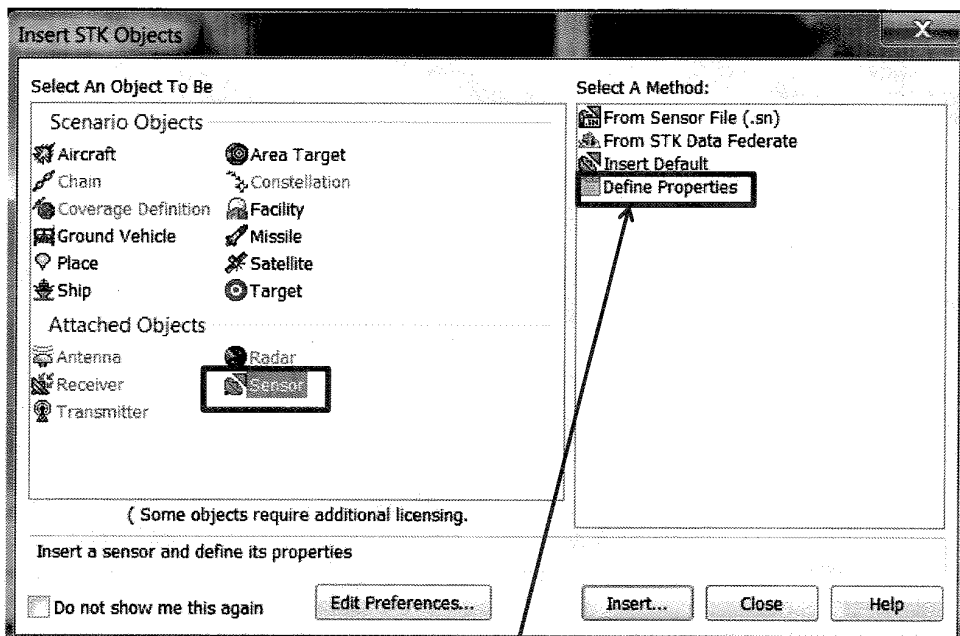
By Clicking on the 2D MAP it is possible to select:

- Havana as Starting point of the aircraft
- Key Largo as Destination point of the aircraft

STEP 3: Let's model the sensor for detecting the intruder: On Satellite

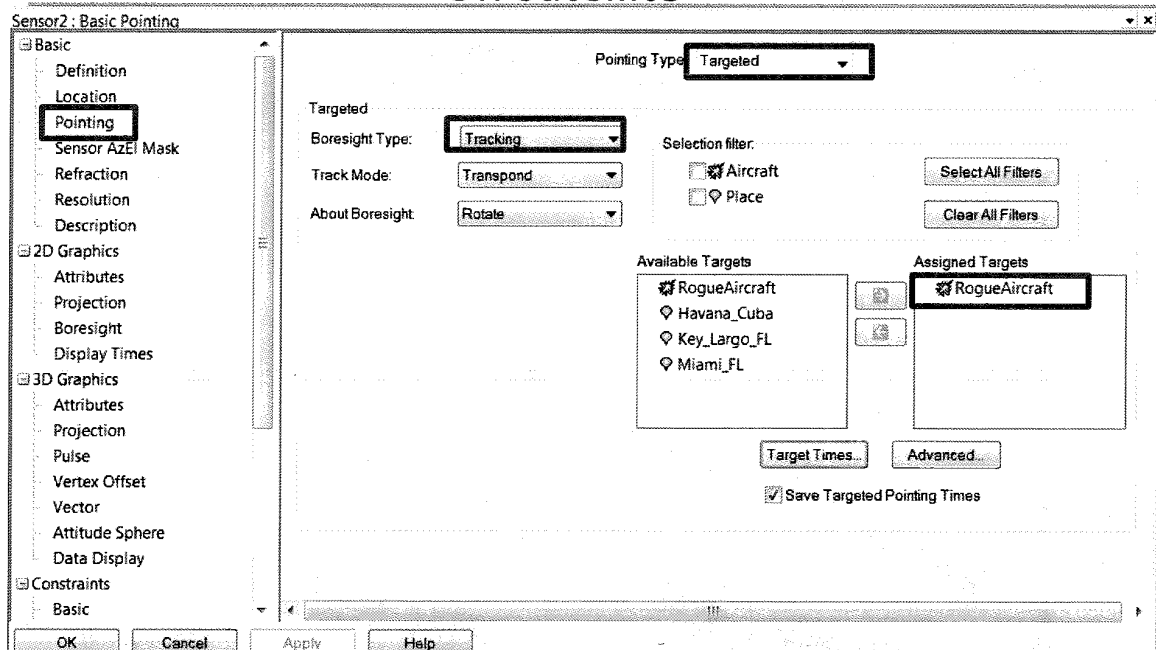


STEP 3: Let's model the sensor for detecting the intruder: On Satellite



Now we will attach a sensor to the satellite

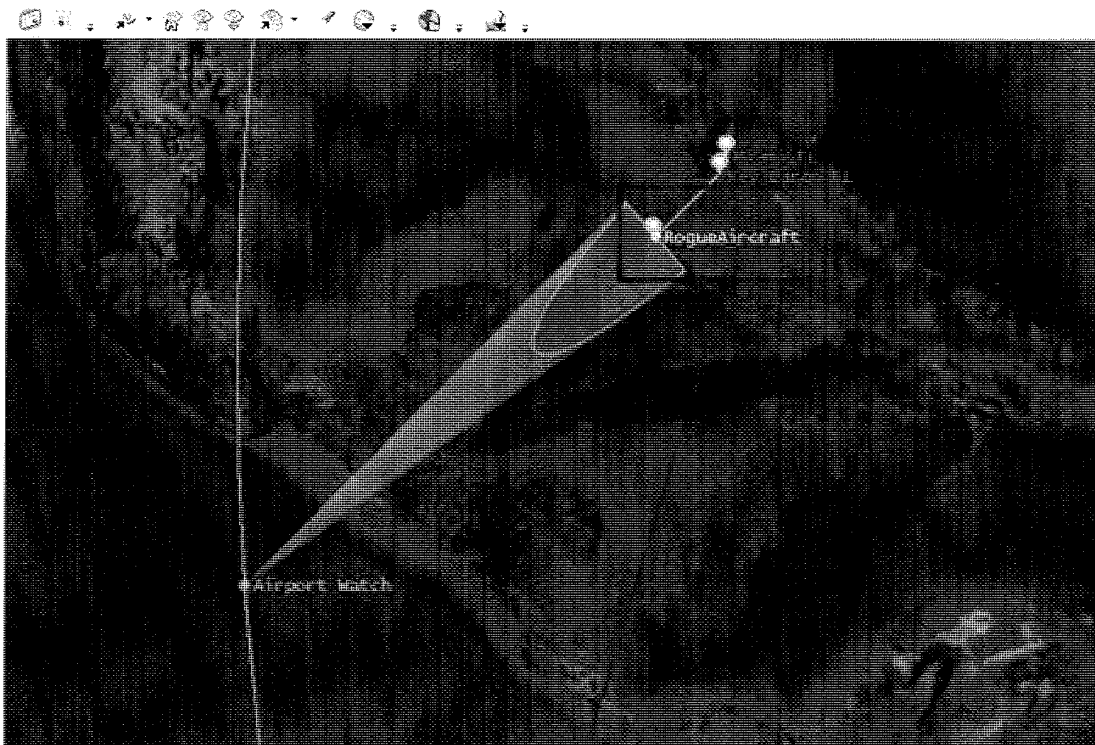
STEP 3: Let's model the sensor for detecting the intruder: On Satellite



Let's model the satellite based sensor pointed on the target when in Line of Sight, so let's set:

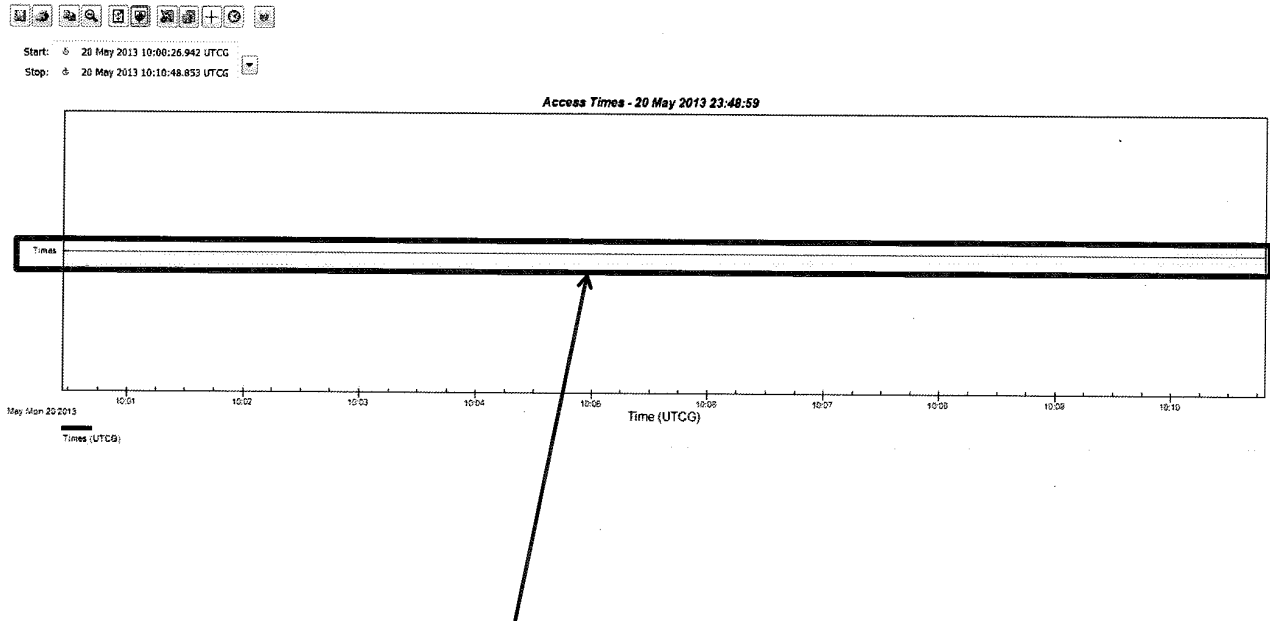
- Pointing Type: Targeted
- Boresight type: Tracking
- Assigned Target: Rogue Aircraft

STEP 3: Let's model the sensor for detecting the intruder: On Satellite



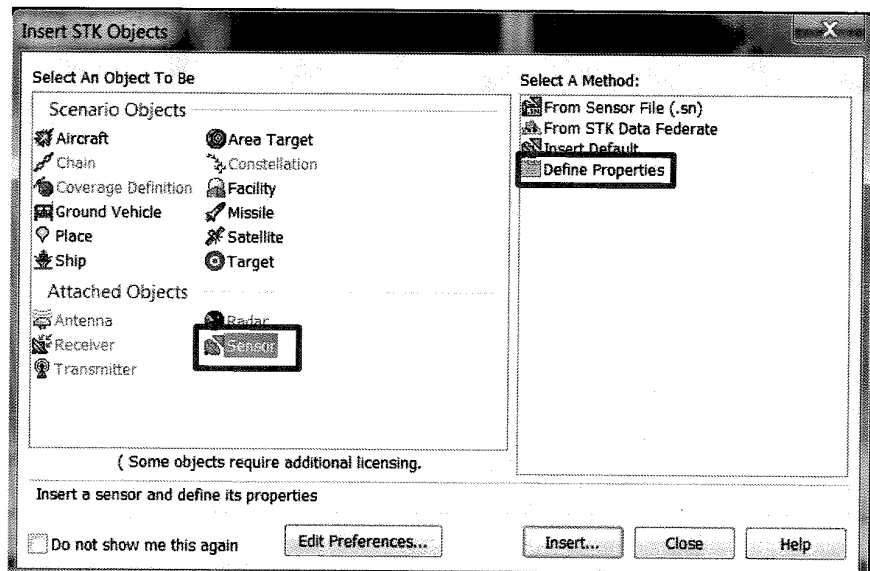
Sensor pointed on the target.

STEP 4: Let's Perform the detection Analysis



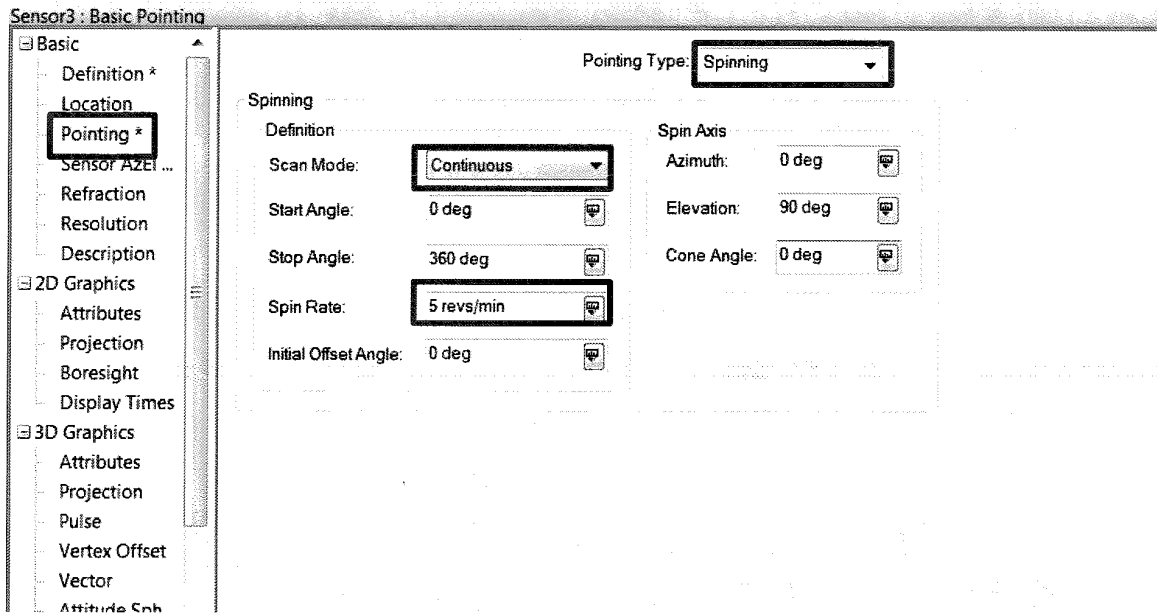
The sensor on satellite detect the aircraft one time for 621 seconds

STEP 3: Let's model the sensor for detecting the intruder: On Ground



The sensor on a satellite is able to detect the aircraft only for a limited amount of time.
Now let's try to have a ground based sensor

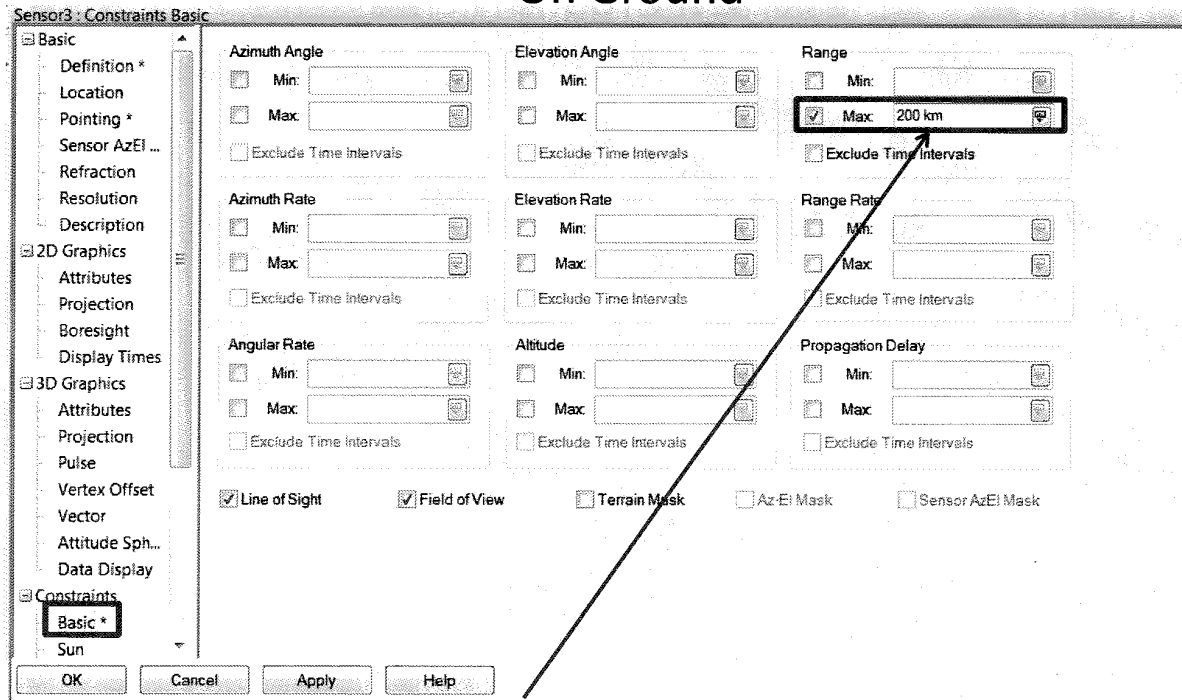
STEP 3: Let's model the sensor for detecting the intruder: On Ground



We want the sensor to rotate so:

- Pointing type: Spinning
- Scan Mode: Continuous
- Spin Rate: 5 revs/min

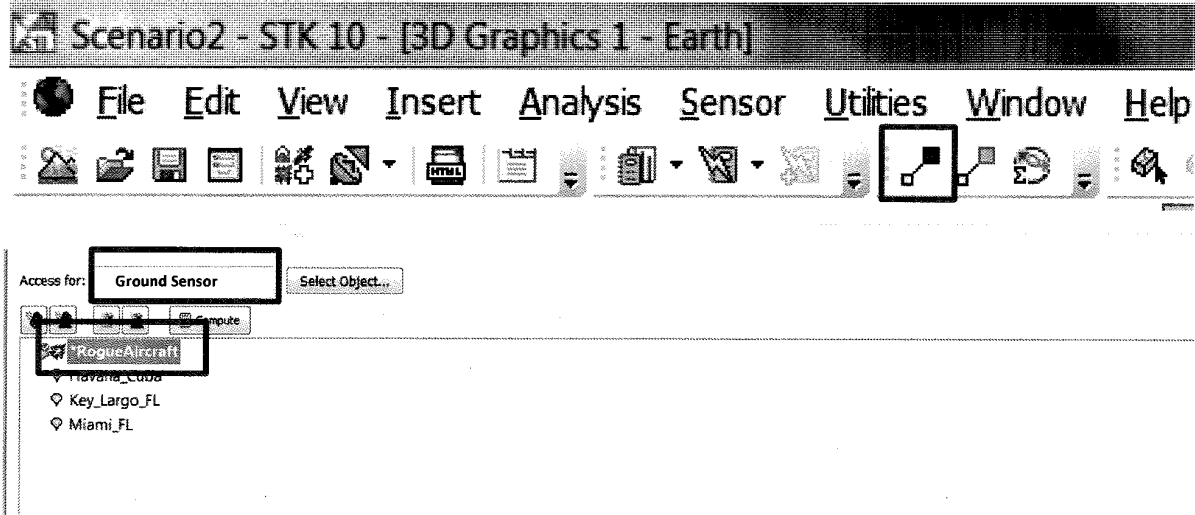
STEP 3: Let's model the sensor for detecting the intruder: On Ground



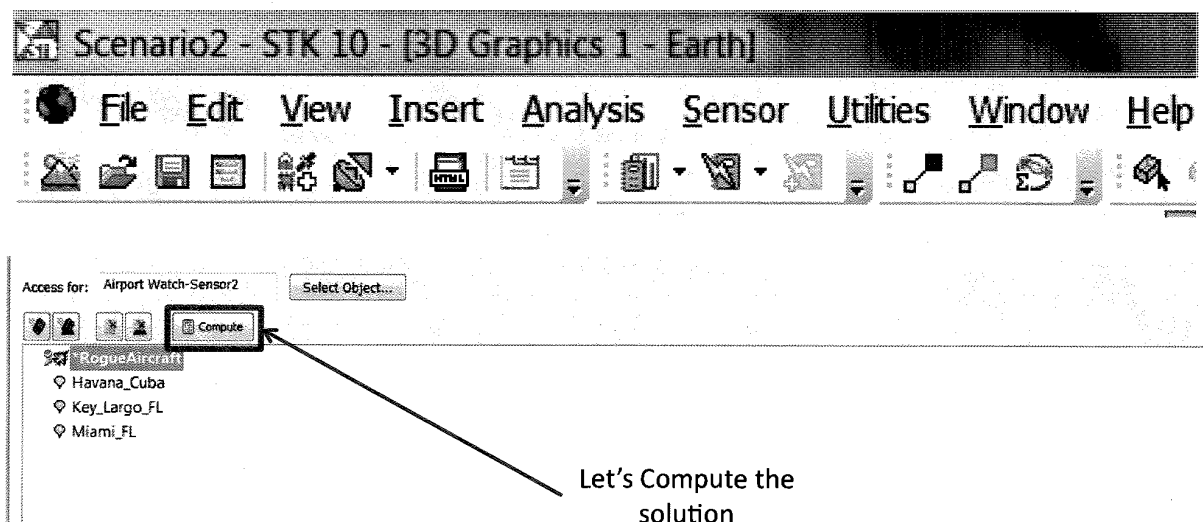
Do not forget to apply the constraints:

- MAX RANGE= 200 Km

STEP 4: Let's Perform the detection Analysis on this surveillance solution



STEP 4: Let's Perform the detection Analysis on this surveillance solution



EQUIPAGGIAMENTI DI BORDO
e SISTEMI AVIONICI

MODULO

SPAZIO

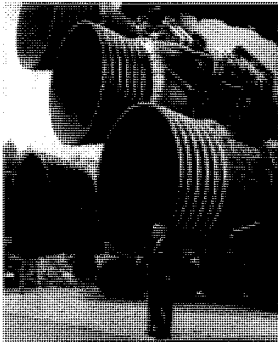
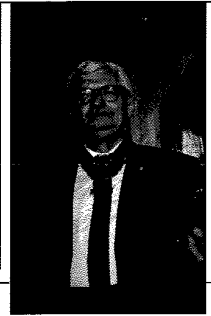
n°2



Pioneers of the space activities

Hermann Oberth (1894-1989), Germania.

- 1922: la sua tesi di laurea in fisica sui razzi viene rifiutata in quanto ritenuta "utopica". Non si laureerà mai.
- 1929: vola il suo primo razzo a combustibile liquido, base del successivo lavoro di von Braun che sfocerà nel missile V-2.
- I suoi studi riguardarono anche un telescopio spaziale riflettente, una stazione spaziale, una tuta da astronauta, un veicolo per l'esplorazione lunare, sistemi di silenziatori per aeroplani ed elicotteri.



Wernher von Braun (1912-1977), Germania-USA.

- Nel 1942 il gruppo di ricerca mise a punto il missile V2, destinato a bombardare Londra. Il primo lancio avvenne nel 1944.
- Pochi mesi prima Von Braun venne arrestato dalla Gestapo per crimini contro lo stato, in quanto sosteneva la possibilità di costruire missili per andare nello spazio.
- Dopo la guerra giunse col suo gruppo di tecnici negli USA e continuò le sue ricerche sui missili per l'esercito americano.
- Fino al 1956 condusse le sue ricerche sul razzo Redstone, che già nel 1954 pare fosse pronto per il lancio di un satellite in orbita terrestre, ma l'operazione fu rinviata per cause politiche.
- Così, gli Americani, sorpresi dal lancio dello Sputnik, diedero così via libera a von Braun che riuscì a lanciare il primo satellite americano, l'Explorer 1, pochi mesi dopo, il 31 gennaio 1958.
- In quegli stessi anni von Braun presentò un progetto per l'esplorazione di Marte e per la realizzazione di una stazione spaziale orbitante.

F. Stesina - Equipaggiamenti Avionici 2012/2013

3



Le missioni SPUTNIK

- **Nome:** Sputnik I (compagno di viaggio = satellite, in astronomia)
- **Lancio:** Baikonur, 4 ottobre 1957, 19:12 UTC
- **Rientro in atmosfera:** 3 gennaio 1958
- **Orbita:** ellittica (apogeo: 947 km e perigeo: 228 km)
- **Periodo orbitale:** 96 minuti circa
- **Massa:** 83,3 kg
- **Dimensioni:** Sfera pressurizzata di 58 cm di diametro
- **Funzionamento sistema:** 21 giorni
- **Durata missione:** 57 giorni
- **Materiale:** alluminio
- **Carico pagante e sistemi di bordo:** struttura, trasmittente, strumenti di misure termiche, batterie, 4 antenne



Nome: Sputnik II

Missione: 3 novembre 1957 - 14 aprile 1958

Massa: 508 kg

Carico pagante: Laika (Laika sopravvisse solo per poche ore dopo il lancio. Morì per il caldo, probabilmente a causa di un malfunzionamento del sistema di controllo termico. Era in ogni caso previsto di avvelenarla prima del rientro in atmosfera).

Sistemi di bordo: struttura, rigenerazione aria, pressurizzazione e controllo termico, acqua e cibo, gestione rifiuti, elettrodi di monitoraggio delle funzioni vitali del carico pagante, trasmittente, batterie...

F. Stesina - Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici 2012/2013

4



Vostok 1: Yuri Gagarin

Il lancio della Vostok-1 (Oriente) avvenne dal cosmodromo di Baikonur, nell'odierno Kazakhstan, alle ore 06.07 UTC del 12 aprile 1961 per mezzo del vettore R-7 adattato.

La Vostok-1 compì un'orbita ellittica intorno alla Terra con inclinazione 64.95°, periodo 89.34 min, apogeo 315 km, perigeo 169 km.

La missione terminò dopo 1 ora e 48 minuti, quando la capsula e il suo passeggero atterrarono in territorio russo. L'atterraggio avvenne tramite paracadute. Gagarin fu espulso a 7 km di quota e arrivò al suolo col suo paracadute alle 08.05 UTC, la Vostok 10 minuti prima.

Crew Size: 1
 Diameter: 2.3 m sphere
 Mass: 2,460 kg
 Heat Shield Mass: 837 kg
 Recovery equipment: 151 kg
 Parachute deploys at 2.5 km altitude
 Crew seat and provisions: 336 kg
 Crew ejects at 7 km altitude
 Ballistic reentry acceleration: 8 g
 (78 m/s²)

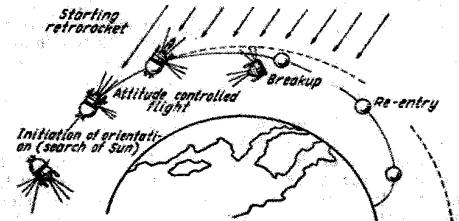
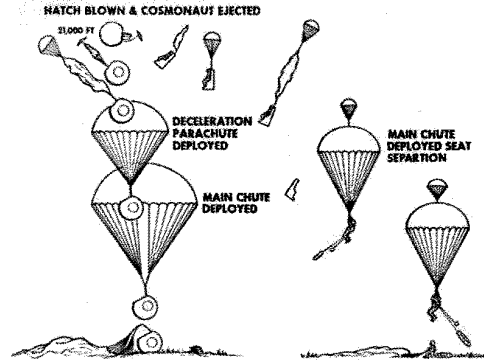


Diagram of descent of the Vostok spaceship from orbit.

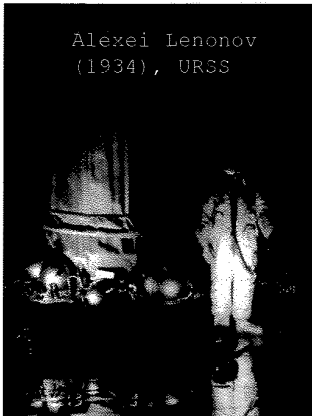
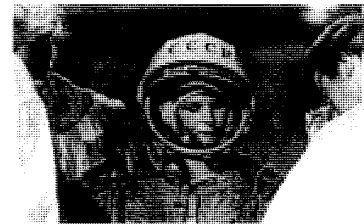
LANDING SEQUENCE OF VOSTOK & COSMONAUT



La prima donna nello spazio e ... la prima passeggiata spaziale

Nome missione: Vostok-6
Lancio: Baikonur, 16 giugno 1963, 09:29 UTC
Rientro: 19 giugno 1963, 08:20 UTC
Orbita: circolare 165 km
Inclinazione: 64.9°
Periodo orbitale: 88 minuti circa
Massa capsula: 4.7 t
Numero orbite: 48
Caratteristiche missione: il Vostok 6 fu lanciato due giorni dopo il Vostok 5. Le due capsule orbitarono contemporaneamente attorno alla Terra, e in un punto passarono a 5 km l'una dall'altra comunicando fra loro

Valentina Tereshkova (1937), URSS



Alexei Leonov
(1934), URSS

Le capsule Voskhod differivano dalle Vostok nella capacità di ospitare 3 astronauti.

Nella missione Voskhod 2 tuttavia erano a bordo solo due uomini, uno dei quali fu impegnato nella prima Attività Extra-Veicolare (EVA) della storia (1965). Il posto del terzo uomo era occupato dalla chiusa d'aria, estraibile e gonfiabile, che in condizioni di trasporto era un cilindro di diametro 70 cm e altezza 77 cm.

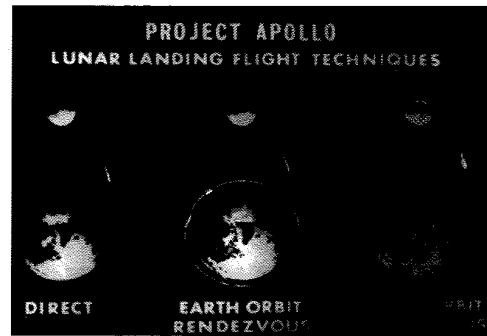
Alexei Leonov passò prima dal modulo pressurizzato alla chiusa d'aria e poi nel vuoto dello spazio, dove rimase per alcuni minuti.



Le missioni Apollo

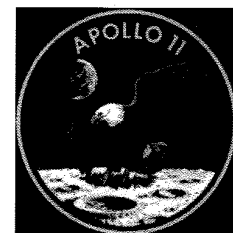
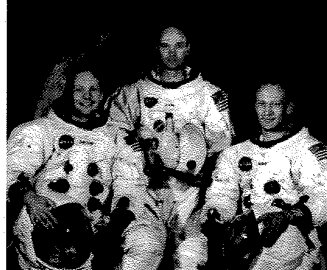
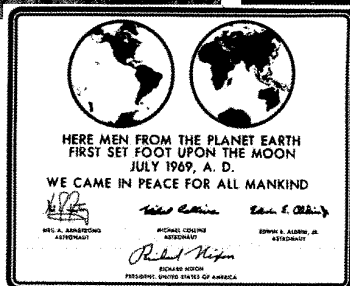
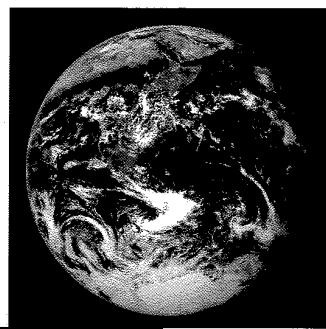
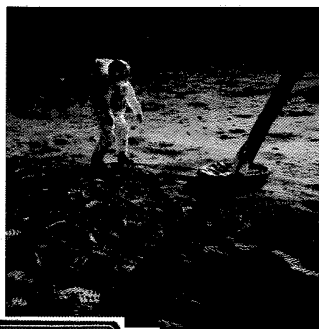
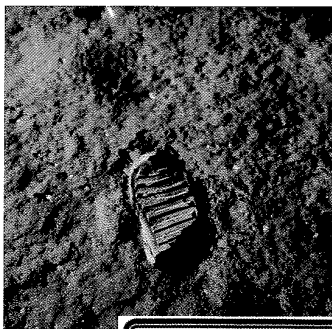
"...I believe that this nation should commit itself to achieving the goal, before this decade is out, of landing a man on the Moon and returning him safely to the Earth. No single space project in this period will be more impressive to mankind, or more important in the long-range exploration of space; and none will be so difficult or expensive to accomplish..." (J.F.Kennedy - 25 maggio 1961)

- La missione fu progettata da John **Houbolt** e prevedeva un rendez-vous in orbita lunare (LOR).
- L'Apollo era costituito da due moduli: il CSM (modulo di comando e servizio) e il LM/LEM (modulo lunare/Modulo di escursione lunare), i ben noti rispettivamente Columbia e Eagle nella missione 11.
- Il CSM era a sua volta costituito da una capsula di sopravvivenza per i tre astronauti munita di protezione termica (lo scudo termico) per il rientro nell'atmosfera terrestre (modulo di comando) e dalla parte elettronica e di sostentamento energetico per il modulo di comando, cosiddetta modulo di servizio. L'LM, una volta separato dal CSM, doveva garantire la sopravvivenza ai due astronauti che sarebbero scesi sulla superficie lunare.
- Il modulo lunare doveva svolgere una funzione di ascesa e di discesa sul suolo lunare. Terminata questa fase avrebbe dovuto agganciarsi con il CSM, in orbita lunare, per il ritorno sulla Terra. Questo piano presentava il vantaggio che l'LM, dopo essersi staccato dal CSM, era molto leggero, quindi più manovrabile. Inoltre sarebbe stato possibile utilizzare un solo razzo Saturn V. Nonostante questo, quando la scelta definitiva ricadde sul LOR, non tutti i tecnici erano concordi, specialmente per le difficoltà che presentavano i numerosi agganci e sganci che avrebbero dovuto fare i moduli.



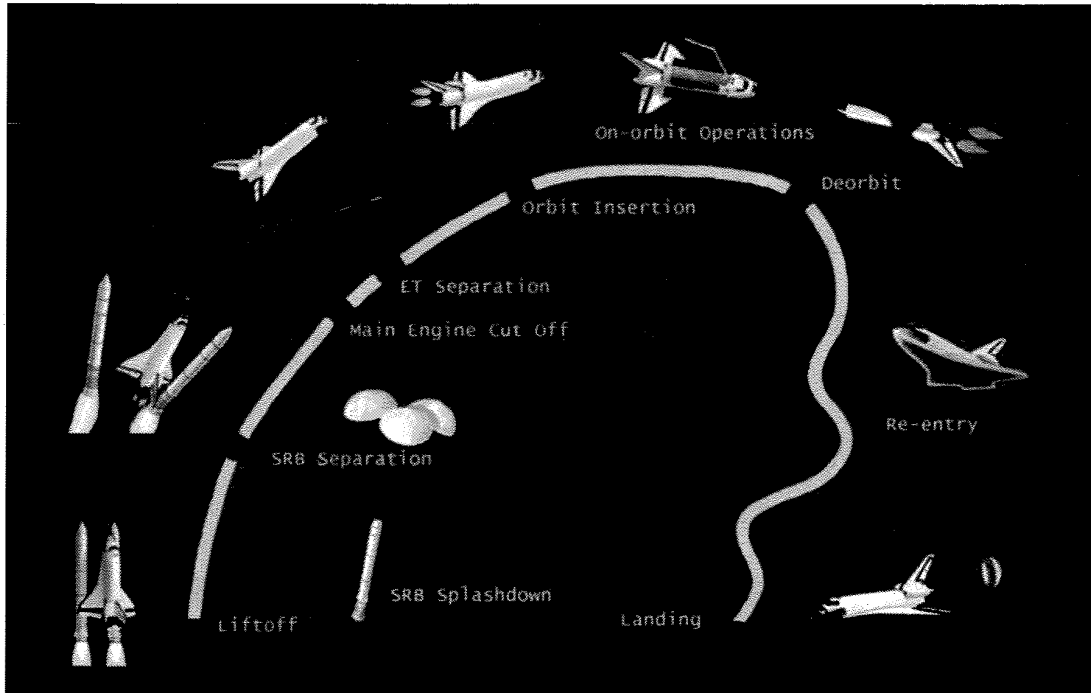
La conquista della LUNA

- 21 luglio 1969, 02:56 UTC: "that's one small step for man, one giant leap for mankind" - Neil Armstrong, comandante missione Apollo 11.





Profilo di missione dello Shuttle



Le stazioni spaziali

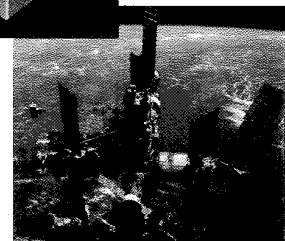
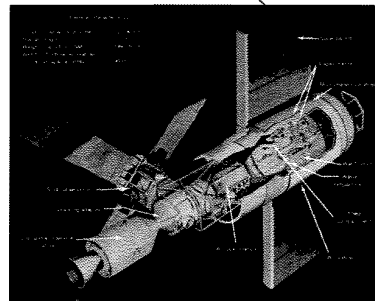
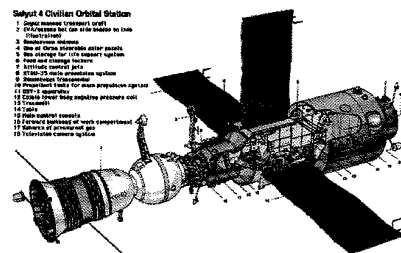
La motivazione alla base del programma Space Shuttle era la realizzazione di un veicolo di trasporto per servire la stazione spaziale orbitante.

I primi a mettere in orbita una stazione spaziale furono ancora una volta i russi, che nel 1971 diedero inizio al programma di stazioni Salyut.

Gli americani seguirono nel 1973 con lo Skylab.

La prima stazione spaziale davvero strutturata fu la russa MIR, operativa dal 1986 al 2001, che venne usata da equipaggi di diverse nazioni.

A oggi è ancora in fase di realizzazione ma già operativa la International Space Station, ISS, il cui primo modulo (Zarya) fu messo in orbita nel novembre 1998.

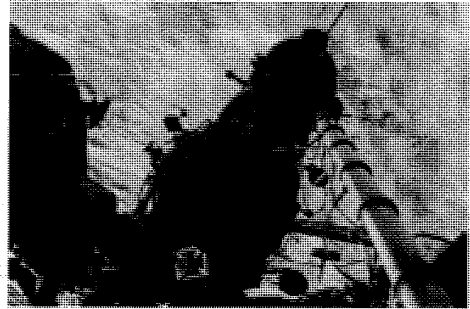
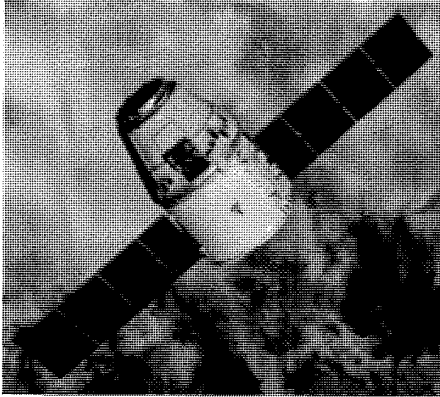




ISS

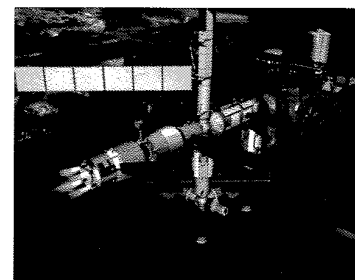
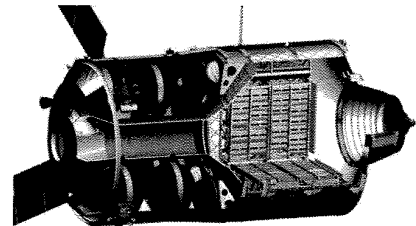
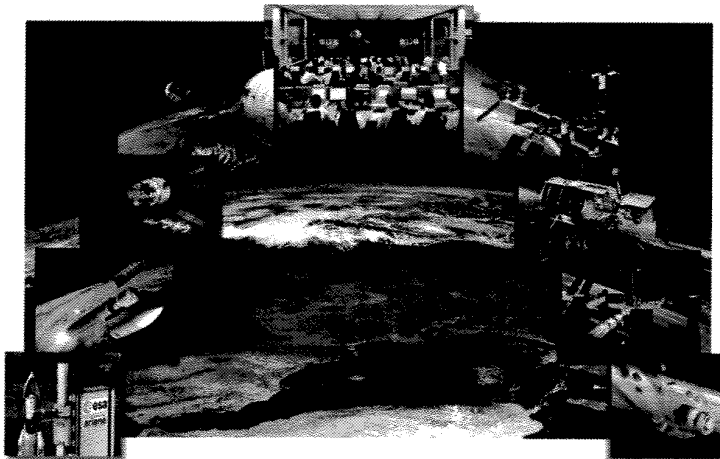
•**Cupola** is a seven window observatory, used to view Earth and docking spacecraft. Its name derives from the Italian word cupola, which means "dome".

- Rassvet**: docking port
- Leonardo**
- Cranes and robotic arms**



ATV

Automated transfer vehicle: è un veicolo per il rifornimento della ISS. Una volta agganciato, resta sulla stazione per 6 mesi durante i quali viene utilizzato come un normale modulo pressurizzato. Alla fine di questo periodo, viene riempito dei rifiuti della stazione e staccato, quindi si distrugge durante il rientro in atmosfera: NON è riutilizzabile.



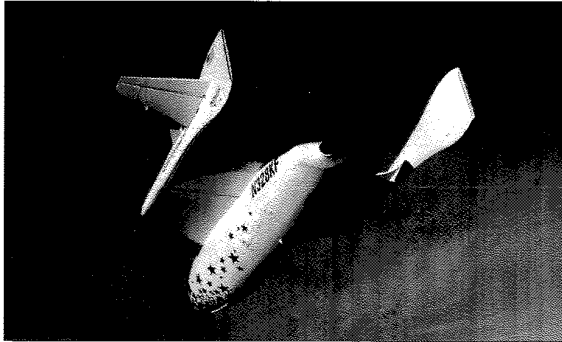


I voli suborbitali

I voli suborbitali sono voli in cui il veicolo lanciato supera i 100 km di altitudine, ma non viene immesso in orbita terrestre.

I primi voli nello spazio furono suborbitali, e in genere i primi voli di test sono di questo genere.

L'interesse ai nostri giorni sta nel pensare ai voli suborbitali in chiave commerciale!!!!



Space Ship One (nel 2004 ha vinto l'X-prize)



Why Space? ... Because ...

Getting into space is



DANGEROUS

EXPENSIVE

BUT

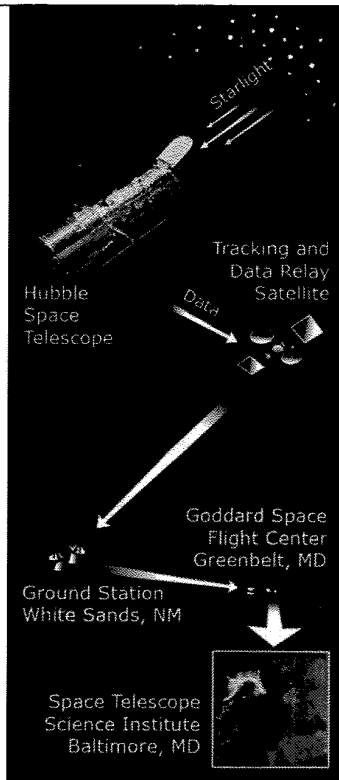
SPACE OFFERS MANY ADVANTAGES FOR MODERN SOCIETY:

- ➔ GLOBAL PERSPECTIVE
- ➔ CLEAR VIEW OF THE HEAVENS
- ➔ FREE-FALL ENVIRONMENT
- ➔ ABUNDANT RESOURCES
- ➔ THE FINAL FRONTIER

<http://www.nasa.gov/externalflash/nasacity/index2.htm>



Hubble



Hubble's Name: NASA named the world's first space-based optical telescope after American astronomer Edwin P. Hubble (1889-1953). Dr. Hubble confirmed an "expanding" universe, which provided the foundation for the Big Bang theory.

Mission:

Launch: 24/04/1990 from space shuttle Discovery (STS-31)
 Deployment: April 25, 1990
 Mission Duration: Up to 20 years

Size:

Length: 43.5 ft (13.2 m)
 Weight: 24,500 lb (11,110 kg)
 Maximum Diameter: 14 ft (4.2 m)

Cost at Launch:

\$1.5 billion

Spaceflight Statistics:

Orbit: At an altitude of 307 nautical miles (569 km, or 353 miles), inclined 28.5 degrees to the equator (low-Earth orbit)
 Time to Complete One Orbit: 97 minutes
 Speed: 17,500 mph (28,000 km/h)
 First Image: May 20, 1990: Star Cluster NGC 3532

Data Statistics:

Hubble transmits about 120 gigabytes of science data every week. That's equal to about 3,600 feet (1,097 meters) of books on a shelf. The rapidly growing collection of pictures and data is stored on magneto-optical disks.

Power Needs:

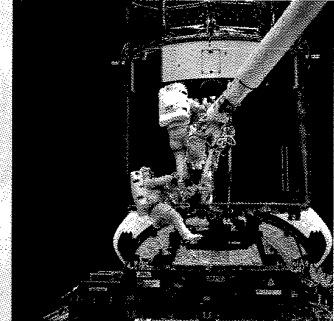
Energy Source: The Sun
 Mechanism: Two 25-foot solar panels
 Power usage: 2,800 watts

Pointing Accuracy:

In order to take images of distant, faint objects, Hubble must be extremely steady and accurate. The telescope is able to lock onto a target without deviating more than 7/1000th of an arcsecond, or about the width of a human hair seen at a distance of 1 mile.

Power Storage:

Batteries: 6 nickel-hydrogen (NiH)
 Storage Capacity: equal to 20 car batteries



F. Stesina - Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici 2012/2013



ADVANTAGES OF GETTING INTO SPACE



FREE-FALL ENVIRONMENT

Earth's gravity makes some manufacturing processes difficult if not impossible.

To form certain metal alloys, for example, we must blend two or more metals in just the right proportion. Unfortunately, gravity tends to pull the heavier metal to the bottom, making an uniform mixture difficult to obtain.

But space offers the solution. A manufacturing plant in orbit is literally falling toward Earth but never hitting it. This is a condition known as free-fall (NOT zero-gravity).

In free-fall there are **no contact** forces on an object, so it is said to be weightless. Astronauts in orbit experience no contact forces because they and their spacecraft are in free-fall, are not in contact with Earth's surface.

Unencumbered by the weight felt on the Earth's surface, factories in orbit can create exotic new metals for electronics or other advanced technologies, as well as for promising new pharmaceutical products to battle disease on Earth.



Using space

The most common space missions fall into four general areas:



COMMUNICATIONS



REMOTE SENSING



NAVIGATION



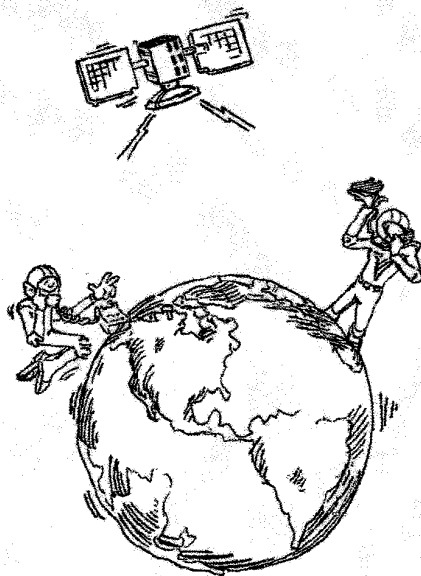
SCIENCE AND EXPLORATION



Using space



COMMUNICATIONS



Echo I has been the first communications satellite. It was put into orbit in 1960. Although Echo I was little more than a reflective balloon in low-Earth orbit, radio signals were bounced off it, demonstrating that space could be used to broaden our horizon of communication. (The Echo satellite program also provided the astronomical reference points required to accurately locate the Russian city of Moscow geographically. This improved accuracy was sought by the US Military for the purpose of targeting intercontinental ballistic missiles). An explosion of technology to exploit this idea quickly followed. Live television broadcasts by satellite from remote regions of the globe are now common on the nightly news.

Satellites are now used for a large percentage of commercial and government communications and for most domestic cable television. We are only now appreciating the impact of communications satellites on world development. Communication satellites have also been a boon to developing nations.

Eventually, a large collection of satellites in low-Earth orbit forms now several world-wide cellular phone networks. With these networks in place, anyone with a small portable phone will be able to call anyone else on the planet at the touch of a button.

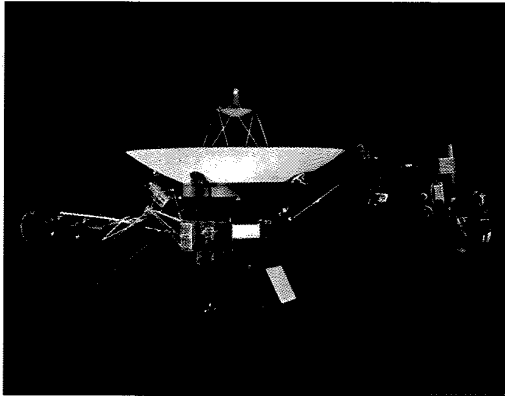


Using space

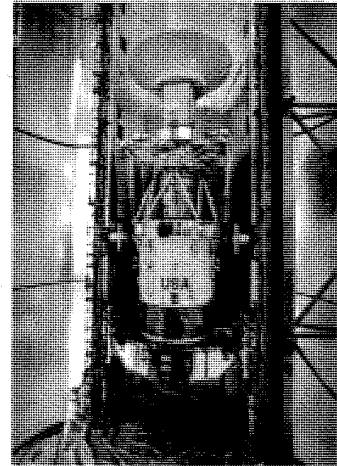


SCIENCE AND EXPLORATION

Since the dawn of the space age, dozens of satellites have been launched for purely scientific purposes. These mechanical explorers have helped to answer basic questions about the nature of the Earth, the solar system, and the Universe.



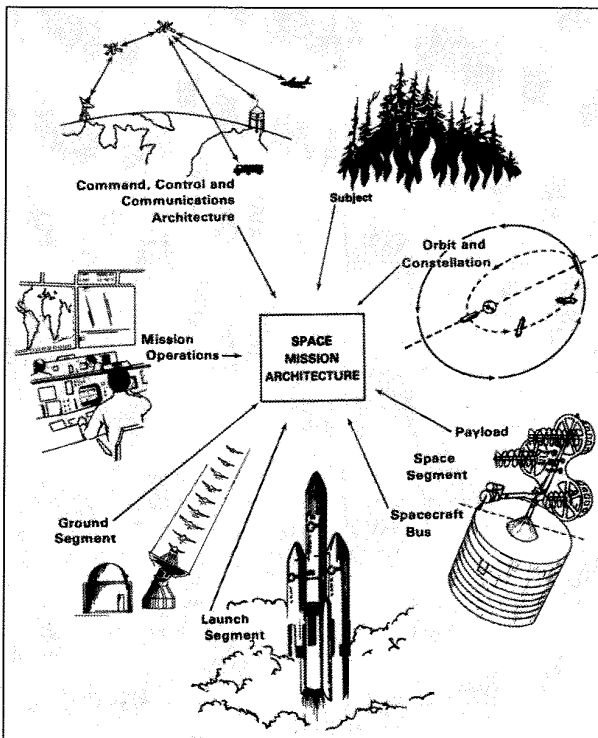
Voyager 1



Magellan



Elements of a space mission



The arrangement of these elements form the so-called Space Mission Architecture



Elements of a space mission

The **launch system** includes the launch facility, launch vehicle and upper stage required to place the spacecraft in orbit, as well as interfaces, payload fairing, and associated ground support equipment and facilities.

The **orbit** is the spacecraft's trajectory or path. Typically there is a separate initial parking orbit, transfer orbit, and final mission orbit. There may also be an end-of-life or disposal orbit. The mission orbit significantly influences every element of the mission and provides many options for trades in space mission architecture.

The **communications architecture** is the arrangement of components which satisfy the mission's communication, command and control requirements. It depends strongly on the amount and timing requirements of data to be transferred, as well as the number, location, availability and communicating ability of the space and ground assets.

The **ground system** consists of fixed and mobile ground stations around the globe connected by various data links. They allow us to command and track the spacecraft, receive and process telemetry and mission data, and distribute the information to the operators and users.

Mission operations consist of the people occupying the ground and space segments, the mission operations concept, and attendant policies, procedures and data flows.

A key consideration is the **command, control, and communications (C³) structure**, which contains the spacecraft, communications architectures, ground segment, and mission operations elements



References, Acknowledgement & Copyright

- "Space mission", Sabrina Corpino, Lectures for the course Aerospace Systems (Sistemi aerospaziali) del corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale.
- Lezioni del corso di "PROGETTO DI MISSIONI E SISTEMI SPAZIALI" (corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale), Sabrina Corpino.
- "Space mission analysis and design", W.Larson & J. Wertz, Space Technology Library, Springer, 2003.

- Il presente materiale è rivolto agli studenti del corso di Equipaggiamenti di Bordo e Sistemi Avionici del corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale.

- Per la riproduzione, la stampa e l'utilizzo totale o parziale estranei agli scopi del suddetto corso deve essere fatta richiesta all'autore inviando una e-mail all'indirizzo fabrizio.stesina@polito.it

L'autore ringrazia la **Prof. Sabrina CORPINO** e l'**Ing. Raffaele MOZZILLO** per il materiale e il supporto fornito alla realizzazione di queste slides.



Where is the space?

If space is a place, where is it?

We know space begins somewhere above our heads, but how far?

If you get into a powerful jet fighter plane and push the envelope of its ability, you can barely make it to a height where the sky takes on a purplish colour and stars become visible in the light of day. But even then, you are not in space.

Only by climbing aboard a rocket can you escape entirely above Earth's atmosphere into the realm we normally think of as space*.

You can be addressed as an "astronaut" only if you get higher than 100 km.

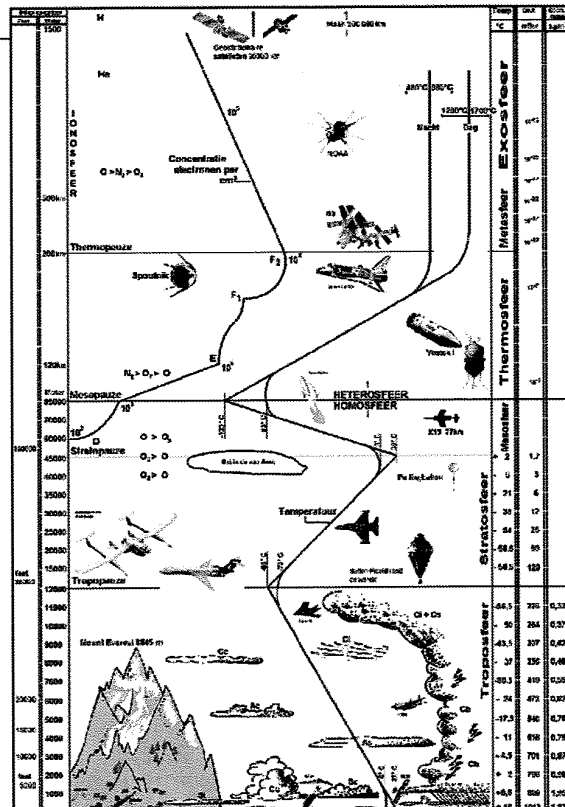
The line between where the atmosphere ends and space begins is by no means clear. There is no universally accepted definition of precisely where space begins.

For our purposes, space begins at the altitude where an object in orbit will remain in orbit briefly (only a day or two in some cases) before the wispy air molecules in the upper atmosphere drag it back to Earth. This occurs above an altitude of about 130 km.

* In June 21st 2004 the Space Ship One demonstrated that you can get to space with a vehicle other than a rocket, but in any case you can not be put into orbit.



The atmosphere and above ...



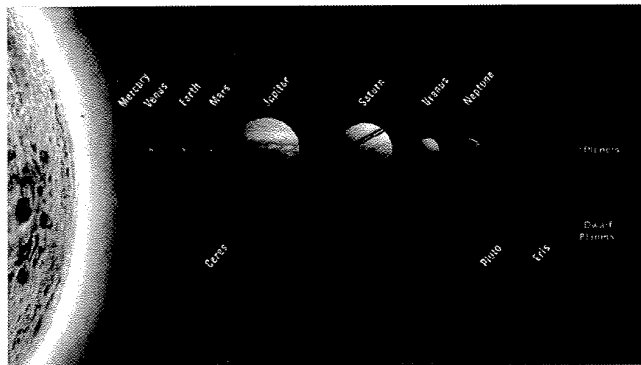


The Solar System

Table 2.1 Solar system parameters

Object	Mass (10^{24} kg)	Radius* (10^3 km)	Density (g/cm ³)	Angular momentum (10^{46} g cm ² /s)	Average velocity (10^3 km/s)	<i>r</i>	<i>e</i>	<i>i</i>	τ
Sun	1.99×10^6	69.6	1.409	170 [†]	—	—	—	—	—
Mercury	0.33	0.243	5.46	0.906	47.9	57.9	0.2056	7.004	0.241
Venus	4.87	0.605	5.23	18.5	35.1	108.2	0.0068	3.394	0.615
Earth	5.97	0.638	5.52	26.7	29.8	149.6	0.0167	0.0	1.000
Mars	0.642	0.340	3.92	3.52	24.2	227.9	0.0934	1.850	1.881
Jupiter	1899	7.16	1.31	19400	13.1	778.3	0.0484	1.305	11.862
Saturn	568	6.0	0.7	7840	9.64	1427	0.0557	2.490	29.46
Uranus	87.2	2.54	1.3	1700	6.81	2870	0.0472	0.773	84.01
Neptune	102	2.47	4.66	2500	5.44	4497	0.0086	1.774	164.79
Pluto	0.66	0.32	4.9	17.9	4.75	5900	0.253	17.14	248.43

* Values of equatorial radius
[†] Spin angular momentum of Sun
r = mean distance to Sun (10^6 km) ($r_e = 1$ AU)
e = eccentricity of orbit
i = inclination of orbit plane relative to ecliptic
 τ = sidereal period in years



The Solar System

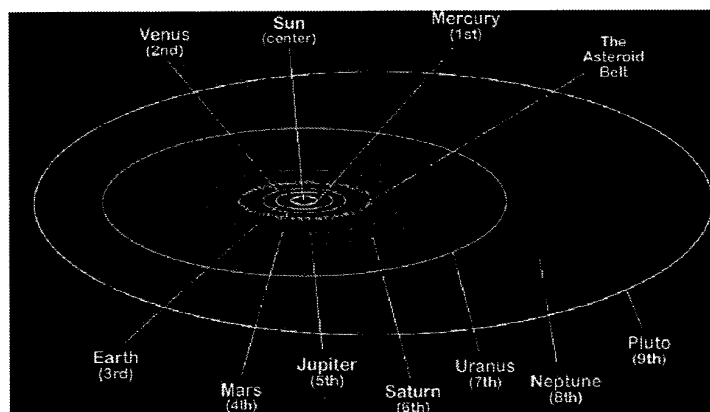
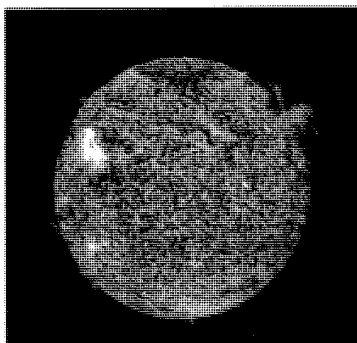
The Sun has the biggest effect on the space environment.

The Sun is just one small, yellow star out of billions in the galaxy. Fuelled by nuclear fusion, the Sun combines 600 million tons of hydrogen each second.

We are most interested in two by-products of the fusion process:

Electromagnetic radiation

Charged particles





Waves

- Wavelength λ : distance from crest to crest [m]
- Frequency f : number of waves/cycles that go by in one second [Hz] (10 Hz means 10 cycles in one second)
- Speed of light in vacuum, c_0 : 3×10^8 m/s
- Speed of light, c : c_0/n

The following relationship exists: $\lambda = c/f$

Energy in EM radiation is related to the number of waves that hit you over a given time (ten waves hitting in one second - 10 Hz - will deliver twice the energy of five waves - 5 Hz).

This energy relationship can be expressed as: $Q = h \cdot f$

Where:

Q : energy [J]

f : frequency [Hz]

h : Planck's constant = 6.626×10^{-34} Js



Waves' energy

$$Q = h \cdot f$$

This equation shows more energy is available at higher frequencies, so higher frequency waves have more energy than lower frequency waves. That is why we can walk through radio waves all day long, but one large dose of gamma rays can be lethal.

Everything above the temperature of absolute 0 K, emits EM radiation. All objects will emit energy at different wavelengths depending on their material properties and temperature. The classical explanation for this phenomenon is that thermal radiation begins with accelerated, charged particles near the surface of an object. These charges then emit radiation like tiny little antennas. The thermally excited charges can have different accelerations, which explains why an object emits energy at many different wavelengths.

Max Planck refined this explanation and helped us to usher in the field of quantum physics. He postulated that energy is emitted in tiny bundles or "quanta" called photons. He has been able to develop a model which related the amount of power given off at specific wavelengths as a function of an object's temperature



Charged particles

Scientists model atoms with three building-block particles: protons, electrons and neutrons. Protons and electrons are known as *charged particles*, positive and negative respectively.

Perhaps the most dangerous aspect of the space environment is the pervasive influence of charged particles.

During the fusion process, intense heat is generated in the Sun's interior (more than 1.000.000 °C) → charged particles are in plasma state and don't stay put, because they respond to electric and magnetic fields:

- **Solar wind:** electrons and protons, as a stream, shoot away from the Sun at speeds of 300 to 700 km/s. At Earth the speed of the wind is 450 km/s, its density is 9 protons/cm³, and its kinetic temperature is 100000 K.
- **Solar flares:** occasionally, areas of the Sun's surface erupt in gigantic bursts of charged particles. These flares are sometimes so violent that they extend out to Earth's orbit. Fortunately, such large flares are infrequent and concentrated in specific regions of space, so they usually miss the Earth entirely.



Charged particles

-**Galactic cosmic rays (GCRs)** are high-energy particles which reach the vicinity of the Earth from outside the Solar System. These particles are similar to those found in the solar wind and flares, but they originate outside the solar system. We can say that GCRs represent the "solar wind" from distant stars. In many cases, however, GCRs are much more massive and energetic than particles of solar origin. Ironically, the thing that protect us on Earth from these sources of charged particles creates a third source potentially harmful to orbiting spacecraft and astronauts, the Van Allen radiation belts.



SEP (Single Event Phenomena):

-*Bitflip*, or *single-event upset* (SEU): relative damages

-*Single-event latchup* (SEL): possible damages (protection is required)

-*Single-event burnout* (SEB): irreversible damages

GCRs can also generate background noise in various satellite subsystems such as sensors, infrared detectors, and components employing charge-coupled devices. In addition to increased noise signals, these rays create spurious events which can masquerade as real signals. The spurious signals can affect satellite subsystems depending on the genuine signals' frequency of occurrence, time duration, and repetition, as well as the sophistication of the sensor system.



Charged particles: Charging & Sputtering

As the charged particles from the solar wind get trapped in the magnetotail, the effect is similar to walking across a carpeted floor wearing socks. You eventually build up a static charge which discharges when you touch something metal, resulting in a nasty shock!

Spacecraft charging results when charges build up on different parts of the spacecraft as it moves through areas of concentrated charged particles. Once this charge build up, discharge can occur with disastrous effects, i.e. damage to surface coatings, degrading of solar panels, loss of power, or switching off or permanently damaging electronics.

These particles can also damage a spacecraft's surface because of their high speed. It is as if the spacecraft were being "sand blasted" by atomic-sized particles, sometimes referred to as sputtering. Over time, sputtering can damage a spacecraft's thermal coatings and sensors.



The near Earth environment

The Earth's atmosphere affects a spacecraft in low-Earth orbit (below about 966 km altitude) in two ways:

- ✓ DRAG, shortens orbit lifetimes
- ✓ ATOMIC OXYGEN, degrades spacecraft surfaces

Two terms are important to understand the atmosphere: pressure and density. As you go higher and higher, both the pressure and the density begin to decrease in a nearly exponential way. BUT ...

Earth's atmosphere doesn't just end abruptly. Even at fairly high altitude, up to 500 km, the atmosphere continues to create a drag on orbiting spacecraft. The drag depends on the air's density, the speed (intensity and direction), the shape and size of the spacecraft. It causes mainly the orbit decay. Between 130 and 600 km, it will vary greatly depending on how the atmosphere changes due to variations in solar activity. Acting over months or years, drag can cause spacecraft in these orbits to gradually lose altitude until they enter the atmosphere to burn up.

Above 600 km the atmosphere is so thin that the drag is almost insignificant.

At sea level air is composed of about 21% oxygen, 78% nitrogen and 1% miscellaneous other gasses, such as argon and carbon dioxide. Oxygen atoms like to hang up in groups of two called molecules, O₂. Under normal conditions, when an oxygen molecule splits apart for some reason, the atoms quickly reform into a new molecule. In the upper parts of the atmosphere, oxygen molecules are few and far between. When radiation and charged particles cause them to split apart, they are left by themselves as *atomic oxygen*, O.

If we expose a piece of steel to water for a few days it starts to rust. Rust, chemically speaking, is *oxidation*. It occurs when oxygen molecules in the air combine with the metal. The problem is bad enough with O₂, but the reaction is much, much worse when O by itself is present. Spacecraft exposed to atomic oxygen experience breakdown or rusting of their surfaces, which weakens components, change their thermal characteristics, and can degrade sensors.



Gravity

An object in ^{CADUTA-LIBERA} free-fall, as the term implies, is falling under the influence of gravity, free from any other forces.

The free-fall environment of space offers many potential opportunities for space manufacturing. On Earth if two materials are mixed, such as rocks and water, the heavier rocks will sink to the bottom. In free-fall we can mix materials in proportions impossible on Earth. Thus, we can make exotic and useful metal alloys for electronics and other applications, or biological materials for new types of drugs and testing methods.

However, free-fall has its ^{inconveniente} drawbacks. One area of frustration for engineers is handling fluids in space.

Anyway, these problems are relatively minor compared to the profound physiological problems humans experience when exposed to free-fall for long periods.



Micrometeoroids & space ^{DETRITI} debris

Space is not empty. It is full of "debris".

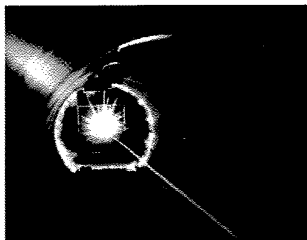
-Natural debris (20000 tons): dust, meteoroids, chunks of asteroids, comets

-"Human" debris: broken satellites, pieces of old booster segments or satellites, and even an astronaut's glove have remained in space.

Track the space object: NORAD (at least 40000 golf-ball-sized pieces are also in orbit). To make matters worse, there are also billions of much smaller pieces.

If you get hit by a paint flake no big deal, right? WRONG!!!!!!

In low-Earth orbit, this small material is moving at a speed about 7000 m/s or greater when it hits. This gives it a great amount of energy.



Energy flash of a hypervelocity impact during simulation

Mitigation of the generation of additional space debris

1. "Passivation" of spent upper stages by the release of residual fuels.
2. Taking satellites out of orbit at the end of their operational life using "terminator tether".
3. Controlled de-orbit (if object works)
4. If deorbiting is not possible, the spacecraft can be brought to a graveyard orbit where no operational satellites are present.
5. "sweep" existing space debris back into Earth's atmosphere.
6. Debris capture missions



Environmental effects on humans

The ozone layer and the magnetosphere protect us from charged particles and EM radiation down here on Earth. In space, we are well above the ozone layer and may enter the Van Allen radiation belts or even leave the Earth altogether, thus exposing ourselves to the full force of galactic cosmic rays.

From the standpoint of biological damage, we can treat exposure to EM radiation and charged particles in much the same way. The overall severity of this damage depends on the total dosage, which is the measure of accumulated radiation or charged particle exposure.

Quantifying the dosage depends on the energy contained in the radiation/particle and the *relative biological effectiveness* (RBE). Dosage energy is measured in terms of RAD (one RAD = 100 erg of energy per gram of target material).

The RBE represents the destructive power of the dosage on living tissue.

EM radiation RBE = 1

Charged particle RBE \geq 10

The total dosage is then quantified as the product of RAD and RBE to get a dosage measurement in *roentgen equivalent man* (REM). The REM dosage is cumulative over a person's entire lifetime.

The potential effects on humans exposed to radiation/charged particles depends to some extent on the time over which a dosage occurs. 50-REM dosage accumulated in one day will be much more harmful than the same dosage spread over one year. Such short-time dosages are called *acute dosages*.



Environmental effects on humans

Effects of acute radiation and charged particles dosages on humans are:

- Blood count changes
- Vomiting
- Diarrhoea
- Cancer
- Cataracts
- Death

Except for solar flares, which can cause very high short-term dosages with the associated effects, astronauts are most concerned with dosage spread over an entire mission or career.

NASA sets dosage limits for astronauts at 50 REM per year. By comparison, workers in nuclear industry are limited to 5 REM per year.

EVA are not planned while passing the South Atlantic Anomaly, where the Van Allen belts dip toward the Earth.

Living one year in Houston, at sea-level, gives you a dosage of 0.1 REM; living one year in Denver, high altitude, gives you 0.2 REM. Certain medical procedures also contribute to our lifetime dosage. For example, one chest x-ray gives you 0.01 REM exposure.

FASE PRE-LANCIO

- BISOGNA PIANIFICARE OGNI COSA ANCHE LA RICARICA DELLE BATTERIE!

FASE DI LANCIO

NELLA FASE DI ACCENSIONE DEI MOTORI A TERRA VI SONO NUMEROSI VIBRAZIONI CHE STRESSANO MOLTO LA STRUTTURA.



Launch phase

The acoustic/vibration environment

It is due to both the operation of the launch vehicle's main engines, and also the aerodynamic buffeting as the vehicle rises through the lower region of the Earth's atmosphere.

Two peak levels occur:

✓ The first peak occurs at the moment of lift-off. The overall build-up of the rocket motor firing and the exhaust products reflected from the ground reaches a peak at launcher release. During ascent the contribution from ground reflection decreases, but a variety of mechanical components (ex: liquid fuel turbo-pump operation) continue to excite the overall launch vehicle structure. The vibration is not only directly transmitted to the spacecraft through structural components but it also excites the launch shroud to generate a secondary acoustic field. For light, flexible components such as the solar array, the acoustic environment may be more severe than the mechanically induced vibration.

✓ The second peak in the acoustic field occurs during transonic flight. The launch shroud is again excited, this time by the unsteady flow field around the vehicle.



Launch phase

Acceleration during ascent

Table 5.2 - Maximum values of quasistatic and dynamic g-loads in SC interfaces during launch and in-flight

Operations event	g-load	
	Axial	Transverse
Launch: during motion in TLC and after exit from TLC	1.7±0.5 ±1.0	±0.3 ±0.8
I st stage flight:		
maximum of dynamic pressure	3.0±0.5	0.3±0.25
maximum of axial g-load	7.3±0.5	0.1±0.5
2 nd stage flight - maximum of axial g-load	7.71	0.15
Upper stage flight	-0.5	-

For manned flight it is necessary to place the astronauts in a suitable position to withstand peak acceleration levels. Greatest protection is provided when the astronaut is on his/her back during launch.

DNEPR LV g-LOADS:

During flight, except of the longitudinal axis mean tension, transverse and lateral g-loads may act in any direction simultaneously with longitudinal g-load.

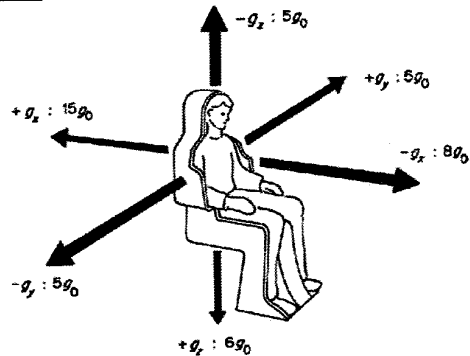


Figure 2.4 Typical tolerance to sustained linear acceleration as a function of direction of acceleration



Launch phase

Mechanical shock

Mechanical shock is experienced when devices such as latches or explosive bolts are used, or at ignition of rocket motor stages and their subsequent separation, launch vehicle/payload separation, or when docking or landing.

These instantaneous events can provide extremely high acceleration levels lasting only a few milliseconds locally, and in some cases to the complete system. Their frequency spectrum is characterized by high-frequency components. In the case of Ariane during payload separation the peak excitation that the satellite must survive is some 2000g₀ at frequencies above 1.5 kHz.

1 + IMPORTANTI AVVENGONO IN SALITA E NELLE FASI DI RIVASCIO DI OGGETTI E PARTI CHE SONO COLLEGATE MECCANICAMENTE O CON PIROTECNICI

MOI SATELLITI NON POSSONO METTERE NESSUN OGGETTO VITALE NEI PRESSI DEI PIROTECNICI

Dnepr LV

The shock loads are wideband-damping processes which are characterized by the shock spectrum aside. The source of shock loads in the spacecraft attachment zones is the triggering of pyrotechnic separation devices.

Table 5.10- Shock spectra

Frequency, Hz	SC separation	Separation of fairing US and neighboring SC
	Shock spectrum values, g	
30	5	5
50	10	10
100	25	25
200	100	100
500	350	350
1000	1000	1000
2000	1000	1000
5000	3000	1000
10000	3000	1000
Number of impacts	1	10 to 5

SPAZIO

24/04/2013

Lo spazio è stato per molto tempo sviluppato da Russi e Americani. Il periodo della guerra fredda ha sviluppato gli interessi x questo settore che venne sfruttato x fare propaganda.

Slide 2 Il primo pioniere del settore fu questo russo che esplicito matematicamente il principio per il quale si può ottenere della spinta

negli Stati Uniti R.C. costruì il primo razzo a propulsione liquida → pochi secondi!!

Slide 3 I primi pionieri del settore, i visionari, ebbero idee che magari vennero sviluppate decenni dopo comunque ebbero tutti notevole fantasia!

V.B. lavoro x il nazismo e fu preso x matto xché x primo sostenne la possibilità di conquistare lo spazio ⇒ venne arrestato e poi x le sue doti venne liberato e permise lo sviluppo di V2 ⇒ in seguito collaborò con gli Americani e la nascente NASA ⇒ teorizzò x primo voli sulla luna e Marte!!

Slide 6 Per primi nello spazio arrivarono i russi!

LAIKA fu il 1° essere vivente nello spazio nel 2° SPUTNIK che era dotato di sistemi che favorivano la vita a bordo → pressurizzazione, controllo termico ecc... ⇒ muore x un errore del sistema termico!