



Corso Luigi Einaudi, 55 - Torino

**Appunti universitari**

**Tesi di laurea**

**Cartoleria e cancelleria**

**Stampa file e fotocopie**

**Print on demand**

**Rilegature**

NUMERO: 1597A -

ANNO: 2015

# **A P P U N T I**

STUDENTE: Samake

MATERIA: Sistemi di Bordo Aerospaziali. Prof.Maggiore

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.**

Esistono l'ultima lezione da l'esperto!

## ORARIO

TORINO - FACOLTA' DI INGEGNERIA - CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE Sistemi di bordo aerospaziali ANNO: 3 - Periodo Didattico: Il Semestre Docente: PAOLO MAGGIORE	
8.30-10.00	10.00-11.30
LUNEDI	Aula: 1B
MARTEDI	
MERCOLEDI	Aula: 29
GIOVEDI	Aula: 29
VENERDI	

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

2

## Laboratorio

Il corso sarà accompagnato da una attività di laboratorio con l'ambiente Matlab-Simulink che permetterà di approfondire l'uso dell'importante metodologia della SIMULAZIONE, fornendo anche rudimenti di "Teoria dei Sistemi".

Causa limitata capienza dei LAIB per migliorare l'efficacia didattica sarà necessario suddividersi in gruppi (3 o 4). In assenza di disponibilità dei laboratori si provvederà a svolgere le esercitazioni in aula.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

4

## Corso di Sistemi di Bordo Aerospaziali

01MZBLZ

3°Anno - Laurea in Ingegneria Aerospaziale

### Introduzione al Corso

Paolo Maggiore – [paolo.maggiore@polito.it](mailto:paolo.maggiore@polito.it)

Marzo 2014

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

1

## Impostazione corso

- Lezioni (~46 h)
- Laboratorio\* (~4 h): Matlab - Simulink
- Esercitazioni (~10 h): risoluzione problemi

\* Introduzione all'uso dello strumento Matlab – Simulink; l'attività potrebbe essere svolta in aula in funzione della disponibilità dei LAIB.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

3

## Definizione

La visione sistemistica definisce una tipica gerarchia legata all'importanza delle funzioni svolte.

- 1) Sistema: per es. il velivolo → funzione svolta: controllo dell'assetto.
- 2) Sotto-sistema: per es. impianto idraulico → funzione svolta: azionamento comandi di volo.
- 3) Componente: per es. attuatore → funzione svolta: movimento superficie mobile.

In un velivolo, di qualsiasi categoria esso sia, sono necessari un certo numero di sotto-sistemi; il loro numero, la loro complessità, la loro importanza ai fini dell'utilizzo della macchina, saranno maggiori o minori a seconda della classe del velivolo. Dunque, saranno ridotti al minimo gli impianti di un alante, mentre saranno «esasperati» gli impianti di un velivolo da combattimento, di un satellite o di un modulo spaziale abitato.

*n° di sottosistemi = f(complessità velivolo)*

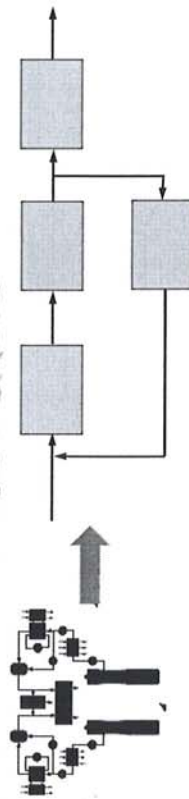
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

9

## Sotto-sistema

La definizione di impianto appena data può essere applicata praticamente a qualsiasi sotto-sistema del sistema aerospaziale; ciò che meglio specifica la natura dell'impianto è il fatto di essere costituito da componenti, separati e ben distinti (anche dal punto di vista funzionale), uniti da elementi di trasporto (fluido, corrente, energia, informazioni, ecc..).

*Nella trasposizione ai blocchi ogni blocco ha out=f(in)  
I velivoli sono causa-effetto*



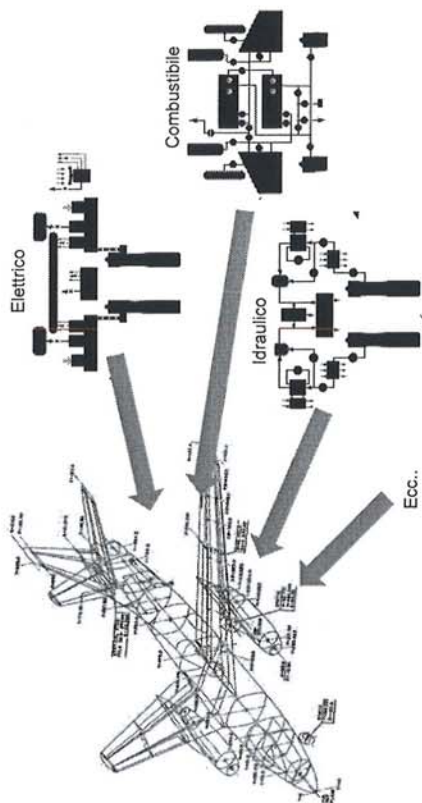
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

11

## Sistema a sotto-sistemi

Sistema principale

Sotto-sistemi (impianti)

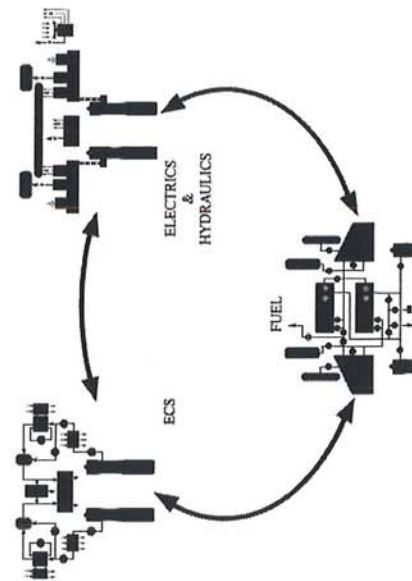


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

10

## Interazione tra sotto-sistemi

Ad aggiungere complessità alla tematica concorre anche la necessità di integrazione/interazione tra sotto-sistemi, al fine di consentire all'espletazione di funzioni complesse di elevato livello.



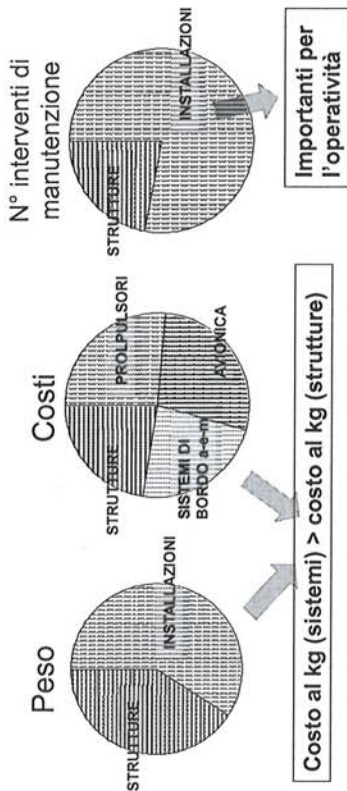
*Posso trasmettere informazioni*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

12

## Importanza dei sistemi di bordo

L'importanza degli impianti è evidenziata dall'incidenza che essi hanno su un velivolo in termini di percentuale in peso o in costo. Queste percentuali, molto variabili in funzione della classe del velivolo, possono arrivare al 40% - 60% del peso a vuoto del velivolo o del sistema spaziale. Per quanto riguarda i costi l'importanza degli impianti è anche maggiore.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

17

## Suddivisione dei "general systems"

Escludendo, quindi, il gruppo di propulsione i principali impianti di bordo sono i seguenti:

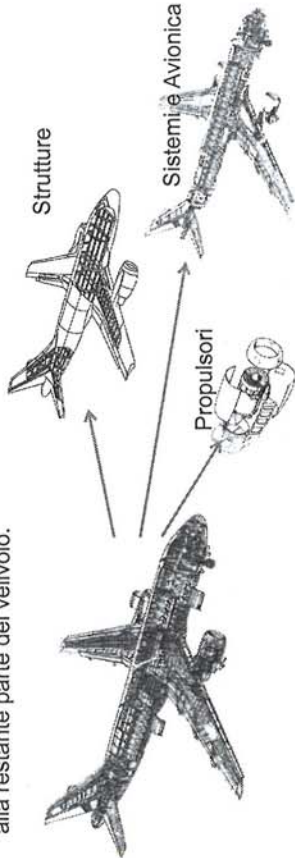
- IDRAULICO
  - PNEUMATICO
  - ELETTRICO
  - COMANDI DI VOLO
  - COMBUSTIBILE
  - CARRELLO D'ATTERRAGGIO
  - ANTIGHIACCIO
  - PRESSURIZZAZIONE
  - CONDIZIONAMENTO
  - ANTI-INCENDIO
  - STRUMENTI DI BORDO
- } General Systems

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

19

## Suddivisione del prodotto aerospaziale

Tradizionalmente, l'insieme velivolo viene scomposto in quattro grandi componenti: struttura, propulsori, sistemi e avionica che, almeno dal punto di vista dei costi - come visto in precedenza - per velivoli moderni, si spartiscono equamente l'intera «torta»; tale suddivisione concettuale ha delle motivazioni storiche, ma anche di competenza e metodologie di approccio nel progetto. I propulsori (engine) potrebbero anche essere considerati componenti dell'impianto di propulsione (power plant), ma vengono sempre studiati in modo autonomo e preliminare data la loro importanza fondamentale sulle prestazioni del velivolo e la diversità tecnologica che contraddistingue le parti in confronto alla restante parte del velivolo.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

18

## Sicurezza e affidabilità

Nel settore aerospaziale caratteristiche di primaria importanza giocano la Sicurezza e l'Affidabilità.

Sicurezza (Safety) = libertà di non essere sottoposti a rischi inaccettabili. *l'uomo non deve essere sottoposto a rischi*

Affidabilità (Reliability) = probabilità per un sistema di non avere guasti, in un certo periodo di osservazione ed in ben determinate condizioni operative.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

20

## Classificazione in base alla criticità

Fondamentale è l'importanza degli impianti di bordo sulla sicurezza e sulla riuscita (affidabilità) della missione. Si possono così riconoscere:

- **impianti primari:** un loro guasto può compromettere la sicurezza del velivolo e/o delle persone trasportate;
- **impianti secondari:** un loro guasto può degradare il comportamento della macchina e far abortire la missione, ma non ne compromette la sicurezza;
- **impianti ausiliari:** un loro guasto può degradare la missione o creare dei disagi, ma consente ugualmente di eseguire la missione.

Esempi per ciascuno di questi tre insiemi possono essere:

- comandi di volo;
- impianto di pressurizzazione;
- impianto di condizionamento.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

25

## Fattore ambientale

*Devo garantire il funzionamento in  $\Delta T$ ,  $\Delta P$  e  $\Delta \rho_{densità}$*

Il volo in quota porta come conseguenza alla riduzione di pressione, temperatura e densità dell'ambiente operativo; sono inoltre possibili variazioni notevoli di umidità.

La temperatura alla quale si trovano a dover operare i vari componenti dei sistemi di bordo può avere delle escursioni molto elevate: la possibile escursione della temperatura ambientale è dell'ordine dei  $-60^{\circ}\text{C}$  -  $+70^{\circ}\text{C}$ , la temperatura in zone vicine ai propulsori può essere attorno ai  $100$ - $150^{\circ}\text{C}$ , a regime, ma di  $-50^{\circ}\text{C}$  all'avviamento in zone fredde. Queste variazioni di temperatura hanno influenza sul modo di funzionare di componenti e sulle caratteristiche dei fluidi impiegati nei vari impianti.

L'umidità può variare sensibilmente con la quota e le condizioni meteorologiche: si può andare da aria praticamente secca ad ambienti con umidità relativa del 100%; a queste variazioni sono particolarmente sensibili i componenti elettrici.

Le variazioni di pressione possono avere influenza ad esempio provocando il passaggio di umidità attraverso i contenitori dei componenti elettrici.

La densità dell'aria è importante per quanto riguarda la capacità di smaltimento di calore, esigenza presente in tutti i componenti che, per quanto ottimizzati, non potranno mai avere un rendimento del 100%.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

27

## Peso

*Devo ponderare e in base di cosa. Per scegliere eff. ciente (peso) o leggerezza*

Il peso è ovviamente un'altra caratteristica essenziale per qualsiasi componente installato a bordo di un velivolo o di un veicolo spaziale.

In molti casi un aumento dell'efficienza e dell'affidabilità di un componente ne incrementa il peso.

Una ricerca esasperata di alto rendimento può quindi giocare un ruolo negativo in componenti a funzionamento discontinuo o eccezionale; per componenti di uso frequente o continuo è d'altra parte opportuno un aumento dell'efficienza anche a scapito di un aumento del peso perché questo può essere compensato da guadagni nei generatori di potenza e nelle linee di alimentazione.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

26

## Fattori operativi

I vari componenti devono essere in grado di resistere e di funzionare correttamente anche di fronte alle accelerazioni corrispondenti ai fattori di carico a contingenza del velivolo e a fattori locali. Critici sono anche gli effetti dovuti alle vibrazioni, che localmente possono indurre accelerazioni assai elevate.

Problemi particolari esistono poi, ovviamente, per gli impianti dei veicoli spaziali, problemi che variano sensibilmente anche con le varie fasi di volo; ad esempio, durante il lancio vi saranno forti accelerazioni e vibrazioni, durante il volo orbitale ci saranno problemi legati alla assenza di gravità, al fatto di operare in un ambiente privo di aria, con conseguenti difficoltà di scambio termico, alla presenza di radiazioni ionizzanti e di temperature estreme.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

28

## Progettazione sistemistica

Questi sono i passi principali in cui si articola la progettazione sistemistica:

- Ideare uno "schema a blocchi" dell'impianto;
- Creare un modello matematico, ossia scrivere le relazioni tra grandezze di interfaccia dei vari componenti tenendo presente che, in molti casi, l'output di un blocco sarà input per un altro;
- Risolvere il modello matematico, ossia trovare i valori per tutte grandezze di interfaccia di tutti i blocchi, (*molto usata la SIMULAZIONE*) che, quando saranno fisicamente realizzati, garantiranno un funzionamento ottimale dell'impianto;
- Si assegna un *Part Number* per ciascun componente;
- Per i vari componenti di cui si saranno definite le caratteristiche di interfaccia si emette una R.F.P. (Request For Proposal) inviata alle aziende componentistiche del settore;
- Si esaminano le risposte (offerte tecnico-economiche) e si sceglie la più conveniente per ogni componente che viene ordinato.

33

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

## Argomenti del corso

1. Sistemi di bordo aerospaziali
2. Cenni ai sistemi del propulsore
3. Cenni all'avionica
4. Cenni ai sistemi spaziali
5. Cenni alla manutenzione dei sistemi di bordo e alle infrastrutture aeroportuali

35

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

## Progettazione sistemistica

La PROGETTAZIONE SISTEMISTICA è modernamente considerata la più sofisticata ed anche la più redditizia.

**Altre attività dell'Azienda sistemistica:**

- Una volta inviati gli ordini ai vari fornitori (aziende componentistiche) si segue la loro progettazione, provvedendo agli inevitabili aggiustamenti del resto dell'impianto (colloquiando con gli altri fornitori) quando si manifesti l'opportunità di cambiare qualcosa rispetto alla specifica.
- Si conducono prove di integrazione sui prototipi dei componenti installandoli prima sui banchi di prova e poi eventualmente sui prototipi del velivolo che si vuole realizzare.
- La PRODUZIONE si limita all'installazione in linea di montaggio finale del velivolo.

34

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

## Argomenti del corso

- Per ogni sistema esaminato si daranno principi generali e funzioni e si descriveranno i principali componenti; si forniranno esempi di sistemi esistenti e, quando possibile, si imposteranno semplici calcoli, oggetto delle esercitazioni;
- Si presenteranno i sistemi contrassegnandoli con la "codifica ATA" (per chiarezza di seguito la si riporta per i principali sistemi aeronautici) valida per i velivoli civili, ma indicativa, almeno parzialmente, anche per velivoli da combattimento.

36

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

V 20 - + + + 0

## Conservazione dell'energia

Il primo principio della termodinamica impone la conservazione dell'energia; ragionamenti energetici portano a formulazioni utili per risolvere i problemi della meccanica dei fluidi. Un fluido ritenuto incompressibile in movimento possiede energia in forma cinetica, dovuta cioè alla sua velocità, ed in forma potenziale, dovuta cioè all'elevazione del condotto e alla pressione del fluido stesso.

Quando si studia il moto del fluido in un condotto si osservano le varie grandezze fisiche in sezioni di controllo fisse. Viene utile riferirsi all'energia per unità di massa, o di peso, o di volume del fluido.

Vediamo di seguito le varie forme di energia possedute dal fluido, per unità di volume.

Energia cinetica

Nel caso in esame, riferendosi all'unità di volume ed essendo  $\rho$  la densità, sarà:

$$E_c = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

41

## Conservazione dell'energia

Energia interna

L'energia interna è legata alla temperatura del fluido e al calore specifico a volume costante (fluido incompressibile) e, per unità di volume, si può scrivere:

$$E_i = c_v T$$

Conservazione dell'energia

Il primo principio della termodinamica assicura che l'energia viene conservata o meglio che le variazioni di energia in un sistema sono uguali al lavoro che viene esercitato sul sistema stesso. Per un tubo di flusso le variazioni complessive delle quattro energie sopra viste devono quindi uguagliare il lavoro ed i calori forniti dall'esterno:

$$P_2 + \frac{1}{2} \rho_2 v_2^2 + \rho_2 g z_2 + c_v T_2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho_1 v_1^2 + \rho_1 g z_1 + c_v T_1 + L + q$$

dove lavoro e calore sono considerati per unità di volume.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

43

## Conservazione dell'energia

Energia potenziale

L'energia potenziale, in senso classico, di una particella di fluido di massa  $m$  dipende dalla sua altezza  $z$  misurata da un piano arbitrario di riferimento. L'energia potenziale per unità di volume è quindi:

$$E_z = \rho g z$$

Energia di pressione

L'energia di pressione può essere elementarmente definita attraverso il lavoro che la pressione del fluido può compiere. Nell'ipotesi di avere a che fare con un volume unitario di fluido che scorre in un tubo a sezione e a pressione costanti il lavoro compiuto dal fluido per spostare il pistone di superficie unitaria per una lunghezza unitaria è:

$$E_p = p$$

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

42



**ATA Chapter Codes**

- 11 Placards
- 21 Air Conditioning & Pressurisation
- 22 AutoFlight - Autopilot, Autothrottle and Flight Guidance
- 23 Communications
- 24 Electrical Power
- 25 Equipment Furnishings
- 26 Fire Protection
- 27 Flight Controls
- 28 Fuel
- 29 Hydraulic Power
- 30 Ice and Rain Protection
- 31 Instruments
- 32 Landing Gear
- 33 Lights
- 34 Navigation
- 35 Oxygen
- 36 Pneumatics
- 38 Water/Waste
- 49 Auxiliary Power Unit
- 52 Doors
- 53 Fuselage
- 57 Wings
- 71 Engine Cowling, Mounts, Electrical Harness, etc.
- 72 Engine Core (Fan & Turbine)
- 73 Engine Fuel and Control
- 74 Engine Ignition
- 75 Engine Anti Ice
- 76 Engine Controls
- 77 Engine Indications
- 78 Engine Thrust Reverser and Exhaust Nozzle
- 79 Engine Oil Distribution and Indicating
- 80 Engine Starting
- 83 Engine Accessory Gearbox

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

**Stato attuale**

*la P.Fatta dal pilota ha effetto solo sup e quella sulla sup ha effetto sul pilota*

1. Comandi puramente meccanici (reversibili), ed per alianti e piccoli velivoli.
2. Servocomandi potenziati per via idraulica e di tipo fly-by-wire, per medi e grandi velivoli.
3. Servocomandi potenziati per via idraulica e di tipo fly-by-light, soprattutto per velivoli militari.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

Politecnico di Torino

Corso di "SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI"

**Comandi di volo**

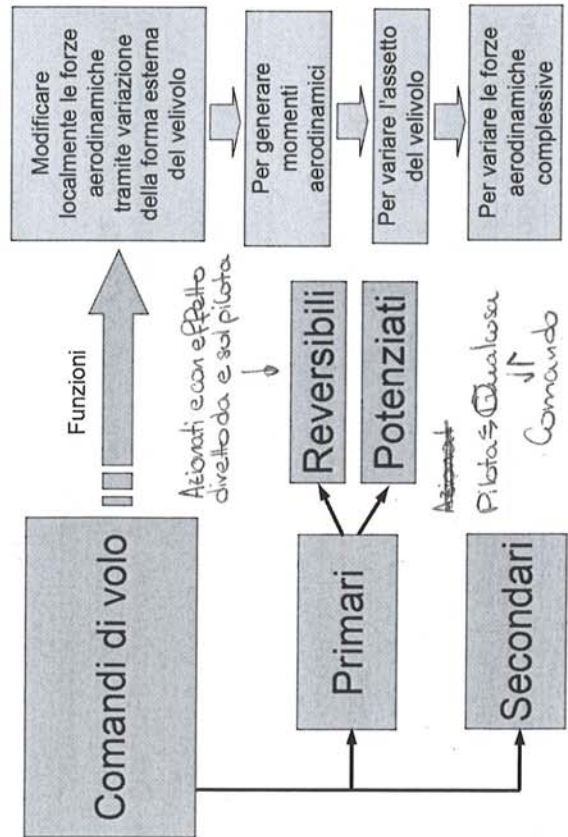
ATA 27

Anno Accademico 2012/2013

Paolo Maggiore

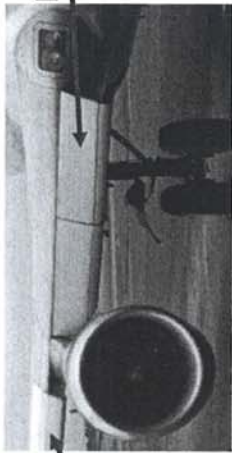
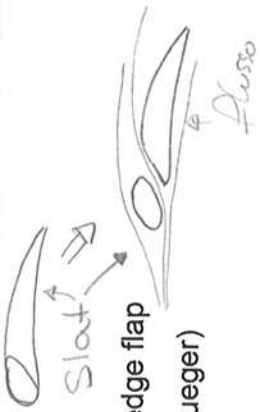
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

**Funzioni svolte**



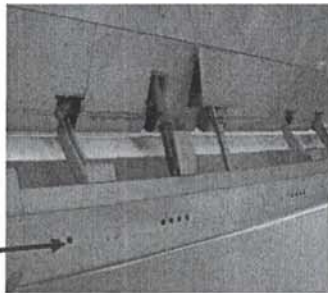
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

### Boeing 737: bordo d'attacc



Slat

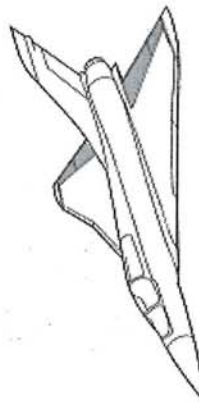
Leading edge flap (tipo Krueger)



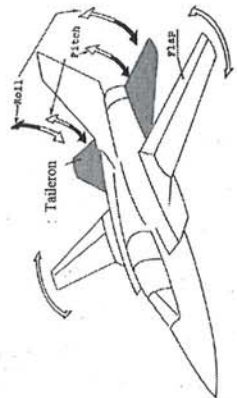
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

### Comandi di volo particolari (2)

Elevons (equilibratore + alettoni, per ali a delta senza impennaggio orizzontale)



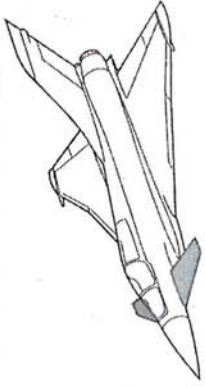
Tailerons (stabilizzatore + alettoni, a comando indipendente)



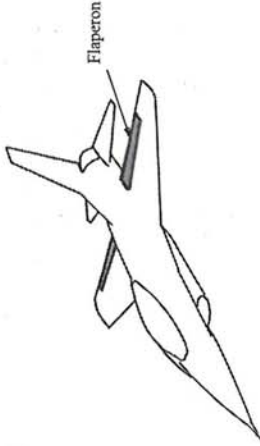
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

### Comandi di volo particolari (1)

Controllo addizionale di beccheggio con "canard"



Flaperons (flap + alettoni, a comando indipendente)



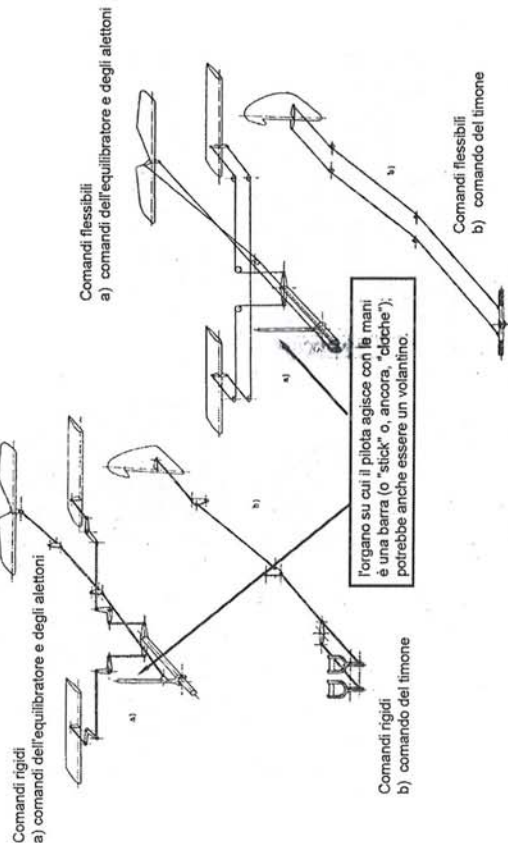
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Comandi di volo primari (1)

La figura successiva illustra un sistema di comandi di volo primari, con due differenti soluzioni costruttive, per un piccolo aeroplano.



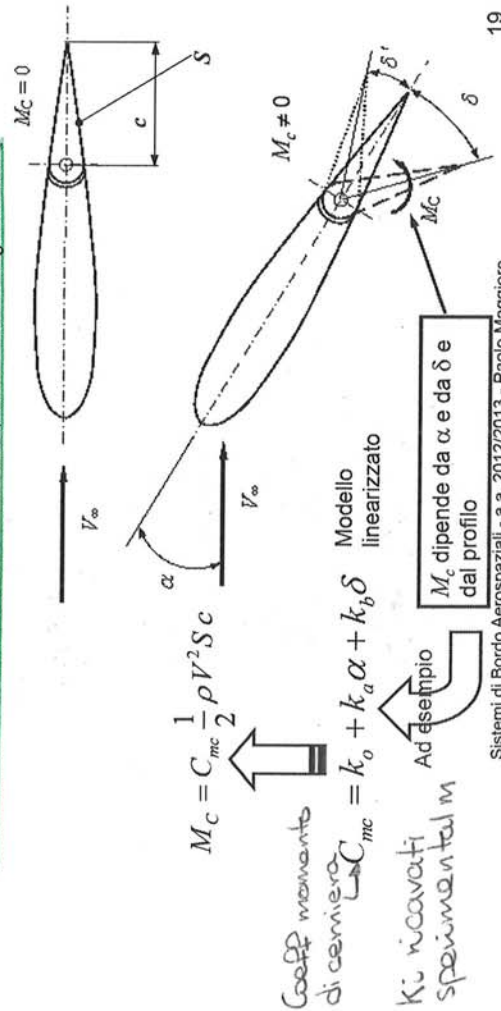
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

17

## Momento di cerniera

Nel caso particolare di velatura a profilo biconvesso simmetrico, investita con incidenza nulla, la superficie mobile anche se non bloccata si dispone in modo simmetrico, allineandosi al flusso, e non si sposta.

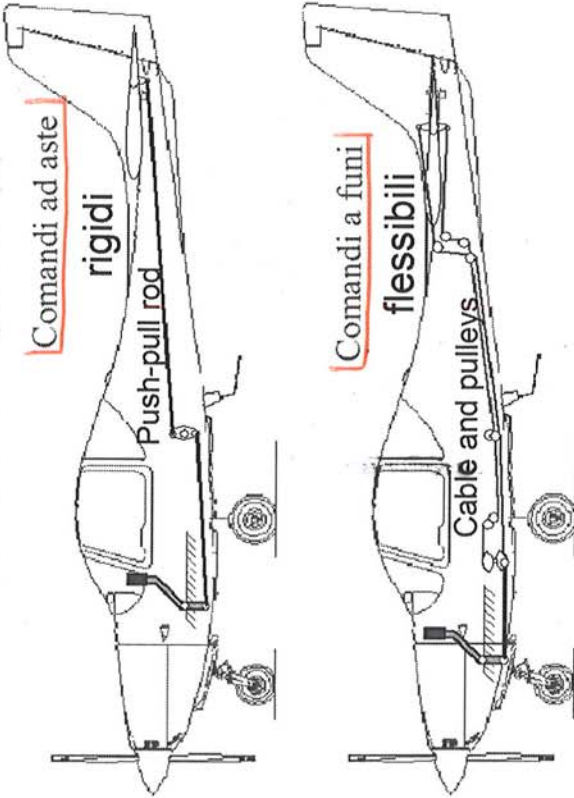
Viceversa se la velatura assume un'incidenza  $\alpha$  non nulla, causa l'asimmetria del flusso aerodinamico, la superficie mobile tende a ruotare, assumendo un angolo di barra.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

19

## Comandi di volo primari (2)



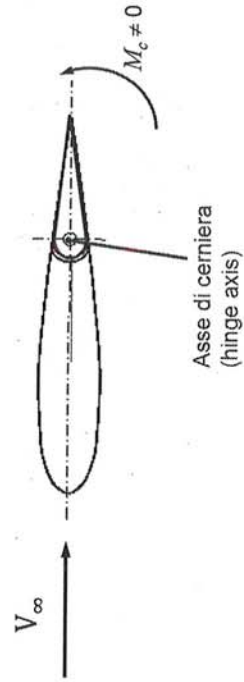
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

18

## Momento aerodinamico

All'aumentare dell'incidenza aerodinamica l'asimmetria del flusso porta alla tendenza della superficie mobile ad allinearsi al flusso.

Se si vuole mantenere in posizione asimmetrica la superficie mobile è necessario applicare un momento intorno all'asse di cerniera



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

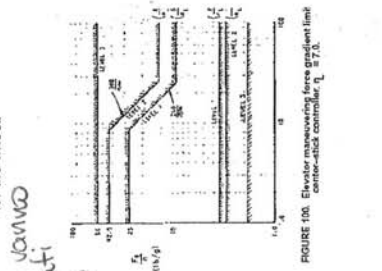
20

# MIL-HDBK 1797B

lo sforzo cresce in  $F$  (a causa della reazione del veicolo)  
 sulla cloche  
 quindi sul  
 pilota  
 quindi i  
 comandi vanno  
 bilanciati  
 ma devono  
 essere  
 proporzionali  
 a cedere

TABLE XVII. Pitch maneuvering force gradient limits.

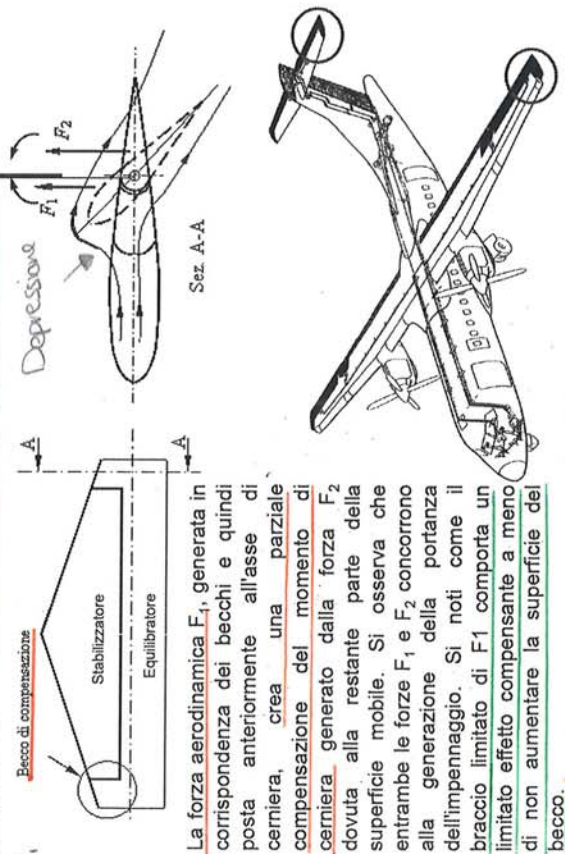
Level	Maximum Gradient ( $F^2/m_{max}$ , $g/g$ )	Maximum Gradient ( $F^2/m_{max}$ , $g/g$ )
a. Center stick controllers		
1	240 (m/s) but not more than 28.0 nor less than 55( $n_c - 1$ ) <sup>*</sup>	The greater of 21( $n_c - 1$ ) and 3.0
2	300 (m/s) but not more than 42.5 nor less than 65( $n_c - 1$ ) <sup>*</sup>	The greater of 18 and 3.0
3	56.0	The greater of 1 and 2.0
* For $n_c < 3$ , ( $F^2/m_{max}$ ) is 28.0 for Level 1, 42.5 for Level 2.		
b. Wheel controllers		
1	500 (m/s) but not more than 120.0 nor less than 120( $n_c - 1$ ) <sup>*</sup>	The greater of 35( $n_c - 1$ ) and 6.0
2	775 (m/s) but not more than 182.0 nor less than 182( $n_c - 1$ ) <sup>*</sup>	The greater of 30( $n_c - 1$ ) and 6.0
3	240.0	5.0



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Becchi di compensazione

Quando l'equilibrio va giù il becco va su e genera  $F_1$



La forza aerodinamica  $F_1$ , generata in corrispondenza dei becchi e quindi posta anteriormente all'asse di cerniera, crea una parziale compensazione del momento di cerniera generato dalla forza  $F_2$  dovuta alla restante parte della superficie mobile. Si osserva che entrambe le forze  $F_1$  e  $F_2$  concorrono alla generazione della portanza dell'impennaggio. Si noti come il braccio limitato di  $F_1$  comporta un limitato effetto compensante a meno di non aumentare la superficie del becco.

Problemi: resistenza aerodinamica, blocco per formazione di ghiaccio

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

# Compensazione aerodinamica

Ricordando le:

$$M_c = C_{mc} \frac{1}{2} \rho V^2 S c \quad C_{mc} = k_0 + k_\alpha \alpha + k_\delta \delta \quad F'' = \frac{b''}{b'' \cdot b'} M_c$$

appare chiaro come, per aerei di grosse dimensioni (S e c grandi) e/o veloci, possano derivare forze  $F''$  troppo elevate, incompatibili con un pilotaggio facile e comodo.

Il problema si risolve, sui comandi reversibili, con la compensazione aerodinamica, ossia un sistema per ridurre il coefficiente di momento di cerniera  $C_{mc}$ . La riduzione non deve, però, essere eccessiva per non far perdere al pilota la sensibilità del comando.

A parità di incremento di coefficiente di portanza creato dalla rotazione della superficie mobile, esistono due modi per ridurre il  $C_{mc}$ :

- a) becchi di compensazione
- b) aletta compensatrice (balance tab)

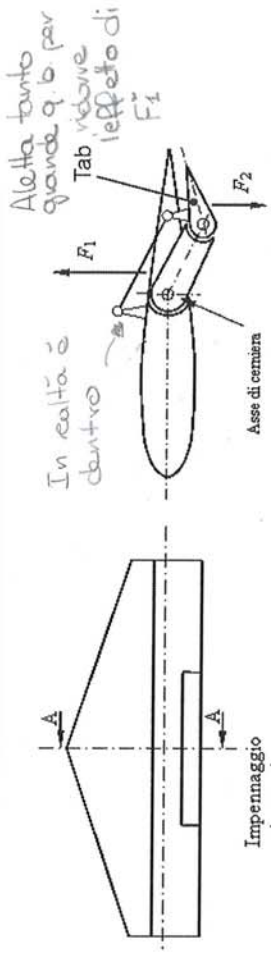
Non posso idonare le forze solo con leve perché occupa troppo spazio

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Aletta compensatrice

Non è il problema del ghiaccio

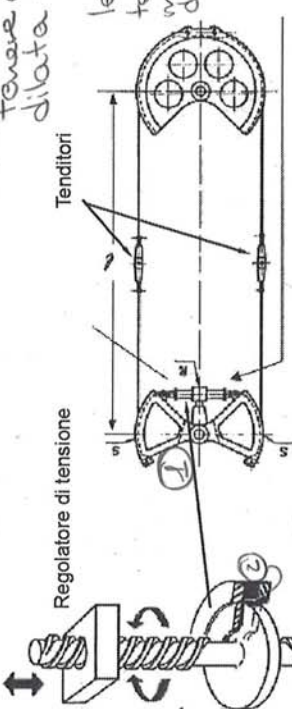
La forza  $F_2$  è generata dalla deflessione dell'aletta; la deflessione è in opposizione a quella della superficie mobile grazie al sistema a parallelogramma che collega l'aletta alla parte fissa dell'impennaggio. Il modulo della  $F_2$  è piccolo in confronto a quello della forza  $F_1$ , generata dalla restante parte della superficie mobile, e quindi l'efficacia del comando non è eccessivamente degradata. Tuttavia, essendo maggiore il braccio di  $F_2$  dall'asse di cerniera, nei confronti di  $F_1$ , il contributo alla riduzione del momento di cerniera non è trascurabile.



Con l'accorgimento della compensazione aerodinamica sarebbe quindi possibile realizzare sistemi di comandi primari di tipo reversibile su qualunque aeroplano, salvo problemi per attrito e gioco eccessivi nelle linee di comando, molto lunghe e articolate, dei velivoli di grandi dimensioni.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Regolatore di tensione (1)



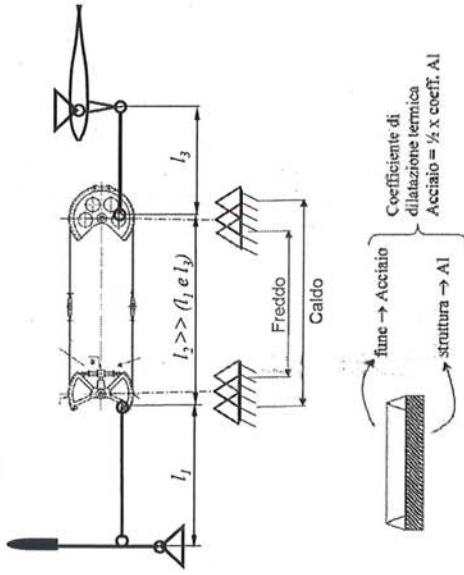
Ho una molla  
aspirale che  
si oppone allo  
scioglimento  
e tendono le  
estremità

le due caviglie  
tendono a dividersi  
ma sono contrastate  
dal puntone

Al momento del montaggio delle funi sulla linea di comando si imprime la corretta tensione tramite i tenditori che interagiscono con la reazione elastica del regolatore; tale tensione è scelta opportunamente come compromesso tra l'esigenza di evitare l'eccessivo incremento dell'attrito della linea di comando (reazione vincolare sui perni delle pulegge) e limitare il pericolo dello "scarrucoliamento" delle funi.

## Regolatore di tensione (2)

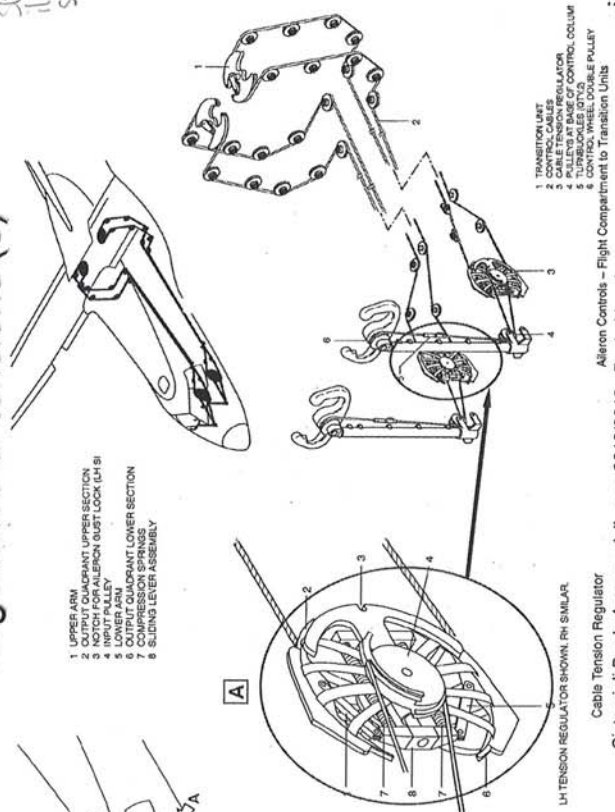
Il regolatore di tensione svolge la sua funzione in modo continuo per compensare le dilatazioni termiche differenziali a cui sono soggette le funi (acciaio) e la struttura primaria (lega d'alluminio).



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

33

## Regolatore di tensione (3)



Cable Tension Regulator

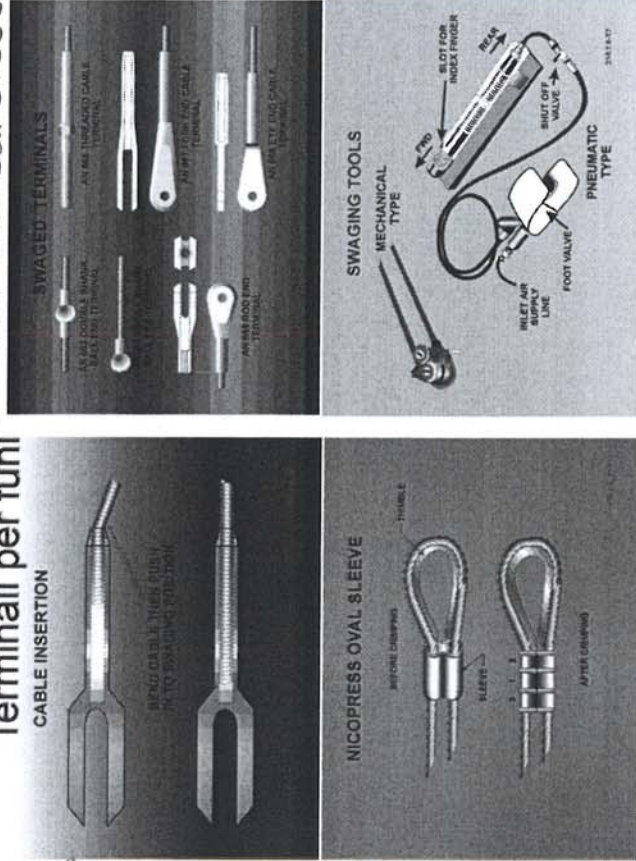
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

33

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

34

## Terminali per funi

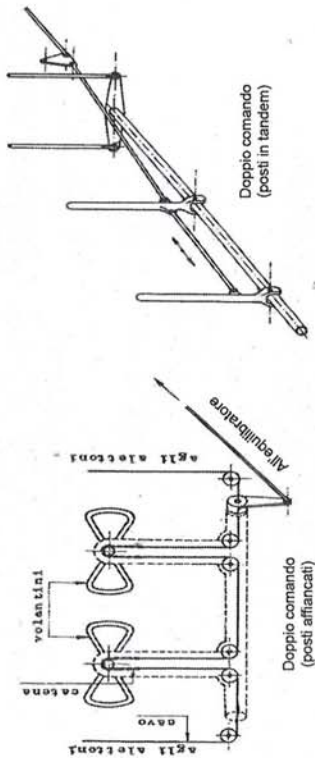


Tutti standardizzati

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

36

## Linee di comando reversibili



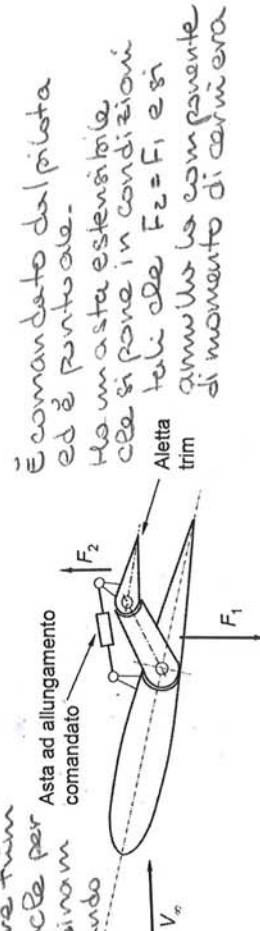
41

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Aletta correttiva (Aletta Trim o Trim Tab)

Il pilota, agendo tramite appositi comandi sull'asta ad allungamento variabile permette di ruotare l'aletta quanto basta ad annullare lo sforzo sui comandi in una opportuna posizione della superficie mobile. Il fenomeno per cui nasce l'azione di correzione è simile a quello della compensazione aerodinamica, ma per quanto riguarda gli aspetti funzionali con questo NON va assolutamente confuso.

Se non devo fare trim l'asta serve anche per compensare aerodinamicamente il comando quindi il comando è funzione



Ho una leva che, se attivata, va a eguagliare le forze! In un'altra volta equilibrio la dote sta in posizione di equilibrio e insieme in quella parte il nuovo zero da cui manovro.

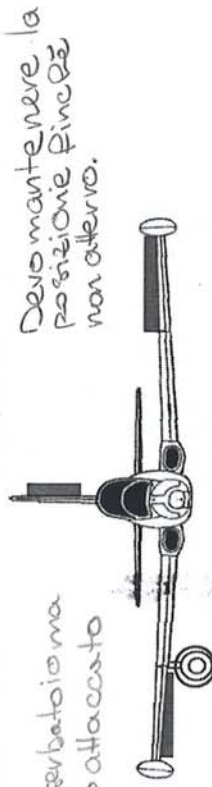
43

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Trim

I sistemi di trim sono dispositivi che permettono di annullare lo sforzo esercitato del pilota per il comando stante una certa posizione, da mantenere nel tempo, dell'organo comandante (barra, pedaliera o volante) e della corrispondente superficie mobile.

Se il pilota si trovasse a dover volare a lungo in una condizione di equilibrio variato, come nell'esempio in figura per un caso di carico sub-alare asimmetrico, sarebbe comodo che le superfici mobili si mantenessero nella posizione necessaria a garantire l'equilibrio senza sforzo sui comandi.



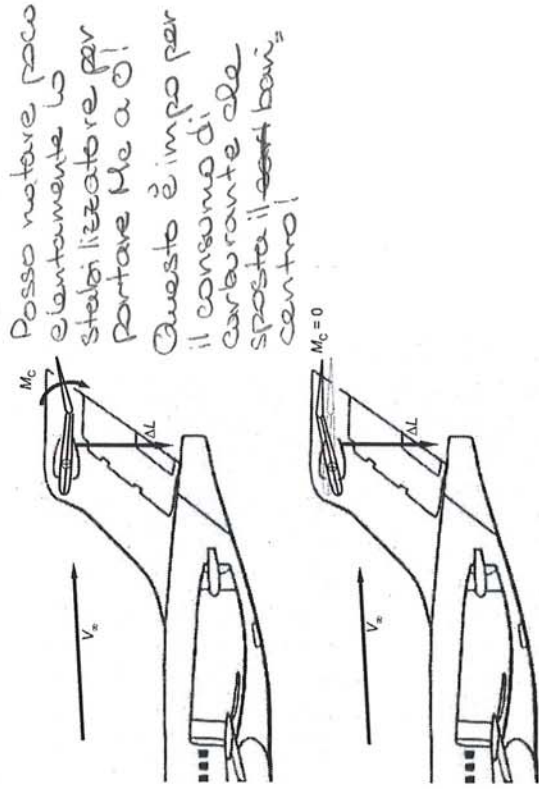
Le possibili soluzioni per realizzare il trim sono diverse a seconda che i comandi siano reversibili o potenziati.

Se i comandi sono reversibili è necessario annullare il momento di cerniera: tale annullamento si può realizzare attraverso aletta correttiva o, nel caso di impennaggio orizzontale, di stabilizzatore a calettamento regolabile.

42

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

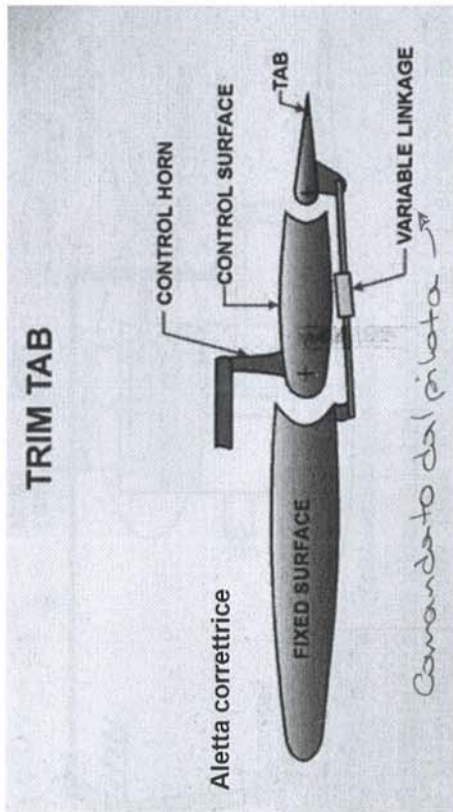
## Stabilizzatore a calettamento regolabile



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

44

...e, infine, anche quella dell'aletta correttrice



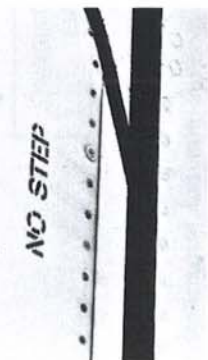
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Balance Panel (2)

Attraverso l'impianto pneumatico si pressurizzano due camere a ridosso del comando di volo, collegate con l'esterno attraverso due *vent gaps*. Il movimento della superficie di comando varia la luce delle *vent gaps*, consentendo un più agevole deflusso di aria in pressione verso l'esterno dalla parte che agevola il comando.

Questi dispositivi sono di particolare fattura e precisione, a tal punto che piccole modifiche accidentali potrebbero annullarne l'effetto o diventare addirittura deleterie per il volo.

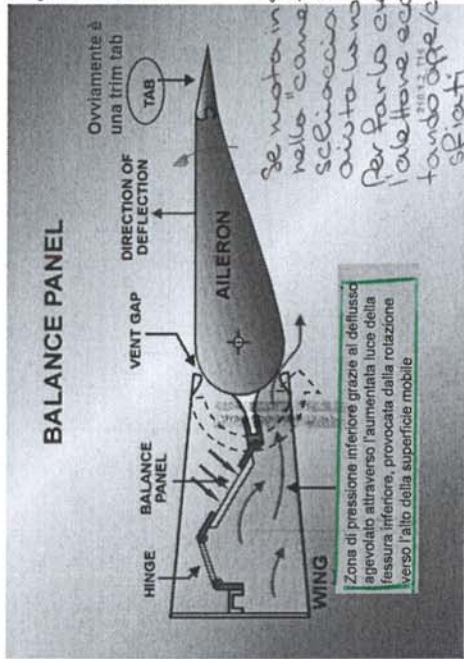
Onde evitare danneggiamenti, sulle semiali del velivolo, in corrispondenza dei balance panel, è sempre presente il segnale "NO STEP".



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Balance Panel (1)

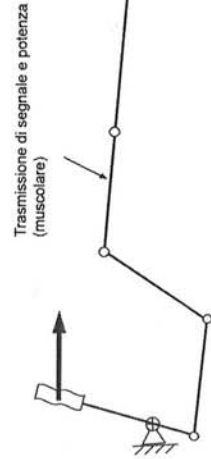
E' possibile abbinare alle alette compensatrici un dispositivo che sfrutta la differente pressurizzazione dei vani immediatamente a monte della cerniera della superficie mobile per contribuire alla riduzione del momento di cerniera. La pressione differenziale è creata tramite un restringimento asimmetrico al deflusso di aria "dinamica" esterna (ram air) causato dalla rotazione della superficie stessa.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Comandi di volo reversibili

Come è stato fin ora sottolineato, in sintesi, i comandi reversibili realizzano contemporaneamente trasmissioni di segnale (entità dello spostamento della superficie mobile) e potenza (sforzo muscolare che provoca la rotazione della superficie mobile)

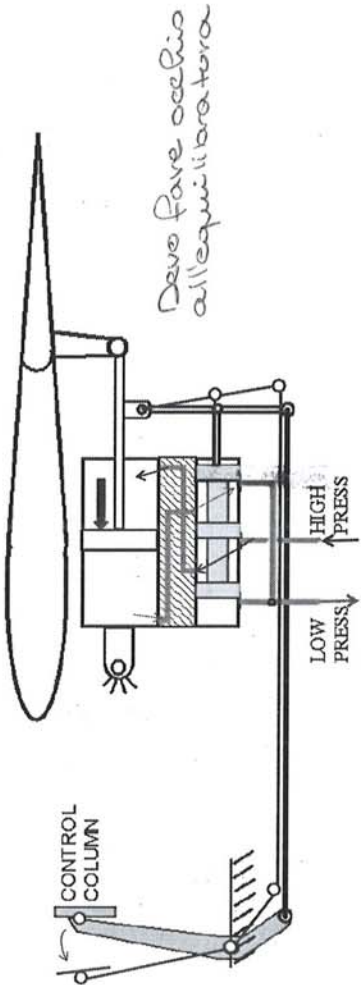


Sono stati concepiti comandi di volo in cui lo sforzo muscolare viene sostituito da potenza meccanica erogata da un apposito attuatore.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Comandi di volo potenziati (5)

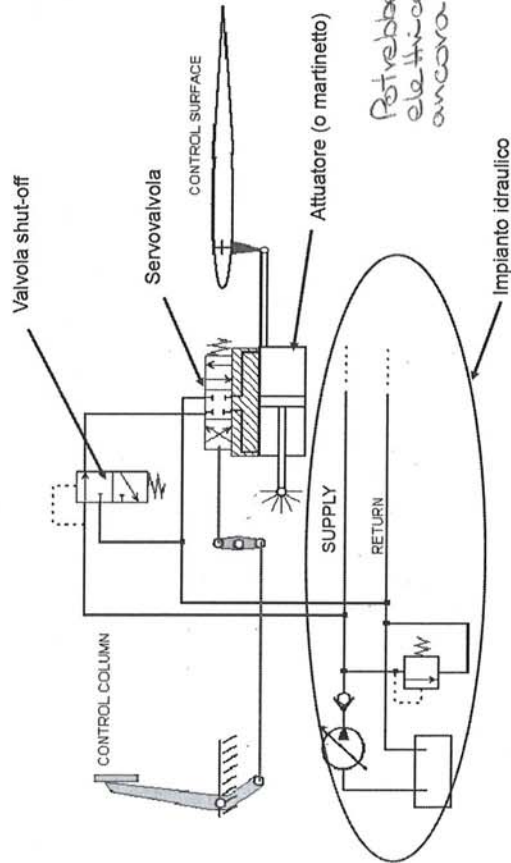
2<sup>a</sup> fase: l'olio in pressione entra nella camera di destra dell'attuatore e spinge il pistone verso sinistra. L'olio nella camera di sinistra esce attraverso l'altra via della servovalvola.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

57

## Comandi di volo potenziati (6)



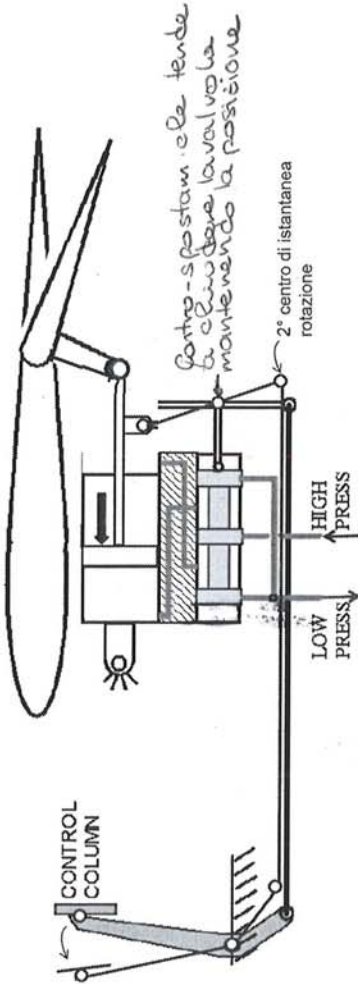
Anticipiamo il concetto di impianto idraulico (o oleodinamico).

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

59

## Comandi di volo potenziati (4)

3<sup>a</sup> fase: l'olio in pressione spinge il pistone verso sinistra. L'olio nella camera di sinistra esce attraverso l'altra via della servovalvola. L'asta di asservimento tende a richiudere la servovalvola ruotando attorno al nuovo centro di istantanea rotazione (il pilota mantiene la posizione). Il movimento continua automaticamente fino a quando lo spool chiude nuovamente l'afflusso di olio (posizione stabile).



Il comando è pronto ad un nuovo ciclo di spostamento partendo dalla nuova posizione di equilibrio.

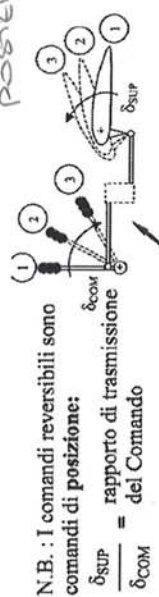
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

58

## Comandi di volo potenziati (6)

I comandi potenziati d'impiego aerospaziale appartengono sempre alla categoria dei comandi di posizione: il pilota comanda una posizione ben precisa e l'azionamento deve inseguire tale valore, facendo raggiungere la superficie mobile esattamente tale posizione, e il mantenerla fino al nuovo cambiamento deciso dal pilota. L'azionamento deve quindi effettuare continuamente la comparazione tra il valore di posizione comandata e quello della posizione effettivamente raggiunta: la differenza tra i due valori, denominata errore di posizione, muove la logica di azionamento che deve tendere automaticamente ad annullare tale errore. L'operazione può essere realizzata per via meccanica oppure, nei comandi di volo più moderni, per mezzo d'un calcolatore elettronico.

*Annullo l'errore di posizione*



Corrispondenza biunivoca comando-posizione

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

60



## Vantaggi dei comandi di volo potenziati

A fronte della maggiore complessità e costo del sistema, i comandi potenziati garantiscono alcuni vantaggi fondamentali, nei confronti dei comandi reversibili, riassumibili nei seguenti punti:

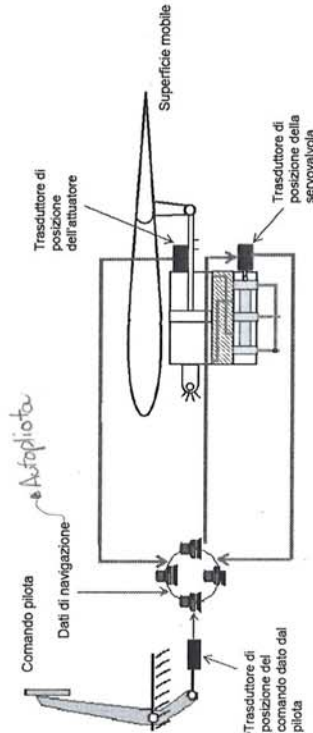
- a) maggior rigidezza, a comandi bloccati, delle superfici mobili: ovvero limitata deflessione della superficie mobile quando questa viene soggetta a carichi esterni con il pilota che tiene fisso l'organo di comando.
- b) A comandi liberi, ovvero con pilota che lascia ad esempio l'impugnatura della barra, le superfici mobili non sono libere di fluttuare, ma si portano in una posizione neutra sotto l'azione del richiamo del sistema di sensibilità artificiale.
- c) Non c'è più bisogno della compensazione aerodinamica in quanto le forze che muovono le superfici vengono esercitate da appositi organi attuatori, di tipo elettrico od oleodinamico.

*Esistono ancora servopiani con compensazione e trim in caso di Quasto*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

65

## Comandi fly-by-wire (2)



*Potenziatori o trasduttori o turbaltri (robota)*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

67

## Comandi fly-by-wire (1)

Nascono dalla volontà di eliminare la trasmissione meccanica del segnale di comando, dal pilota alle servovalvole degli attuatori. È un data-bus digitale con calcolatore che riceve input e

- Comandi di volo coadiuvati da computer di bordo da autopilot
- Tecnologia nata analogica anni '70, attualmente digitale
- Vasto impiego militare, specialmente per velivoli instabili (sistemi di stabilità artificiale\*)  
*coadiuvati + avremo piano*  
*La classe 80 dell'aeroplano con il 3 plus*
- Civile: Concorde, A320, A319, A321, A330, A340, A380, B777, B787.

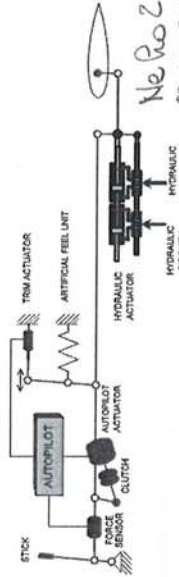
\* Detti anche di "incremento di stabilità" (SAS), da non confondere con la sensibilità artificiale

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

66

## Comandi fly-by-wire (3)

Typical irreversible control system based on mechanically signaled hydraulic actuators.

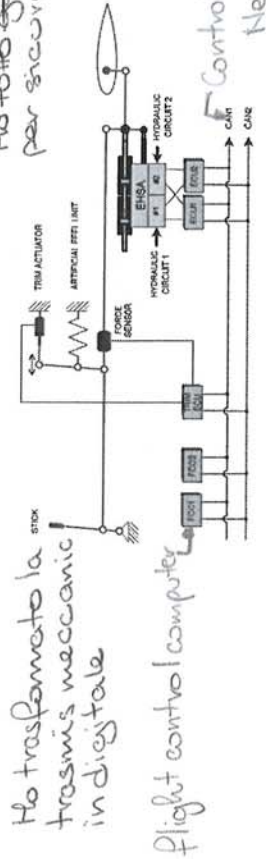


*Nel 2 per sicurezza: se ne rompo il feedback*

Scheme of FBW system with mechanical redundancy.

*Ho tolto questo doppio per sicurezza*

*Ho trasformato la trasmissione meccanica in digitale*



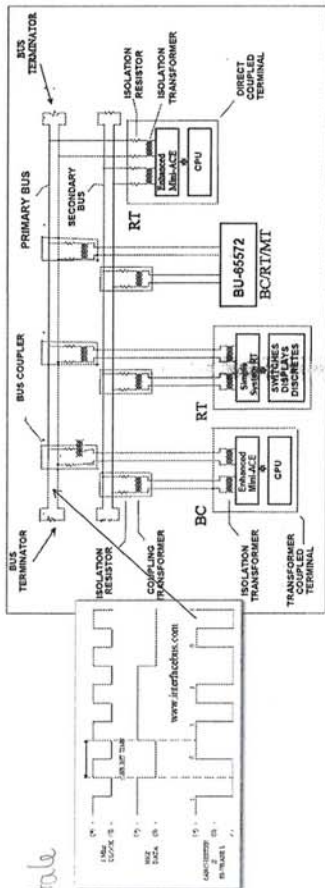
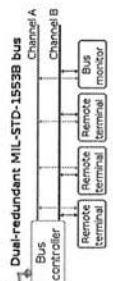
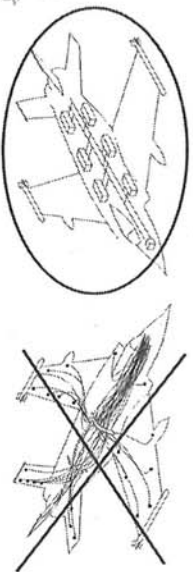
*Flight control computer*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

68

### Databus digitale

*controllore a controllo tutto*



*Digitale*

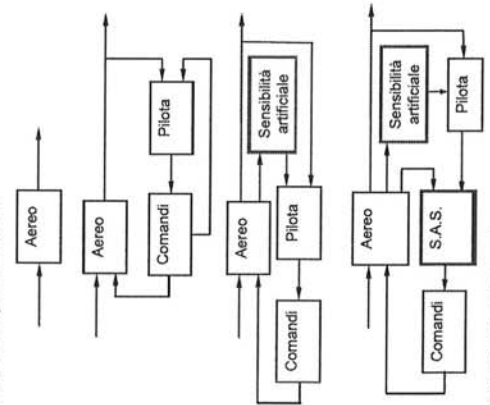
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

*Vedi Bene*

### RIASSUMENDO: problematiche dei comandi primari

E' facile riflettere come siano diverse le problematiche dei comandi reversibili e quelli potenziati: intuibile quindi la difficoltà incontrata quando si vuole che una superficie, normalmente potenziata, possa anche essere comandata direttamente (in modo reversibile) in caso di guasto del sistema potenziato.

Sotto certi versi analogo è la problematica dei comandi primari di tipo fly-by-wire, in cui è prevista come emergenza anche una linea meccanica di trasmissione del segnale al servocomando. In molti casi il sistema di comandi primari di volo deve poter accettare il comando sia dal pilota sia dall'autopilota. A volte l'autopilota è integrato con un sistema di stabilità artificiale (SAS), nel caso in cui l'aereo non sia stabile in modo intrinseco.



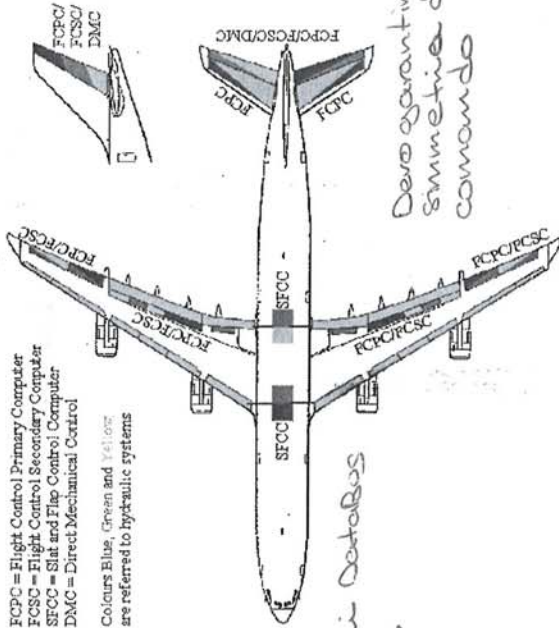
SAS=Stability Augmentation System

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

### Airbus 340: layout FBW

FCPC = Flight Control Primary Computer  
 FCSC = Flight Control Secondary Computer  
 SFCC = Slat and Flap Control Computer  
 DMC = Direct Mechanical Control

Colours Blue, Green and Yellow are referred to hydraulic systems

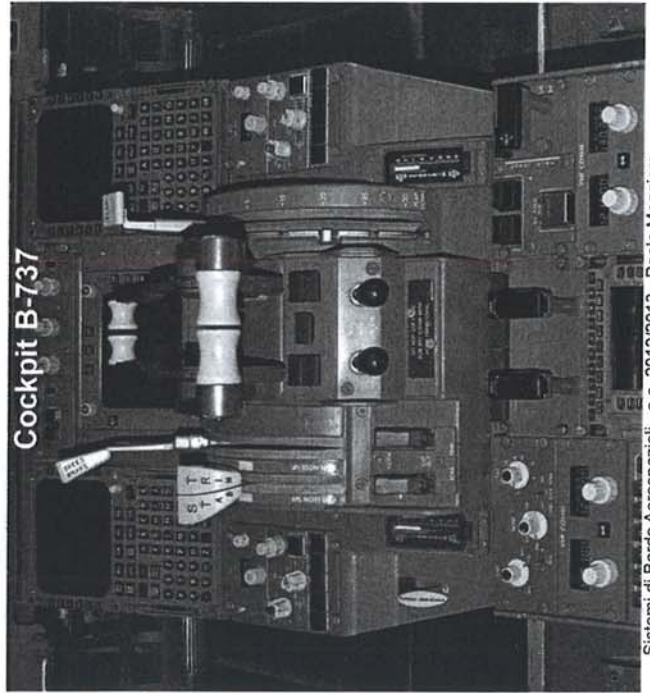


*Nuovi protocolli Databus SAE*

*Devo garantire la simmetria del comando*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

### Cockpit B-737



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

Politecnico di Torino

Corso di "SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI"

# Autopilota e FMS

## ATA 22

Anno Accademico 2012/2013  
Paolo Maggiore

### ATA Computer Codes

- 11 Placards
- 21 Air Conditioning & Pressurisation
- 22 Autoflight - Autopilot, Autothrottle and Flight Guidance**
- 23 Communications
- 24 Electrical Power
- 25 Equipment Furnishings
- 26 Fire Protection
- 27 Flight Controls
- 28 Fuel
- 29 Hydraulic Power
- 30 Ice and Rain Protection
- 31 Instruments
- 32 Landing Gear
- 33 Lights
- 34 Navigation
- 35 Oxygen
- 36 Pneumatics
- 38 Water/Waste
- 49 Auxiliary Power Unit
- 52 Doors
- 53 Fuselage
- 57 Wings
- 71 Engine Cowling, Mounts, Electrical Harness, etc.
- 72 Engine Core (Fan to Turbine)
- 73 Engine Fuel and Control
- 74 Engine Ignition
- 75 Engine Anti Ice
- 76 Engine Controls
- 77 Engine Indications
- 78 Engine Thrust Reverser and Exhaust Nozzle
- 79 Engine Oil Distribution and Indicating
- 80 Engine Starting
- 83 Engine Accessory Gearbox

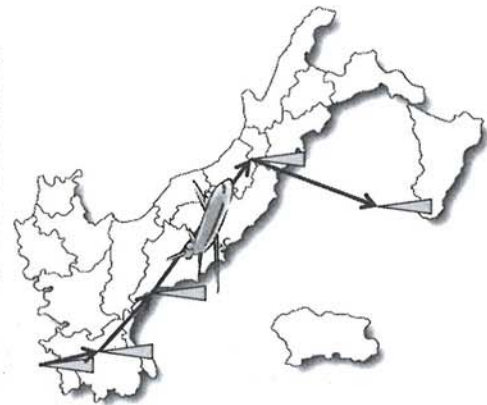
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore  
*spesso la traviettoria in varie coordinate!*

## Terminologia generale di navigazione (1) *Come si naviga? Scienza da un pezzo!*

Per meglio comprendere il principio di funzionamento dell'autopilota è opportuno richiamare alcuni termini relativi alla navigazione aeronautica.

**Waypoint.** I waypoints sono un set di coordinate che identificano un punto nello spazio fisico; vengono comunemente utilizzati per il tracciamento della rotta di un velivolo.

Allo stato attuale - e in particolare per la navigazione aeronautica - i waypoints sono punti astratti o reali, cui si associano delle coordinate che consentono la navigazione sicura e la creazione delle cosiddette aerovie, nonché il controllo del volo da parte dell'equipaggio (o del computer di bordo). Un tipo di waypoint fisico è identificato dal **radiofaro** ovvero un'antenna per le comunicazioni radio e il tracciamento della rotta.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

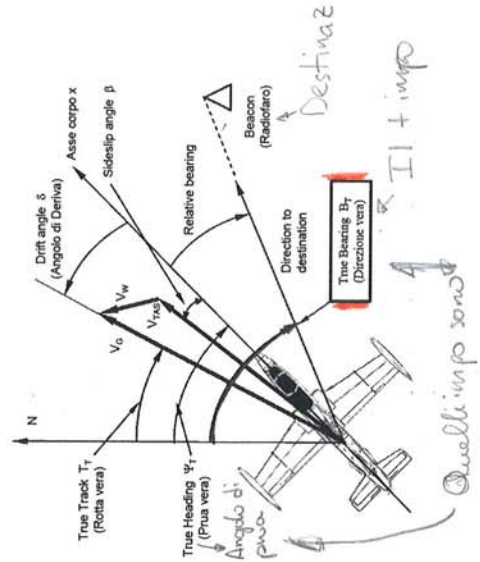
*la navigazione waypoint sta cambiando e mettono satelliti tipo GPS*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Terminologia generale di navigazione (2)

*Riferimenti necessari per il volo*

**Bearing.** Il bearing (spesso abbreviato in BRG) è l'angolo formato da una linea congiungente due waypoint, oppure da una direzione generica (detta *radiale*), ed una direzione di riferimento, usualmente il nord, misurato in senso orario, da 0° a 360°. A seconda se la direzione di riferimento è il nord magnetico, il nord vero, il nord di griglia (*grid north*), si parla di *bearing* magnetico, vero o di griglia. Talvolta si indica il bearing nell'intervallo 0°-90°, o 0°-180°: in questi casi va specificato anche il quadrante. Per esempio, il bearing N 40° W significa "40 gradi ad ovest rispetto al nord", ovvero

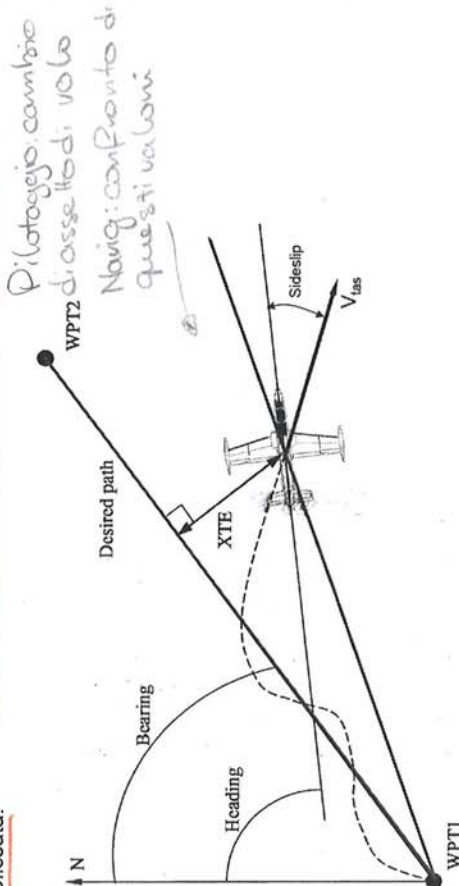


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Terminologia generale di navigazione (6)

*↳ Diverso da Pilotaggio*

**Cross-track error (XTE).** È la distanza tra la posizione attuale del velivolo e la radiale prefissata.

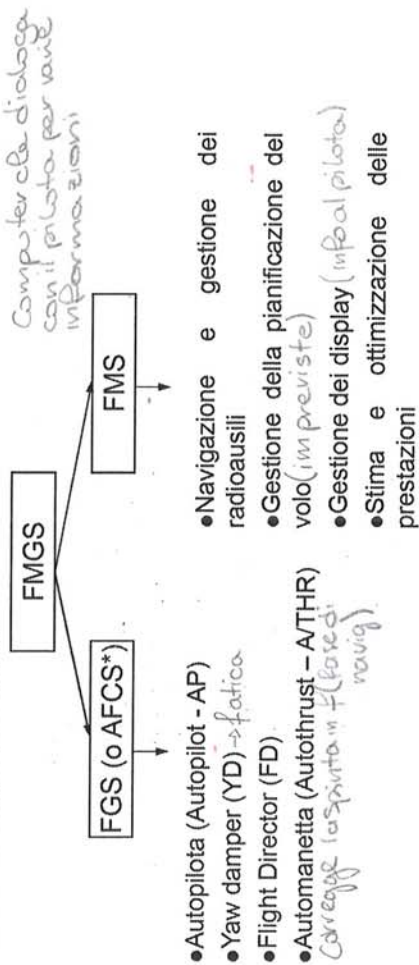


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

9

## Introduzione (2)

La distinzione delle funzioni di guida da quelle di gestione del volo si ritrova nel seguente schema:



AFCS = Automatic Flight Control System - acronimo preferito da Boeing

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

11

## Introduzione (1)

In modo improprio, con il termine autopilota generalmente si intende un sistema piuttosto complesso identificato dalla terminologia anglosassone Flight Management & Guidance System (FMGS), più semplicemente "Auto Flight - AF". In realtà l'autopilota costituisce solamente una parte di FMGS, specializzata nel controllo del volo, nella quale si affiancano ad es. anche yaw damper e automanetta.

Nei FMGS è infatti integrato un sistema di gestione del volo detto Flight Management System (FMS).

*↳ gest del volo pilota il pilota a coprire la geograf e il controllo*

L'autopilota e FMS sono, in quest'ambito, trattati congiuntamente in quanto sui velivoli moderni i due sistemi sono caratterizzati da una reciproca elevata integrazione, in particolare per quanto riguarda le leggi di controllo del volo.

Ovviamente esiste una elevata integrazione dei due sistemi anche con altri sistemi del velivolo. Sistemi & il controllo atmosferico!

A questo proposito si considerino ad esempio le interfacce con comandi di volo, Air Data System (ADS), sistemi di navigazione, display e pilota.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

10

*Avionica: Elettronica dedicata alla sola navigazione*

## Generalità su AFCS

Le funzioni principali svolte dall'autopilota sono inerenti al controllo del volo ed al mantenimento di un predeterminato "cammino" nello spazio aereo senza che siano richiesti interventi da parte del pilota.

L'autopilota sgrava quindi il pilota dall'affaticamento e dalla noia indotte dalla necessità di condurre il volo per missioni di lunga durata, permettendogli di concentrarsi su altri compiti per una gestione ottimale della missione. *Migliora il fattore umano*

Un sistema autopilota ben progettato ed integrato con il velivolo è caratterizzato da tempi di reazione e precisione di mantenimento della rotta addirittura migliori da quelli ottenibili dal pilota.

Sui sistemi più evoluti è possibile pensare ad una conduzione del volo in condizioni operative molto critiche fin anche all'atterraggio automatico in assenza di visibilità.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

12

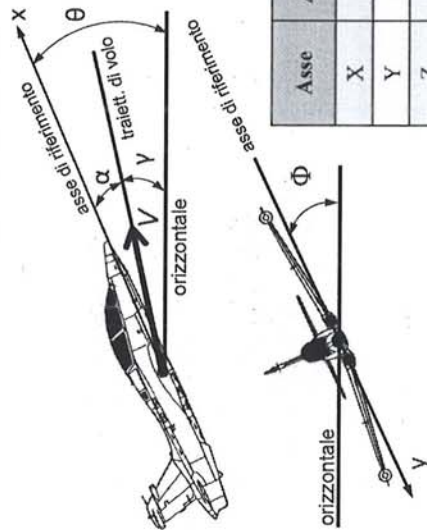
### Autopilota: principi base (3)

*veliteh*

Per correggere invece uno scostamento laterale dalla traiettoria desiderata, è richiesto che il velivolo subisca uno sbandamento in modo che la componente laterale della forza aerodinamica induca una virata che modifichi la prua; è necessario quindi produrre una variazione controllata dell'assetto laterale tale da correggere l'errore.

In definitiva, nell'autopilota si considerano due anelli di controllo (chiusi): "pitch attitude control loop" e "heading (roll) control loop". Nella maggior parte delle applicazioni essi costituiscono l'inner loop (detto anche anello di corto periodo, per via della dinamica veloce che caratterizza la variazione delle variabili nel tempo) dell'autopilota

### Riferimenti



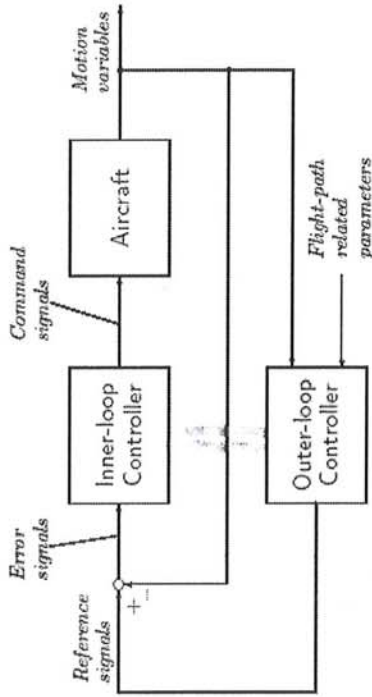
Asse	Angolo	Vel. Angolari	Vel. Lineari
X	$\Phi$	p	u
Y	$\Theta$	q	v
Z	$\beta$	r	w

- $\theta$  è l'angolo di beccheggio ed  $\alpha$  è l'angolo di incidenza;
- $\phi$  è l'angolo di rollio;
- $\beta$  è l'angolo di sideslip, mentre  $\psi$  è l'angolo di imbardata.

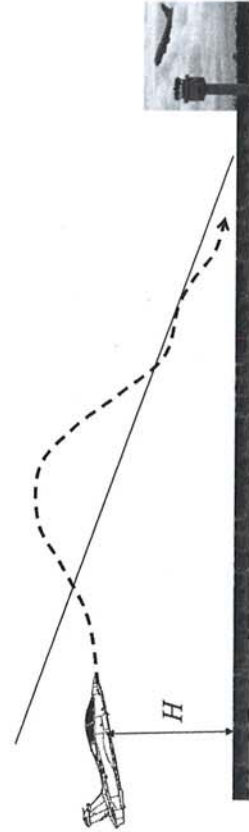
*beta volte e nullo*

### Autopilota: principi base (4)

Esiste poi un anello più esterno (l'outer control loop, detto anche anello di lungo periodo) a dinamica essenzialmente più lenta rispetto a quella dell'inner control loop.

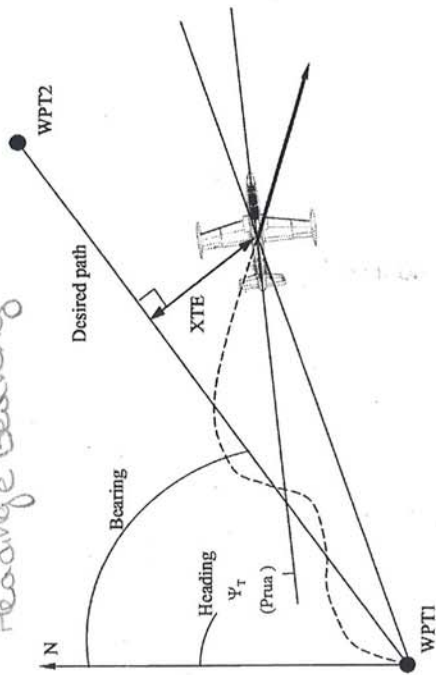


### Autopilota: controllo altitudine



## Controllo Prua - Heading Control Loop

*Devo far coincidere Heading e Bearing*



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

25

## Autopilota: controllo prua

La funzione dell'autopilota di controllo dell'heading è necessaria per dirigere il velivolo verso la direzione desiderata nel piano orizzontale (Nord-Sud). Per fare ciò si suppone che il velivolo compia una virata corretta (sideslip=0) assumendo un opportuno angolo di sbandamento  $\phi$  (bank angle) tramite moto di rollio (roll).

In tali condizioni è possibile esprimere l'accelerazione centripeta:

$$a_c = g \tan \phi = U \dot{\psi}$$

dove  $\psi$  è la velocità (angolare) di cambiamento dell'heading.

Allora, per piccoli angoli di sbandamento si può scrivere:

$$\dot{\psi} = \frac{g}{U} \phi$$

La legge per il controllo della prua del velivolo richiede quindi la conoscenza dell'angolo di sbandamento  $\phi_D$ , che è proporzionale all'errore di prua,  $\psi_e$  ( $\psi_e = \psi_{Com} - \psi$ ), dove  $\psi_{Com}$  è l'angolo di prua comandato e  $\psi$  è l'angolo di prua effettivo; introducendo il guadagno dell'errore di prua  $K_{\psi}$ :

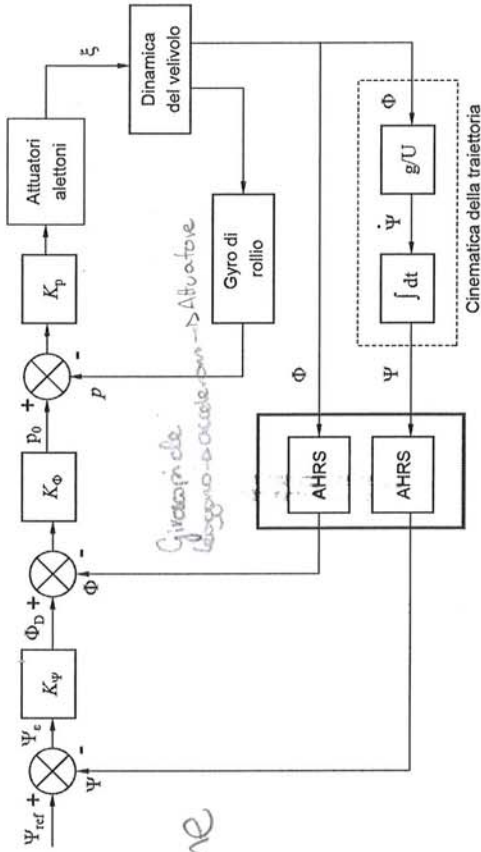
$$\phi_D = K_{\psi} \psi_e$$

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

27

## Controllo Prua - Heading Control Loop

In figura è mostrato l'anello di controllo della prua di un velivolo.



*Esame*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

26

## Autopilota: controllo prua

L'anello interno di posizione (sull'angolo di sbandamento) è bene che abbia una elevata banda passante ed un sufficiente smorzamento per ottenere un controllo della prua preciso e con buona stabilità.

Con i comandi di volo Fly-By-Wire si implementano ottimamente i precedenti requisiti.

Il modello linearizzato del comportamento dinamico del velivolo è rappresentato da un set di equazioni in forma matriciale che considera tutti gli accoppiamenti tra moti. Tuttavia una stima accettabile del comportamento dell'autopilota può essere ottenuto, in tal caso, assumendo un moto di puro rollio e trascurando l'accoppiamento di tale moto con moti di beccheggio e imbardata.

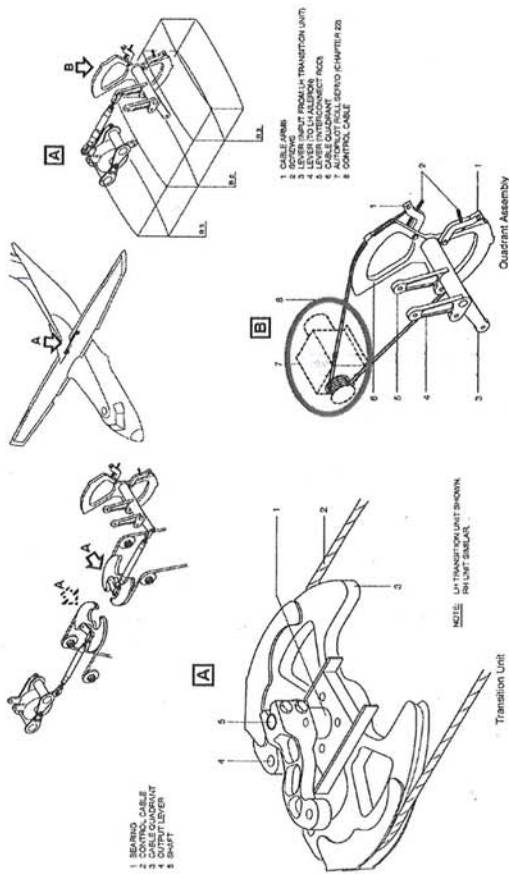
Considerando l'anello esterno sull'angolo di sbandamento  $\phi$ , la funzione di trasferimento che lega la velocità angolare di rollio  $p$  con l'angolo di barra degli alettoni  $\xi$  assume la forma:

$$\frac{p}{\xi} = \frac{L_{\xi}}{L_p} \frac{1}{1 + \tau_R D}$$

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

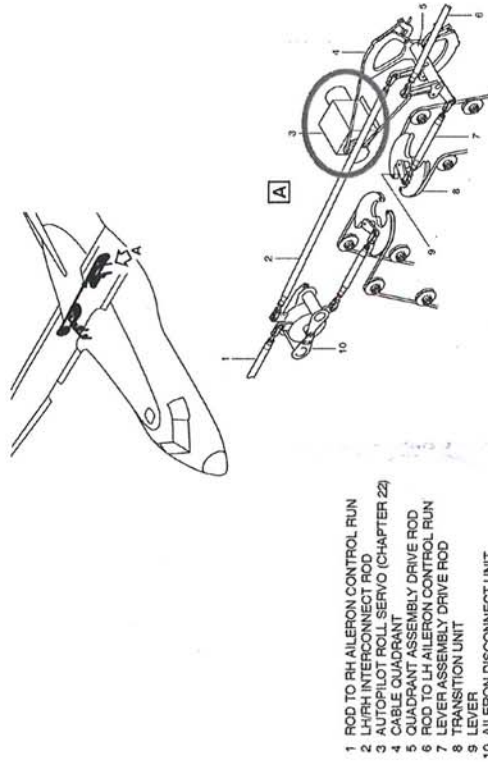
28

## Comando alettoni – Dornier 328



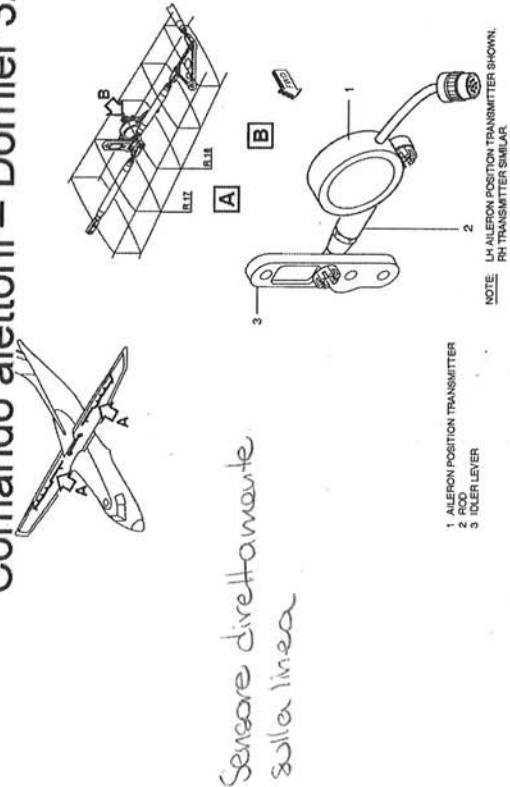
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Comando alettoni – Dornier 328



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

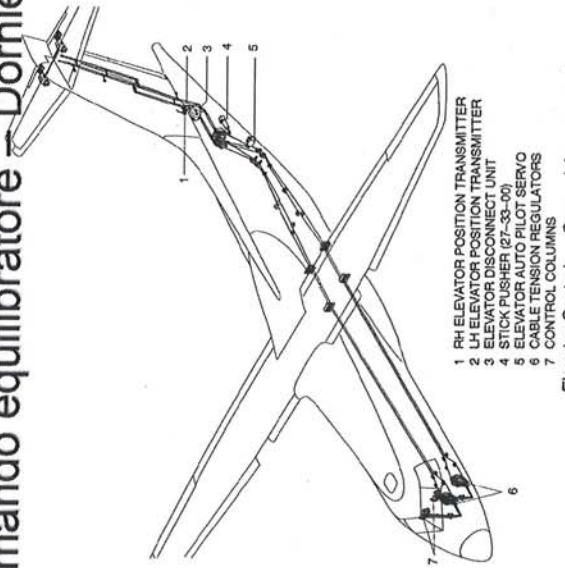
## Comando alettoni – Dornier 328



*Sensore direttamente sulla linea*

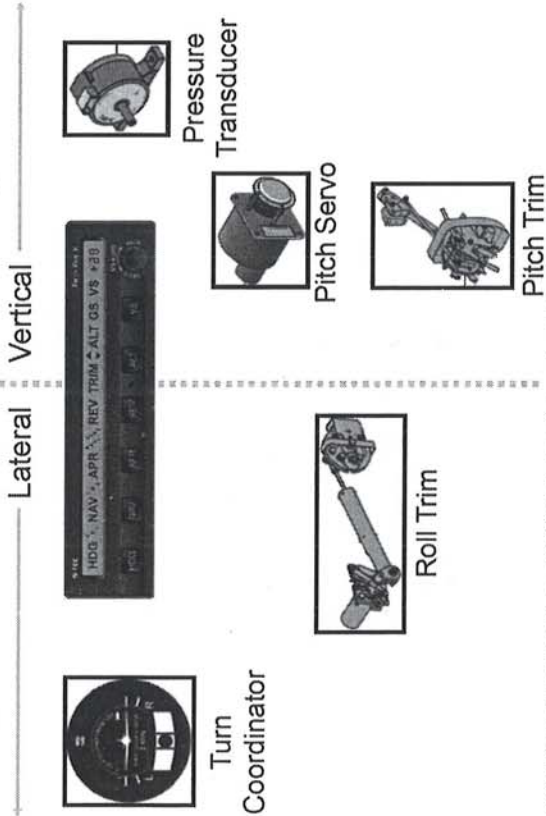
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Comando equilibratore – Dornier 328



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Autopilota – Velivolo aviazione generale



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Yaw damper - YD

*Migliorare il comfort dei passeggeri*

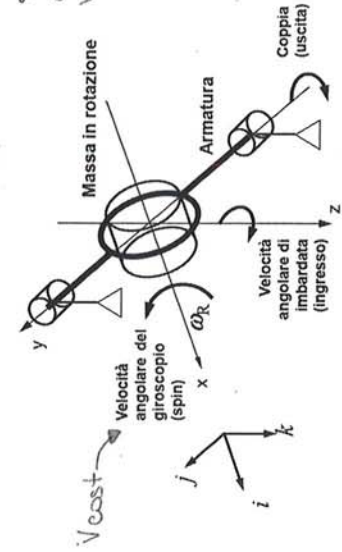
Lo Yaw Damper è un dispositivo basato su un giroscopio, in grado di generare delle coppie (di natura, appunto, giroscopica) quando il velivolo sia soggetto ad oscillazioni sul piano latero-direzionale.

Quando il velivolo, per effetto di componenti laterali del vento, tende automaticamente a ritornare nella condizione indisturbata (condizione di stabilità statica), si generano delle oscillazioni smorzate intorno alla posizione di neutro. Compito dello Yaw Damper è, dunque, ridurre il numero di queste oscillazioni con una risposta che sia quanto più possibile controllata e proporzionata. Si intuisce da questa breve trattazione che un simile dispositivo non è utile a conservare la rotta, essendo normalmente garantita di per sé una risposta stabile dell'aeromobile, ma è altresì fondamentale per un adeguato comfort dei passeggeri.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

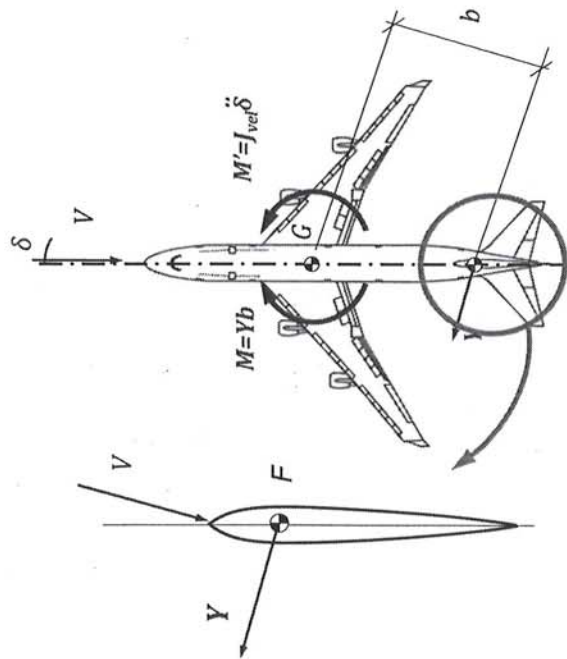
## Yaw damper - YD

Si consideri un giroscopio con asse di rotazione X (asse longitudinale del velivolo). Nel caso il velivolo sia soggetto ad una imbardata con velocità  $\Omega_{yaw}$  nasce per effetto giroscopico una coppia  $C = J_R \omega_R \Omega_{yaw}$  che opportunamente amplificata può essere usata per attuare il timone a creare un momento aerodinamico intorno a Z che tenda a smorzare le oscillazioni del velivolo attorno a tale asse.



*Sento lavorata come una velocità*

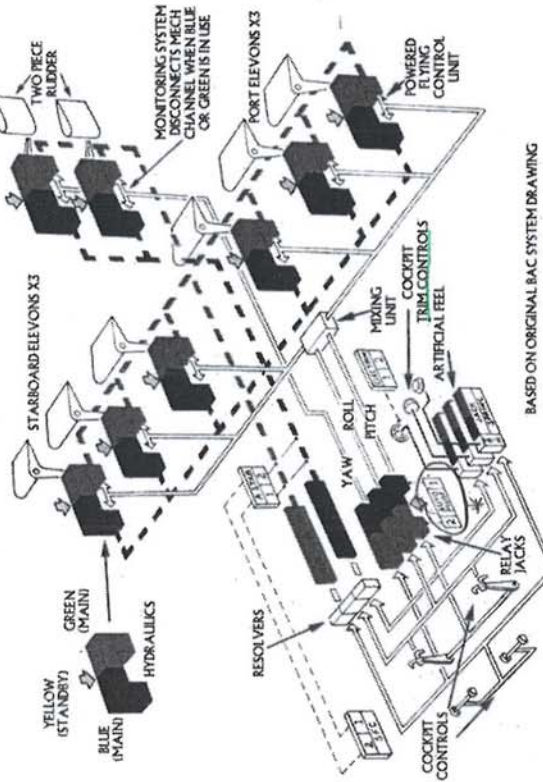
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore



## Schema autopilota Concorde



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Automanetta

L'Automanetta (autothrust, o autothrottle) è un sistema che mantiene automaticamente la velocità di volo prefissata o il numero di Mach durante la crociera e mantiene costanti le impostazioni di spinta dei motori selezionate dal pilota, nonché gestisce la manetta durante le operazioni di decollo o atterraggio automatico.

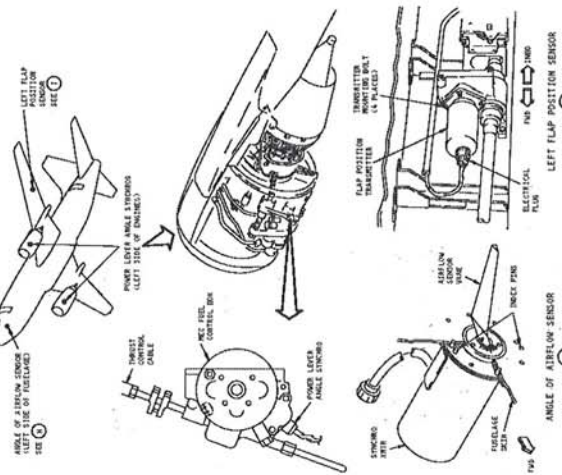
L'automanetta è impiegata congiuntamente all'Autopilota e al FMS nella 4D navigation.

*Regola la portata di kerosene ai motori*

*\* Due calcolatori per l'AP: Ridondanza*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Disposizione automanetta su B-737



*C'è un po' da fa questo!*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Gestione della navigazione

La navigazione classica, e quindi il tracciamento della rotta, si basa su riferimenti fissi a terra detti crocevia (Waypoint) di posizione (latitudine e longitudine) nota. *(ora stanno mettendo i satelliti)*

Un primo modo di sfruttare questi crocevia consiste nel dirigersi da uno ad un altro in linea retta fino a raggiungere la destinazione. Il metodo presenta però due svantaggi: la densità di traffico nello spazio aereo soprastante i crocevia e la non ottimizzazione del percorso, che risulta costituito da una serie di segmenti.

Per ovviare a questi inconvenienti e snellire il traffico aereo si tende attualmente ad adottare il metodo di navigazione per area (Area Navigation, RNAV) che consiste in pratica nel definire dei crocevia virtuali, determinati rispetto ad un certo numero di crocevia realmente esistenti, da usarsi nello stesso modo di quelli reali. Nei prossimi anni è attesa una rivoluzione nei metodi di navigazione (RPN/AR) basata su sistemi satellitari, quali il sistema europeo Galileo EGNOS o quello statunitense WAAS, con i quali sarà possibile il free flight.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

## Flight Management System

E' importante sottolineare che sebbene l'impiego del FMS sia ampiamente diffuso in un'ampia gamma di velivoli (dal commuter ai long range liner) esso è stato adottato solamente a partire da metà degli anni '80.

L'estrema diffusione è imputabile ai seguenti fattori:

1. Benefici economici: ottimizzazione di rotta e di prestazioni del velivolo, con riduzione dei costi operativi.
2. Supporto al soddisfacimento dei requisiti più stringenti dell'ATC, compreso quello della 4D navigation.
3. Possibilità di impiego congiunto di più sistemi di navigazione: ad es. GPS/INS + LORAN C + VOR/DME + ILS. *È tutto in uno che però, a seconda di cosa serve, si naviga da una o l'altra stazione.*
4. Interfacciamento molto efficace dei vari apparati che forniscono i dati all'FMS tramite data bus.
5. Notevole capacità di calcolo e di memorizzazione di dati in forma digitale.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

57

## Composizione dell'FMS del B-737

Il sistema FMS è costituito da sei apparati fondamentali: Flight Management Computer System (FMCS), Digital Flight Control System (DFCS), Automanetta (A/T), the Inertial Reference System (IRS), Electronic Flight Instrument System (EFIS) e una coppia di Control Display Unit (CDU).

L'integrazione degli apparati per l'interscambio dati e per il controllo avviene, sui velivoli civili, tramite databus digitale ARINC 429. Al databus è allacciato anche un sistema federato di diagnostica di tipo Built-In Test Equipment (BITE).

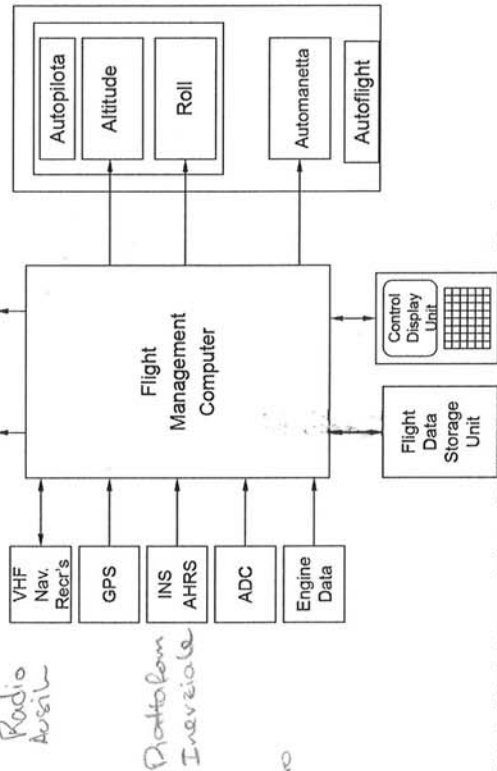
Agli apparati prima elencati si aggiunge la normale strumentazione che concorre al funzionamento dell'FMS quali Engine Indication System (EIS), Electronic Attitude Director Indicator (EADI), Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI) e poi l'indicatore di funzionamento di automanetta, autopilota e FMS (Autoflight Status Annunciator).

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

59

## Schema generale FMS

*Info relative all'istituto di volo, velocità, altitudine, angoli*  
*Radio Avvisi*  
*Posizione inf (geografica) Geografica*

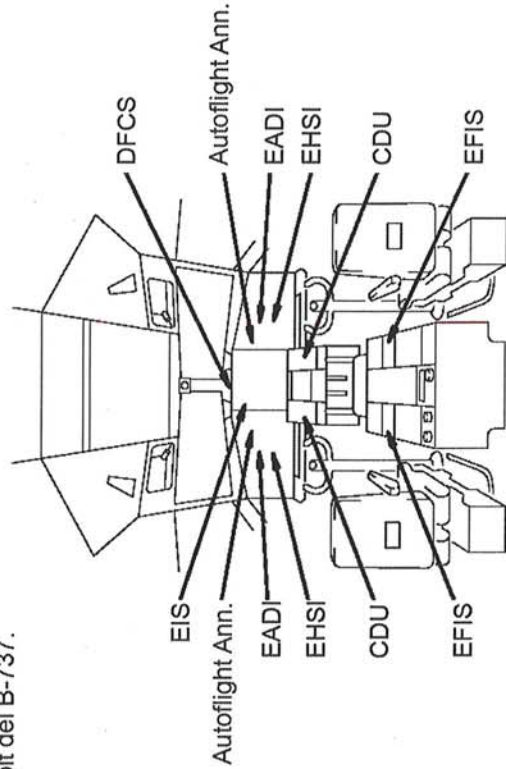


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

58

## Disposizione FMS su cockpit B-737

La figura mostra la disposizione della strumentazione relativa all'FMS sul cockpit del B-737.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

60

## Flight Management System

Le funzioni svolte dall'FMS sono:

1. Permettere la guida ed il controllo verticale e laterale del flight path
2. Monitorare l'inviluppo di volo del velivolo, calcolando l'assetto e la velocità ottimali nelle varie fasi della missione, nel rispetto dei vincoli di sicurezza nei confronti dei valori di velocità massima e minima dell'inviluppo.
3. Controllo automatico della spinta dei propulsori per la regolazione della velocità di volo.

In aggiunta, l'FMS gioca un ruolo importante nella pianificazione dei compiti da assolvere durante il volo, fornendo al pilota suggerimenti circa eventuali modifiche da apportare al piano di volo a fronte di particolari circostanze.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

65

## FMS - Control Display Unit

Nella figura si evidenzia il quadro di controllo di un FMS per un aereo di linea. Esso costituisce l'interfaccia col pilota tramite la quale è possibile inserire dati ed istruzioni oppure leggere informazioni ed avvisi.

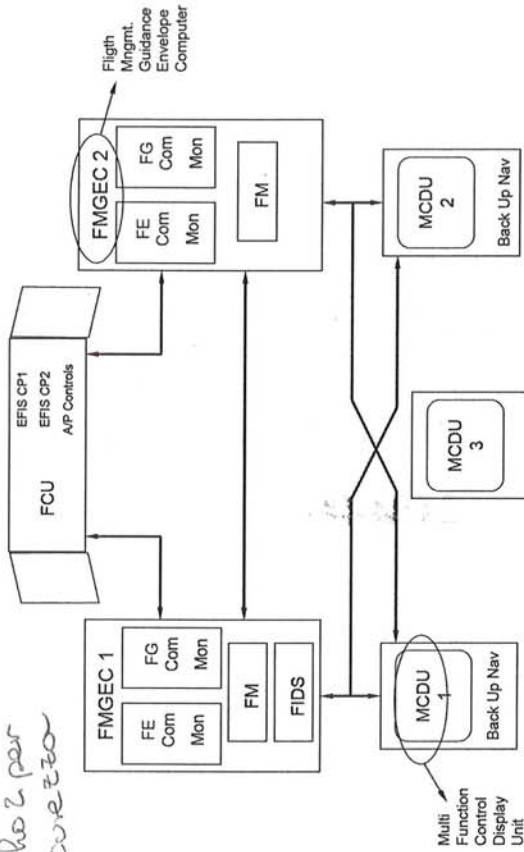
Modernamente il CDU è costituito da un display a colori (14 linee x 24 caratteri) associato ad una tastiera alfanumerica, con tasti disposti anche lateralmente allo schermo per permettere la selezione di menù e di opzioni. Un MCDU permette, a turno, di alternare informazioni di tipo testuale con altre di tipo grafico.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

67

## Architettura FMS di Airbus-340

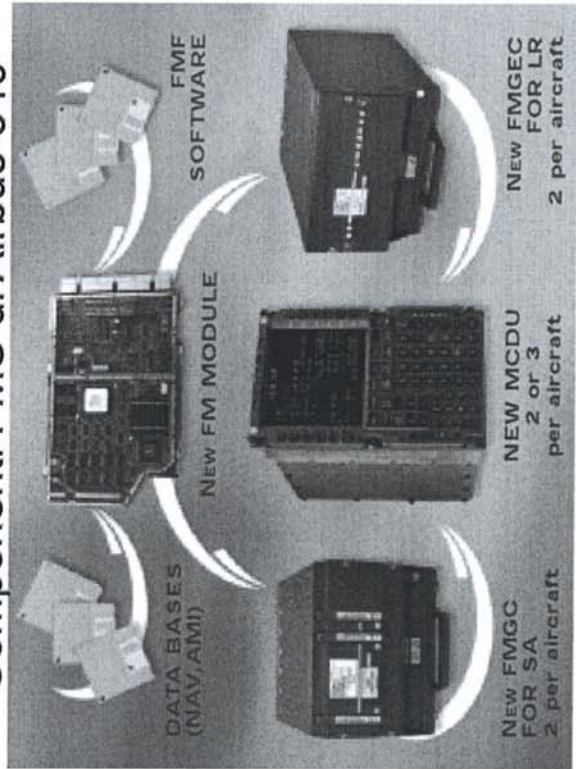
*Nel 2 per sicurezza*



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

66

## Componenti FMS di Airbus-340



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Autopilota - Paolo Maggiore

68

Politecnico di Torino

Corso di "SISTEMI DI BORDO AEROSPAZIALI"

Carrello

ATA 32

Anno Accademico 2012/2013

Paolo Maggiore

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Generalità

Il carrello di atterraggio costituisce una delle parti sostanziali di un velivolo; dal punto di vista del peso può rappresentare una quota del 3 al 7% di quello massimo al decollo e dal 15 al 20% di quello a vuoto, a seconda della categoria di velivolo; anche dal punto di vista economico l'incidenza del costo degli organi di atterraggio costituisce una percentuale rilevante.

Il carrello è costituito da una serie di componenti principali:

- organi e cinematismi di estrazione/retrazione; → *Oleodinamica*
- ammortizzatore;
- freno; → *Meccanica*
- ruota e pneumatico
- sensori
- attuatori per lo sterzo e il blocco della posizione estratta e retratta

Il carrello rappresenta un tipico esempio di sistema di bordo che ha pesanti interferenze con la struttura, l'aerodinamica, gli impianti e la meccanica del volo. Il progetto del sistema carrello per un determinato velivolo richiede sia lo sviluppo di componenti ad hoc, che l'impiego di componenti standardizzati, con maggiore o minore importanza dei due a seconda del tipo di velivolo e della sua diffusione.

Il progetto concettuale e preliminare viene di norma sviluppato contemporaneamente a quello dell'intero velivolo, mentre il progetto di dettaglio e dei componenti viene spesso delegato a ditte specializzate.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## ATA Chapter Codes

- 11 Placards
- 21 Air Conditioning & Pressurisation
- 22 AutoFlight - Autopilot, Autothrottle and Flight Guidance
- 23 Communications
- 24 Electrical Power
- 25 Equipment Furnishings
- 26 Fire Protection
- 27 Flight Controls
- 28 Fuel
- 29 Hydraulic Power
- 30 Ice and Rain Protection
- 31 Instruments
- 32 Landing Gear
- 33 Lights
- 34 Navigation
- 35 Oxygen
- 36 Pneumatics
- 38 Water/Waste
- 49 Auxiliary Power Unit
- 52 Doors
- 53 Fuselage
- 57 Wings
- 71 Engine Cowling, Mounts, Electrical Harness, etc.
- 72 Engine Core (Fan to Turbine)
- 73 Engine Fuel and Control
- 74 Engine Ignition
- 75 Engine Anti Ice
- 76 Engine Controls
- 77 Engine Indications
- 78 Engine Thrust Reverse and Exhaust Nozzle
- 79 Engine Oil Distribution and Indicating
- 80 Engine Starting
- 83 Engine Accessory Gearbox

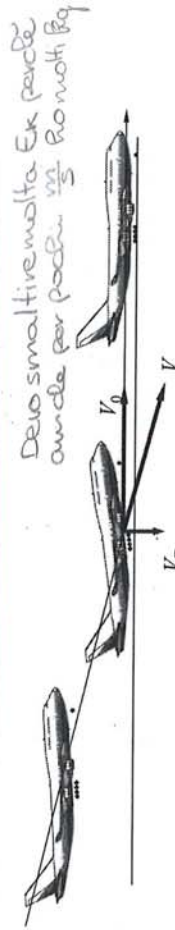
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Funzioni svolte dal carrello

Nel seguente capitolo sono descritte le principali funzioni svolte dal carrello d'atterraggio e le fasi della missione in cui esso è coinvolto.

Il carrello d'atterraggio ha due scopi principali:

- 1) permettere movimenti controllati dell'aeroplano al suolo (corsa di decollo, decelerazione all'atterraggio, spostamenti da e per le aree di parcheggio)
- 2) assorbire e dissipare l'energia cinetica "verticale" (legata alla componente  $V_z$ ) posseduta dal velivolo al momento del contatto al suolo, durante l'atterraggio\*.



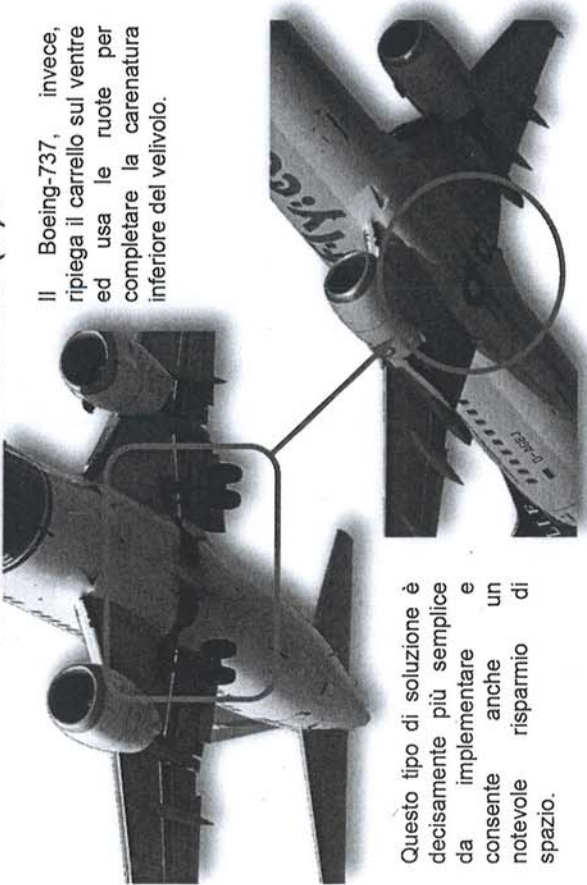
Per perseguire il primo scopo, i carrelli sono dotati di ruote munite di freni e con parziali proprietà sterzanti, mentre per il secondo scopo è sempre previsto un ammortizzatore.

\* Esempio: velivolo B-737. Velocità verticale all'impatto 2 m/s; massa del velivolo all'atterraggio: 50000 kg. Energia cinetica verticale:  $\frac{1}{2} m V_z^2 = 0.5 \cdot 50000 \cdot 4 = 100000 \text{ J}$ . Nell'ipotesi che lo schiacciamento del carrello avvenga in 1 secondo; la potenza da dissipare è di 100kW.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Retrazione del carrello (4)

Il Boeing-737, invece, ripiega il carrello sul ventre ed usa le ruote per completare la carenatura inferiore del velivolo.



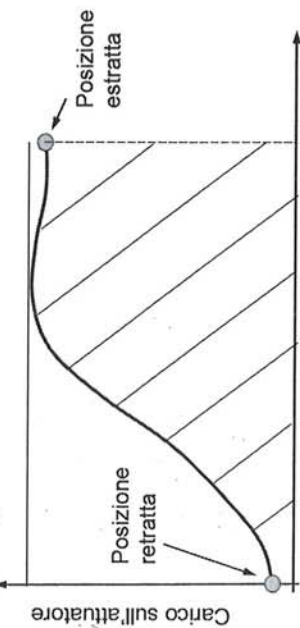
Questo tipo di soluzione è decisamente più semplice da implementare e consente anche un notevole risparmio di spazio.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

9

## Retrazione del carrello (6)

Quando possibile, il cinematismo viene realizzato di modo che durante l'estrazione si abbia un movimento all'indietro del carrello, affinché forza peso e il carico aerodinamico si sommino per favorire l'operazione; tradotto graficamente ciò significa che la curva che esprime il carico sull'attuatore, in funzione della corsa di quest'ultimo, non cambia segno (vedi figura); l'area sottesa dalla curva rappresenta il lavoro necessario all'operazione; quando questo valore viene diviso per l'area del rettangolo definito dalla forza massima e spostamento massimo, si ottiene una sorta di efficienza del cinematismo, che è di solito dell'ordine del 60-80%. L'ideale sarebbe avere una forza quanto più costante possibile, con l'area tratteggiata molto vicina all'area del rettangolo.



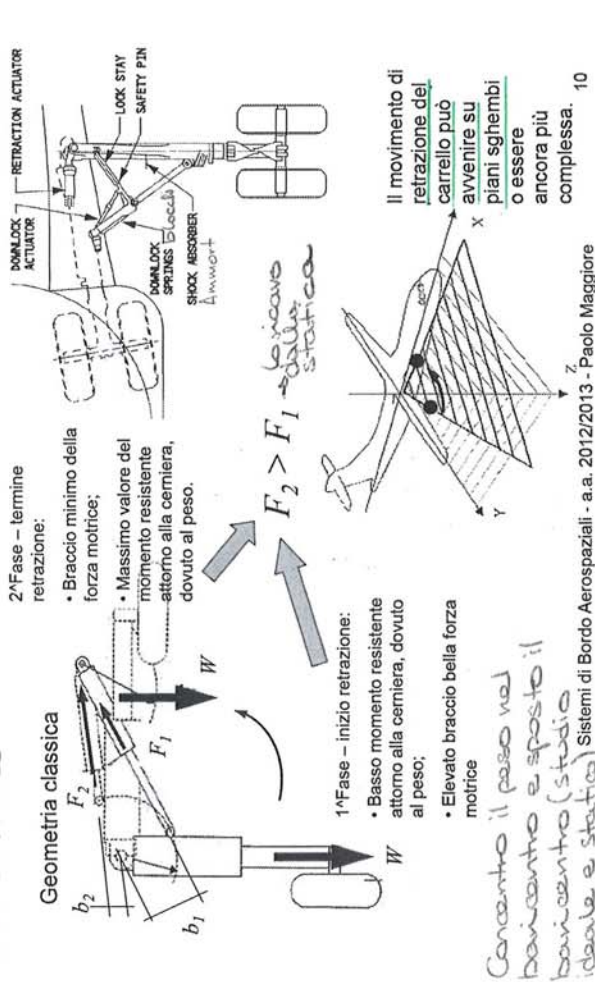
Con dei programmi CAD posso sfruttare la sovrapposizione degli effetti dei vari campi

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

11

## Retrazione del carrello (5)

Vincere la forza peso del carrello



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

10

## Retrazione del carrello (7)

La movimentazione del carrello avviene, nella maggioranza dei casi, attraverso martinetti idraulici; in alcuni casi, ed in particolare per piccoli velivoli con comandi reversibili, dove non esistono altre necessità di energia idraulica, vengono impiegati attuatori elettrici.

Quando possibile, si preferisce evitare il movimento in sequenza del portello e del carrello, attuando entrambi con lo stesso martinetto, con evidente risparmio di peso e di affidabilità.

Per l'attuazione di dispositivi di blocco del carrello, sia in posizione estratta sia retratta, si usano pure martinetti idraulici o dispositivi elettrici.

Il carrello, quindi, finisce per richiedere la coesistenza di un impianto idraulico e di un impianto elettrico di una certa rilevanza.

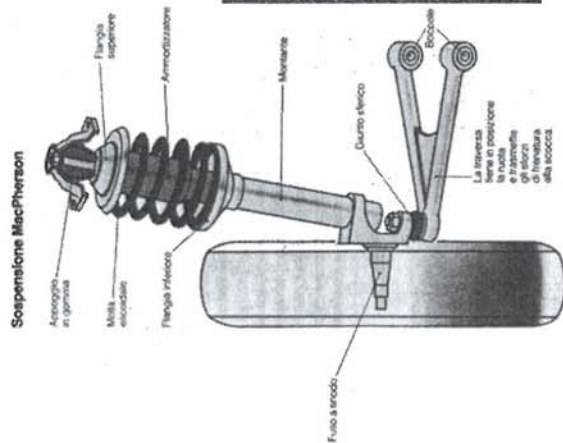
Il comando di retrazione, inoltre, deve ricevere consenso da un sensore di carico o di schiacciamento sulla gamba del carrello, onde evitare la chiusura accidentale con velivolo a terra.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

12

## Ammortizzatore oleodinamico autorobilistico

In questo caso la funzione elastica è svolta da una molla in acciaio, soluzione economica, ma molto pesante. Questa soluzione non trova applicazione in campo aerospaziale.



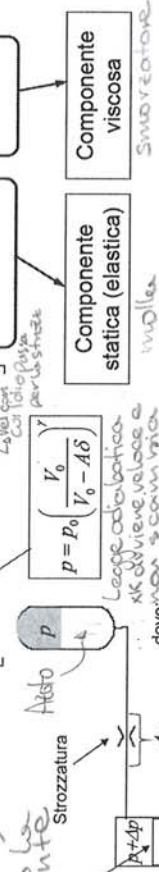
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Ammortizzatore oleopneumatico (2)

Schematicamente si può considerare l'ammortizzatore come un cilindro con pistone mobile, sul cui stelo si trova la ruota; nel cilindro si trova il liquido che, in condizioni statiche, è in equilibrio di pressione con un accumulatore a gas; durante il movimento del pistone il liquido scorre attraverso una strozzatura e la pressione sul pistone è somma di quella statica dell'accumulatore e quella dinamica dovuta alla perdita di carico.

La reazione R nella gamba del carrello è quindi data da:

$$R = A(p + \Delta p) = A \left[ p_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^{\gamma} + K \left( \frac{d\delta}{dt} \right)^2 \right] = A p_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - A\delta} \right)^{\gamma} + A^2 K \left( \frac{d\delta}{dt} \right)^2$$



- A = Area del cilindro ammortizzatore
- p<sub>0</sub> = Pressione di precarica ammortizzatore
- V<sub>0</sub> = Volume gas di precarica ammortizzatore
- δ = Schiacciamento ammortizzatore
- K = Coefficiente di perdita di carico concentrata nella strozzatura
- Δp = Perdita di carico concentrata nella strozzatura (KQ<sup>2</sup>, dove Q = portata)

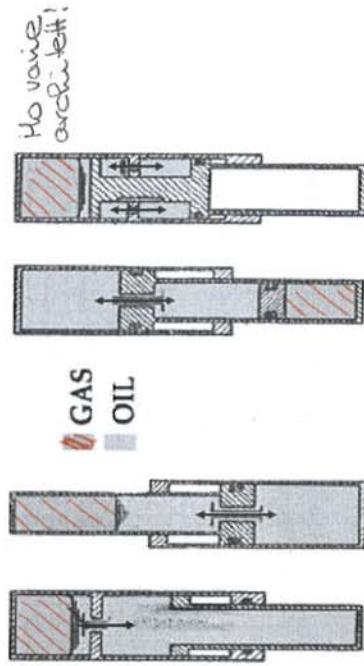
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Ammo. zzatore oleopneumatico (1)

L'elemento gassoso dell'ammortizzatore accumula energia ed è in grado di restituire la maggior parte (tutta quella che non viene dispersa in calore); le forze legate alla compressione del gas dipendono dalle variazioni di lunghezza dell'accumulatore.

L'elemento oleodinamico dell'ammortizzatore crea invece forze di dissipazione legate alla velocità di schiacciamento o allungamento dell'accumulatore.

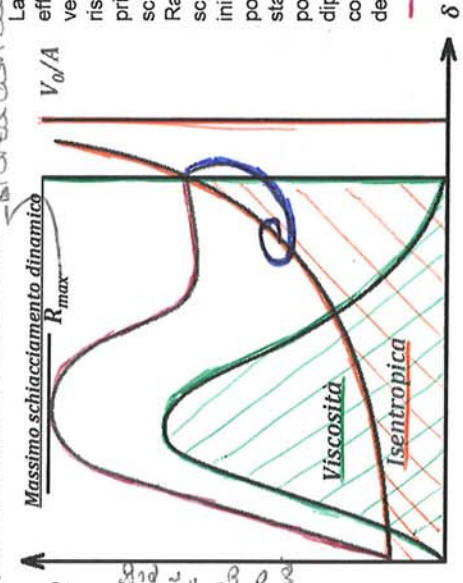
In un ammortizzatore oleopneumatico coesistono una camera nella quale viene compresso del gas e due camere separate da orifizi attraverso i quali viene fatto trafilare l'olio. La figura mostra alcuni schemi possibili di realizzazione.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Ammortizzatore oleopneumatico (3)

La componente statica segue un'adiabatica ed è la curva a concavità verso l'alto, nel diagramma in figura (che dà la reazione R in funzione dello schiacciamento δ), con asintoto per δ = V<sub>0</sub>/A. La componente viscosa ha un andamento legato a quello della derivata prima dδ/dt, che approssimativamente è una curva a campana con valori nulli per schiacciamenti nullo e massimo. La sovrapposizione dei due effetti risulta nella curva verde della reazione risultante R valida per la prima corsa di schiacciamento massimo. Raggiunto lo schiacciamento massimo, inizia il ritorno verso la posizione di equilibrio statico, cui giunge con poche oscillazioni (in dipendenza del comportamento viscoso dell'olio).

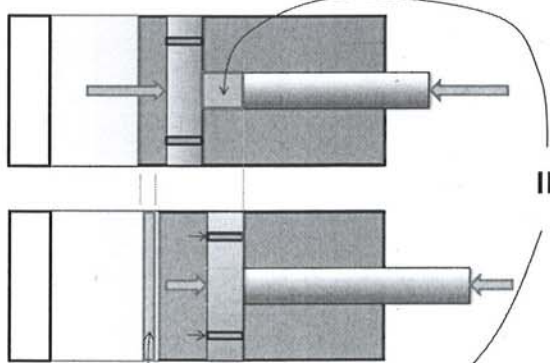


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

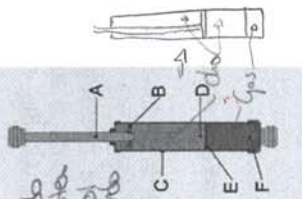
Se // allora R è disperso tutto. Il problema è che nella cond. reale - proseg. - perché "rimbalza" e dissipa calore. - Ideale

## Ammortizzatore oleopneumatico (8)

Al risalire del pistone all'interno dell'ammortizzatore si nota come il livello dell'olio sale, nonostante quest'ultimo scenda nella camera sottostante attraverso i forellini capillari di trafilamento, a causa dell'inserimento nella massa liquida dello stelo a cui è collegata la ruota del carrello. Il volume di acciaio sposta l'olio il quale non può altro che aumentare il livello.



Carta solo la parte sulla sop del pist. tutti i fori

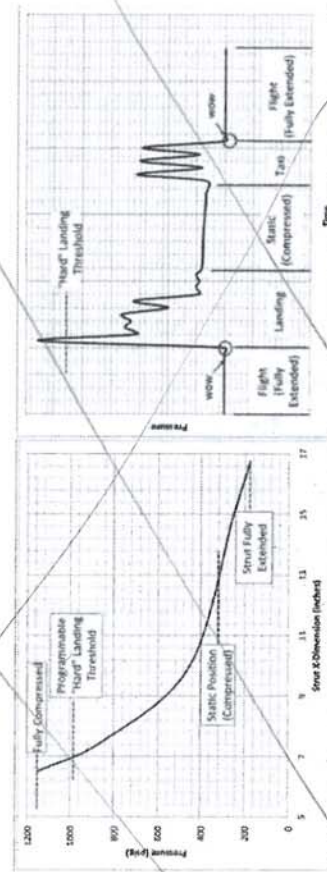


Lo stelo entrando nell'ammort. sposta l'olio per il suo volume e l'olio spostato si aggira sul girante

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Carichi e condizioni per il dimensionamento

Evoluzione della pressione dell'olio nell'ammortizzatore nelle diverse fasi dell'atterraggio...



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Carichi e condizioni per il dimensionamento

Per il dimensionamento di carrello e ammortizzatori entrano in gioco i requisiti normativi, in termini di velocità verticale e di fattore di carico a contingenza all'impatto.

Design Touchdown Rates

Oggi FAR=DCS

Design Touchdown Rates	Design touchdown rates
FAR 23	4.4 (W/S) <sup>0.25</sup> fps
FAR 25	12 fps
USAF	10 fps
USN	10 fps for transports
	17 fps for other non-carrier based airplanes
	22 fps for carrier based airplanes

Gear Load Factors *Fattore e carico conting all'atterraggio*

Aircraft type	N <sub>gear</sub>
Large bomber	2.0-3.0
Commercial	2.7-3.0
General aviation	3.0
Air Force fighter	3.0-4.0
Navy fighter	5.0-6.0

1 fps = 0,3 m/s

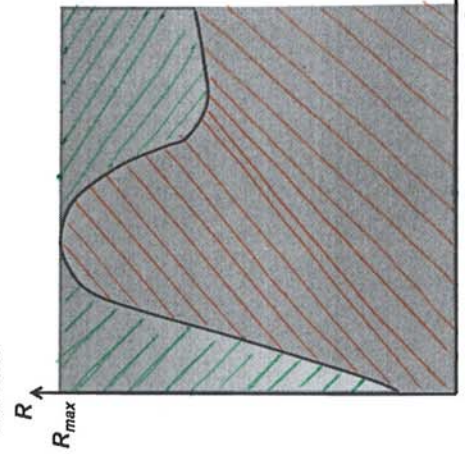
*Ho delle norme per le quali devo stare in dei range a seconda di cosa progetto*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Efficienza ammortizzatore

Si nota la notevole efficienza degli ammortizzatori oleopneumatici con orifizi a geometria variabile. Lo pneumatico contribuisce all'azione di ammortizzazione anche se in modo meno marcato.

$$\text{Efficienza} = \frac{\delta}{R_{\max} \times \delta_{\max}}$$



Shock Absorber Efficiency

Type	Efficiency, %
Steel leaf spring	0.50
Steel coil spring	0.62
Air spring	0.45
Rubber block	0.60
Rubber bungee	0.55
Oleo-pneumatic	
- Fixed orifice	0.65-0.80
- Metered orifice	0.75-0.90
Tyre	0.47

*eff. a base dell'olio pneumatico*

*delta\_max*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Caratteristiche degli pneumatici

Esistono diversi tipi di pneumatici, a seconda del velivolo (dimensioni, operatività, peso massimo al decollo) e dell'applicazione (civile o militare).

I principali costruttori di pneumatici per applicazioni terrestri producono anche pneumatici per le applicazioni aeronautiche; essi prescrivono normalmente le condizioni di montaggio, gonfiaggio e manutenzione.

Category	Range		Code Designation
	psi	MPa	
High	No limit	No Limit	W
Medium	146 - 217	1.01 - 1.5	X
Low	74 - 145	0.51 - 1.0	Y
Very Low	0 - 73	0.0 - 0.5	Z

Per piste in erba →

Come già detto, gli pneumatici non sono tassellati ma rigati. Infatti, a causa del fenomeno dello spin-up, ovvero dell'istantanea messa in rotazione della ruota quando questa tocca il terreno durante una fase di atterraggio, le tassellature dello pneumatico verrebbero violentemente strappate via, ciò è ovviamente evitato disponendo le rigature in maniera longitudinale e non trasversale. Inoltre, la rigatura consente di smaltire una certa portata d'acqua nel caso di rullaggio, decollo o atterraggio su piste bagnate (per evitare fenomeni di aquaplaning).

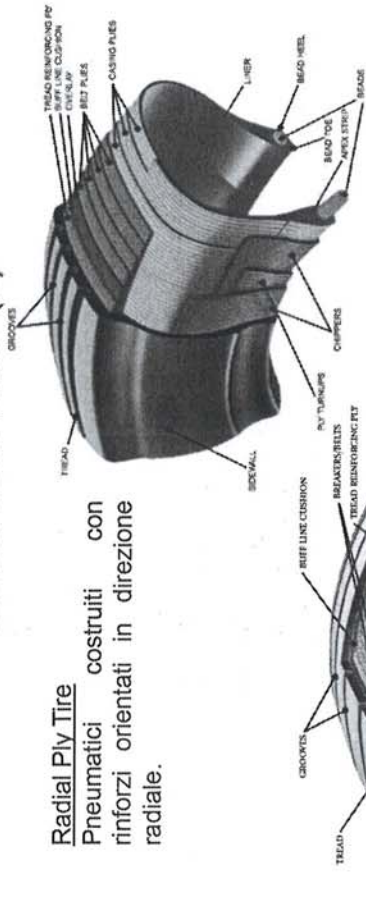


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Scelta delle ruote (3)

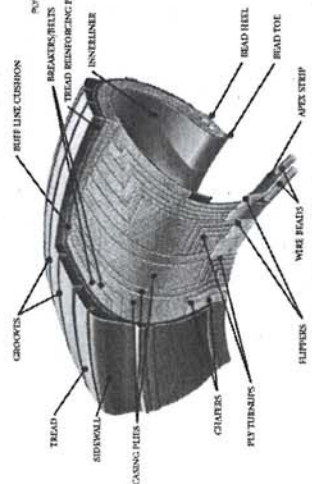
### Radial Ply Tire

Pneumatici costruiti con rinforzi orientati in direzione radiale.



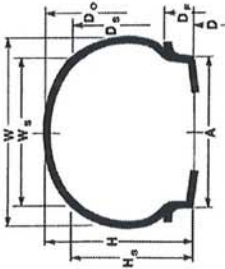
### Bias Ply Tire

Pneumatici costruiti con rinforzi orientati ad angolazioni differenti rispetto alla direzione radiale.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Scelta delle ruote (2)



$$W_s(\max) = .90 W(\max)$$

$$D_s(\max) = 2(.90 H(\max)) + D$$

$$H = \frac{D_o - D}{2}$$

$$H_s = \frac{D_s - D}{2}$$

SIZE	CONSTRUCTION		SERVICE RATING				MAXIMUM BOTTOMING LOAD (LBS)	MAXIMUM WEIGHT (LBS)
	PLY RATING	TT OR TL	RATED LOAD (MPH)	RATED INFLATION (PSI)	MAXIMUM BRAKING LOAD (LBS)	MAXIMUM		
30x1018-4	12	TL	235	166	4114	8775	7.7	
30x1018-5	6	TL	120	45	2320	4390	7.9	
30x1191-4	8	TL	170K	58	2790	5348	10.7	
65x1155-13	10	TL	233	154	5500	17400	27.7	
45x1191-5	10	TL	190	75	3400	19100	15	
45x1191-5	10	TL	220	90	5720	11500	15.4	
45x1191-5	22	TL	160	225	11220	26440	22.1	
67x2118-12	18	TL	200K	265	26550	41100	37.2	
67x2118-12	18	TL	160	90	9490	15400	23.4	
67x2225-10	12	TL	244	8000	1220	24000	28.8	
75x2225-15	14	TL	262	13153	182	35500	50.3	
75x2225-15	22	TL	257	15500	232	46900	61.1	

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

② **PLY RATING:**  
Stratificazione delle maglie metalliche nella ruota  
③ Quando lo pneumatico tocca il carrello per compressione

## Scelta delle ruote (4)

Ammortizzere pneumatici hanno stesso progetto

Gli pneumatici aeronautici devono essere in grado di sopportare carichi dinamici molto elevati; il loro effetto è importante al momento dell'atterraggio dove la deformazione del pneumatico interviene in serie con quella dell'ammortizzatore e durante il rullaggio dove spesso l'ammortizzatore ha un comportamento talmente rigido da affidare al solo pneumatico la funzione di assorbimento delle asperità del terreno.

Gli pneumatici aeronautici sono ovviamente sottoposti ad un'usura elevata, in parte dovuta allo "spin-up" (strisciamento) durante il contatto a terra ed in parte dovuta alle frenate.

Il disegno della ruota del velivolo è dettato dalla necessità di contenere il freno e di montare lo pneumatico, col minore peso possibile. A causa delle dimensioni e della rigidità dei pneumatici attuali, la ruota è fatta da due metà imbullonate insieme, generalmente in lega d'alluminio o di magnesio. Tale massa metallica serve anche come pozzo di calore per assorbire parte del calore generato dai freni e dissiparlo successivamente per irraggiamento.

Talvolta sono presenti delle spine termosensibili che saltano nel caso in cui la temperatura locale raggiunga un valore troppo alto, provocando la riduzione della pressione del pneumatico. Inoltre sono previsti dei rivestimenti termici per evitare che il calore dei freni si propaghi agli pneumatici.

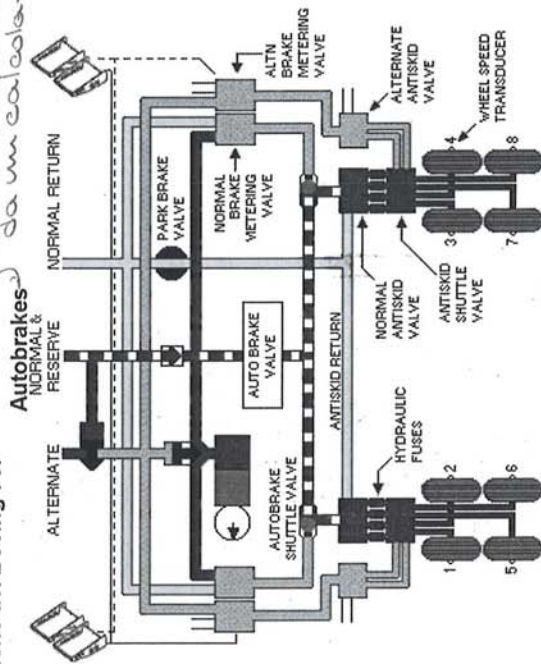
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

\* Il Magnesio è un miglior conduttore termico ed è più leggero = Minor Inerzia



## Freni del carrello (4)

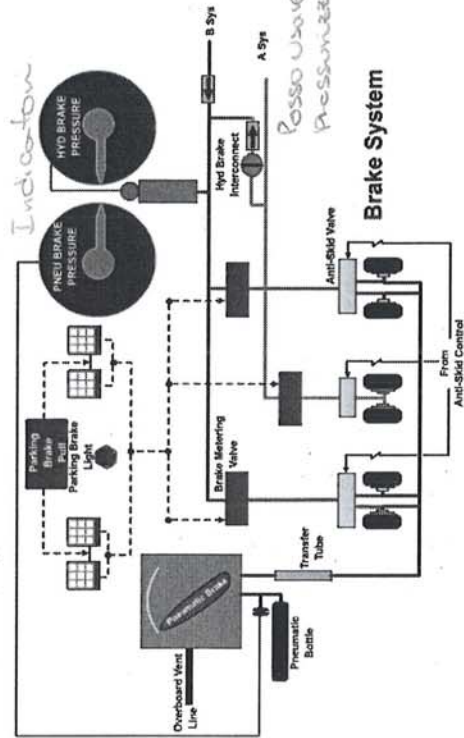
Configurazione del Boeing 757 *Autobreaks da un calcolatore freni automatici attivati*



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Freni del carrello (5)

Configurazione del Boeing 727

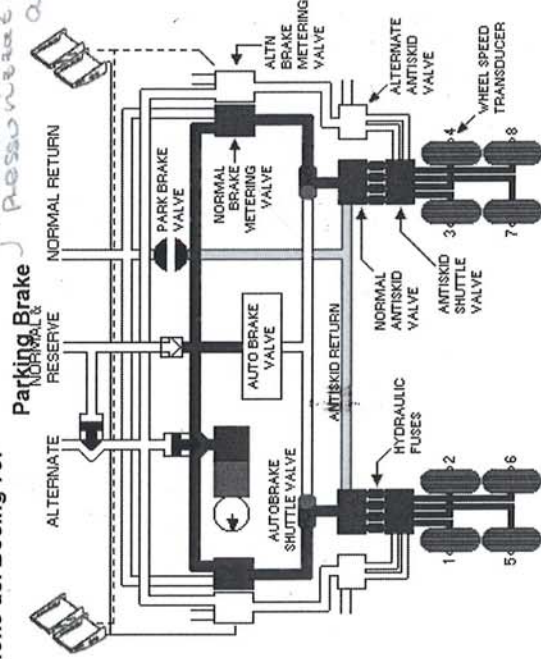


In questo schema si possono notare le due linee indipendenti di alimentazione dell'impianto frenante, pneumatica e idraulica.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Freni del carrello (4)

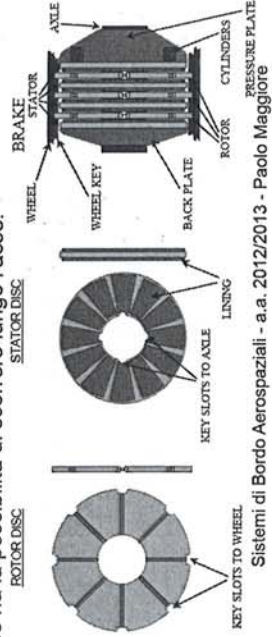
Configurazione del Boeing 757 *Non circola più nei 2 pressurizzati da paracadute accumulatore*



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Freni del carrello (6)

I freni impiegati in aeronautica sono tutti a disco, che rispetto a quelli a ganasce richiedono una lavorazione più economica e disperdono meglio il calore. Sebbene il dimensionamento del freno venga effettuato dalla casa produttrice del freno stesso, è opportuno che in sede di progetto del velivolo venga svolta una stima approssimativa delle dimensioni. I freni sono costituiti da un rotore ed uno statore, il rotore è un impilamento di dischi, calettati sull'asse e accoppiati al cerchione attraverso una cava, di modo da poter scorrere lungo di esso pur ruotando con esso; i dischi hanno inoltre degli intagli radiali per ridurre lo svergolamento dovuto al calore. Alternati ai dischi del rotore si trovano quelli dello statore, costituiti da un anello metallico che serve da supporto alle pastiglie di attrito, i "ferodi". I due dischi di estremità, facenti parte dello statore sono una piastra di pressione (pressure plate) ed una contropiastra (torque plate). Tranne la contropiastra, tutto il complesso ha la possibilità di scorrere lungo l'asse.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Indicatore temperatura freni a disco

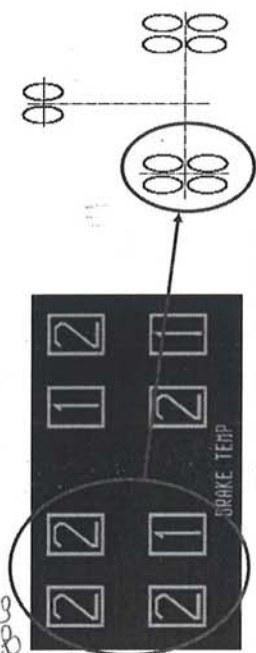
La temperatura dei freni è mostrata nell'EICAS Status Display, dove viene visualizzato un valore relativo alla temperatura dei freni delle ruote.

Tale valore è compreso tra 0 e 9, nei seguenti casi:

- da 0 a 2 è il range iniziale (basse temperature), numeri e box sono ciano (turchese);
- per 3 e 4 si è nel normal range, la box è bianca per ciascun freno che eccede il 2;
- da 5 a 9 si è nel massimo range (alte/altissime temperature), sia il numero che la scatola sono bianchi, per ogni freno che eccede il 5.

Se almeno un freno è in condizione 5 il velivolo non può ridedollare per questioni di sicurezza (in caso di aborted take-off).

*A ogni rettangolo corrisponde un carrello*



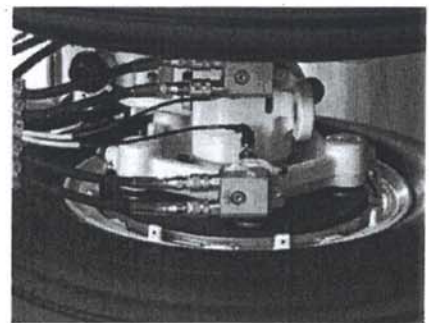
- Two Dual Wheels in Tandem
- Main Gear with Dual Wheel Nose Gear

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Freni del carrello

### Wheels - Brakes - Tires

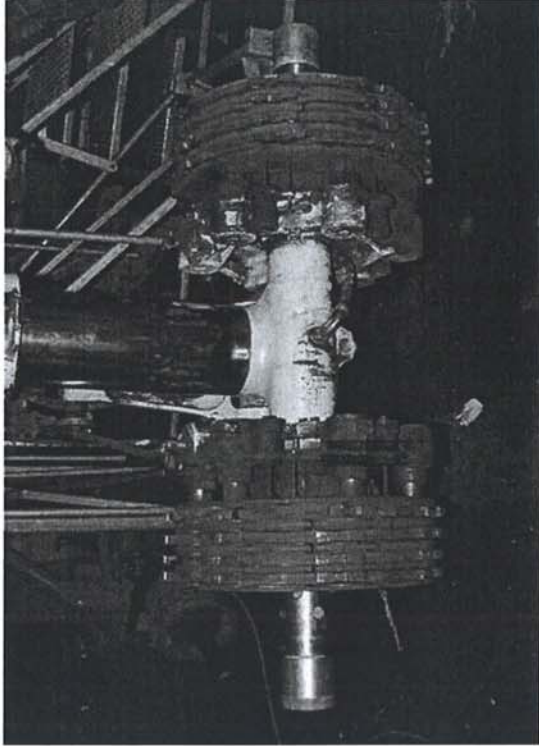
Brake-by-wire provides smooth & efficient deceleration  
*Modernamente si sono sviluppati sistemi tipo questo*



- Light-weight durable Design Carbon brakes
- 4 temperature sensors on brake assembly & 2 sensors behind MLG wells
- Multi-disc type
- Quick-change - no bolts
- Fast troubleshooting

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Disale con freni a disco



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Anti-skid - ABS

Per avere la massima efficacia nella frenata è necessario evitare il bloccaggio delle ruote, mantenendo il contatto tra battistrada e suolo nel campo d'attrito statico; questo in carrelli con molte ruote è difficilmente controllabile da parte del pilota in caso di frenata intensa.

Il problema viene risolto con dispositivi **anti-skid** in grado di controllare il livello di pressione esercitato sui singoli freni. Fino a qualche anno fa questi dispositivi si basavano sull'accelerazione angolare della ruota; quando l'accelerazione angolare superava una certa soglia, un'elettrovalvola riduceva la pressione all'impianto freni ad un livello poco inferiore a quello che aveva portato al segnale di bloccaggio; a questo punto la pressione veniva aumentata gradualmente fino a quando il segnale di bloccaggio non veniva ancora generato, e così via. La storia temporale della pressione risultava quindi una fluttuazione continua.

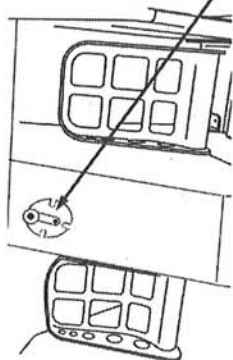
Mentre i sistemi anti-skid di una volta erano analogici, quelli attuali sono digitali, con un controllo molto fine del segnale di bloccaggio, fluttuazioni di pressione più contenute e corse di atterraggio più brevi. I sistemi attuali riescono addirittura a tenere la ruota ad un certo livello di scivolamento ottimale.

*Una volta elettro pneumatici oggi digitali più precisi*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

## Sterzata del carrello (4)

On the ground, pushing a full rudder pedal turns the nosewheel up to seven degrees in that direction. Pushing the top of the rudder pedal actuates the wheel brakes for that main gear. In flight pushing a rudder pedal deflects the rudder in the desired direction. A rudder pedal adjustment crank, between the two pedals, adjusts the rudder pedals forwards or aft as desired.



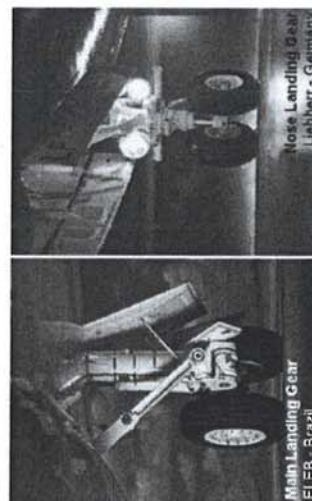
A nose wheel steering tiller is located on each of the left and right sidewalls. This is however a customer option and some aircraft therefore have only one steering tiller, on the left sidewall. Rotating the tiller turns the nose wheels up to 80 degrees in either direction, and overrides rudder pedal steering. The tiller position indicator shows the displacement from the straight-ahead, neutral position.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

57

## Landing Gear

The main and nose landing gear were developed specifically for high cycle regional airline use



Vita media del carrello (no ruote ofreno) → 20,000 cycle overhaul life  
 Basta la forza di gravità per estrazione → 2 hydraulically actuated nose-gear doors  
 Gravity free-fall emergency system

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

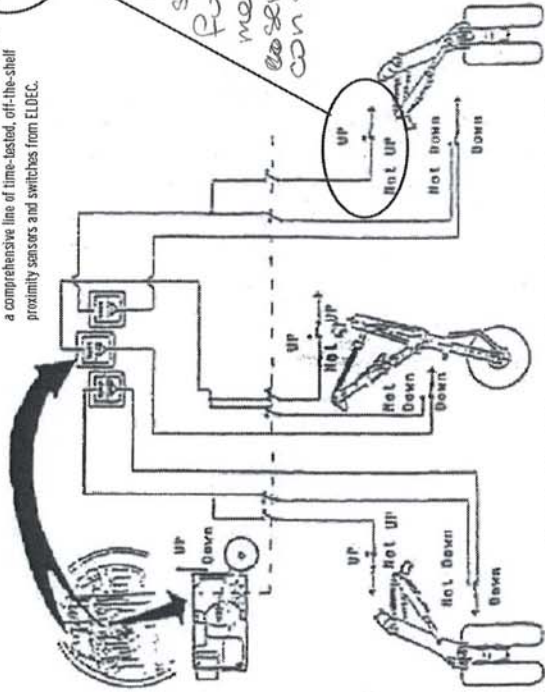
59

## Controllo posizione del carrello

Proximity Sensors & Switches: For applications that don't require customization, you can choose from a comprehensive line of time-tested, off-the-shelf proximity sensors and switches from ELDEC.



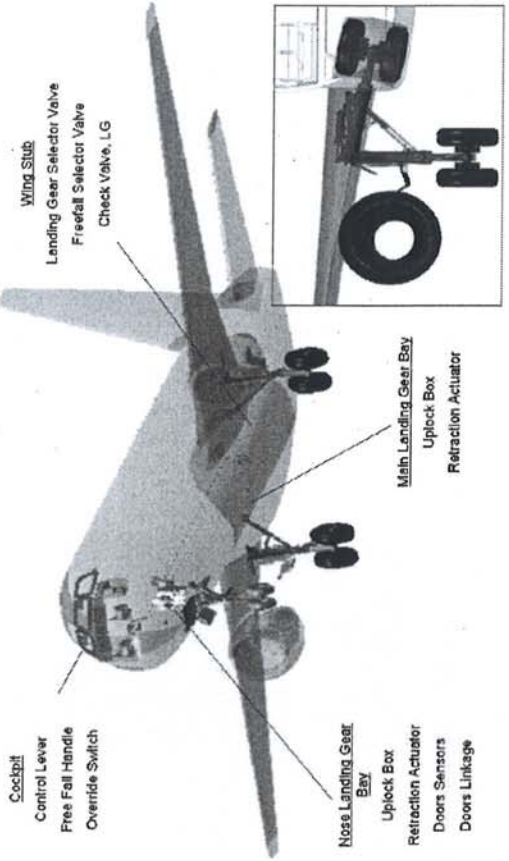
Sensori logici 0/1 che mi dicono se il carrello è fuori o dentro: è meglio avere senza carrello che con solo 1



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

58

## Landing Gear System



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

60

## Sistema di frenatura del carrello (1)

### BRAKE SYSTEM

#### General

Each main gear wheel has a multiple disc brake. The nose wheels have no brakes.

The brake system includes:

- normal/reserve brake hydraulic system
- alternate brake hydraulic system
- brake accumulator
- antiskid protection
- auto brake system
- parking brake

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

65

## Sistema di frenatura del carrello (3)

### Auto Brake System

The auto brake system provides automatic braking at pre-selected deceleration rates for landing.

The system operates only when the normal/reserve brake system is functioning. Antiskid system protection is provided during auto brake operation.

The AUTO BRAKES light illuminates and the EICAS advisory message AUTOBRAKES displays if the auto brake system is disarmed or inoperative.

Auto Brake System - Rejected Takeoff (RTO)

Selecting RTO prior to takeoff arms the auto brake system. The RTO mode can be selected only on the ground. The RTO auto brake setting commands maximum braking pressure if:

- the airplane is on the ground
- ground speed is above 85 knots, and
- both thrust levers are retarded to idle

Maximum braking is obtained in this mode. If an RTO is initiated below 85 knots, the RTO auto brake function does not operate.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

67

## Sistema di frenatura del carrello (2)

### Normal Brake Hydraulic System

The normal brake hydraulic system is powered by the right hydraulic system. The brake pedals provide independent control of the left and right brakes.

### Alternate Brake Hydraulic System

Alternate brake hydraulic system selection is automatic. If the right hydraulic system pressure is low, the left hydraulic system automatically supplies pressure to the alternate brake system. Pushing a brake pedal then sends hydraulic pressure through the alternate antiskid valves to the brakes.

The BRAKE SOURCE light illuminates and the EICAS advisory message BRAKE SOURCE displays if both the normal and the alternate brake system pressures are low.

### Reserve Brakes

Pressing the RESERVE BRAKES switch provides reserve hydraulic fluid to the right system electric pump. Pump pressure is then supplied exclusively to the normal brakes system. The BRAKE SOURCE light extinguishes when pressure is available.

### Brake Accumulator

If right/reserve, and alternate brake hydraulic power is lost, the brake accumulator can provide several braking applications or parking brake application.

### Antiskid Protection

Antiskid protection is provided in the normal/reserve and alternate brake hydraulic systems.

The normal/reserve brake hydraulic system provides each main gear wheel with individual antiskid protection. When a wheel speed sensor detects a skid, the associated antiskid valve reduces brake pressure until skidding stops.

The alternate brake hydraulic system provides antiskid protection to laterally paired wheels.

Touchdown, hydroplaning, and locked wheel protection is provided. The ANTISKID light illuminates and the EICAS advisory message ANTISKID displays to indicate a fault is detected in the antiskid system.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

66

## Sistema di frenatura del carrello (4)

### Auto Brake System - Landing

Five levels of deceleration can be selected for landing. However, on dry runways, the maximum auto brake deceleration rate in the landing mode is less than that produced by full manual braking.

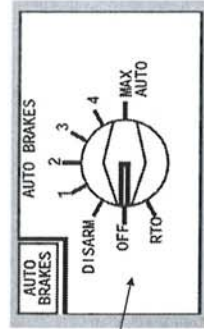
After landing, auto brake application begins when:

- both thrust levers are retarded to idle, and
- the wheels have spun up

Auto brake application occurs slightly after main gear touchdown. Deceleration is limited until the pitch angle is less than one degree, then deceleration increases to the selected level. The deceleration level can be changed (without disarming the system) by rotating the selector.

To maintain the selected airplane deceleration rate, auto brake pressure is reduced as other controls, such as thrust reversers and spoilers, contribute to total deceleration. The system provides braking to a complete stop or until it is disarmed.

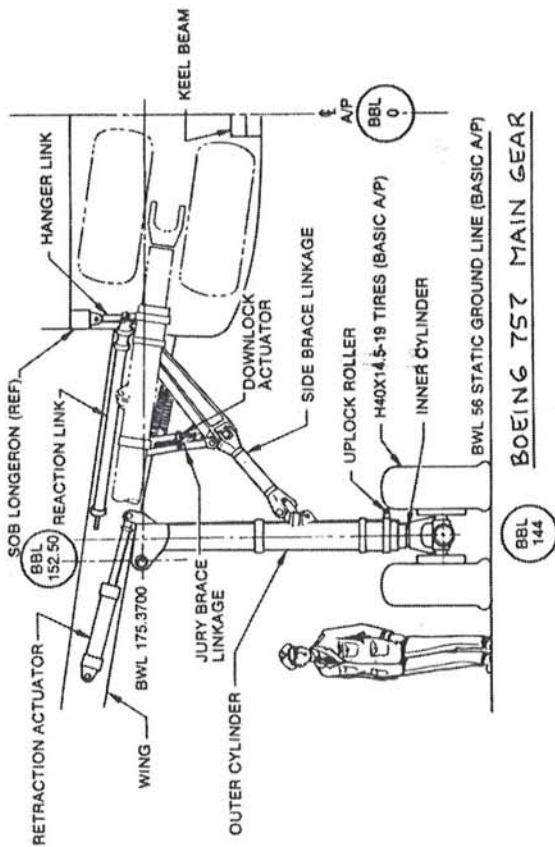
Pannello di selezione del modo di frenatura



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

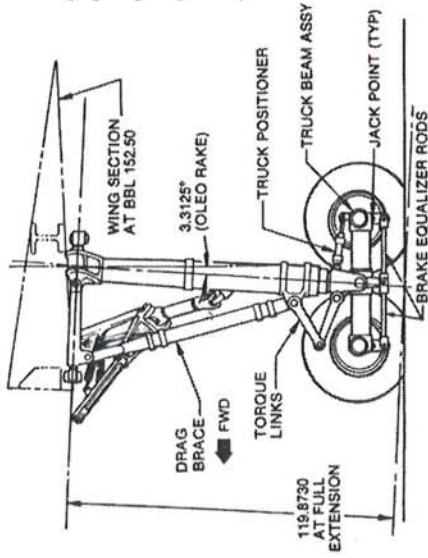
68

# Carrello del Boeing 757



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

# Carrello del Boeing 757



- 20" stroke
- 4340M vacuum remelt steel HT 275-300
- Conventional steel heat sink
- 4 rotor brake
- Freefall gear with manual uplock release for emergency extension
- Meets new FAA tire load margins and wheel roll capability with failed tire.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Paolo Maggiore

Nel Reale la perdita in pressione che sono funzione de Reynolds nel tubo e della lunghezza del tubo

### Generalità sugli impianti idraulici (2)

3) Utenze  
Le utenze sono rappresentate dagli attuatori, dispositivi che trasformano l'energia idraulica in meccanica - che nel caso dei comandi di volo primari, integrano anche la servovalvola. Gli attuatori lineari si chiamano martinetti, quelli rotativi motori idraulici, a cui sono meccanicamente collegati i sistemi da azionare, come per esempio:

- ipersostentatori, di bordo d'uscita e di ingresso;
- aereofreni;
- freni;
- equilibratore;
- alantoni;
- timone;
- sterzo ruotino;
- inversori di spinta;
- portello vano e carrello d'atterraggio;
- portelloni di ingresso.

4) Accessori  
Elementi accessori, comunque indispensabili per il corretto funzionamento dell'impianto, sono:

- accumulatori; *Q, 1, 2, 3, 4, 5*
- filtri e guarnizioni; *1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85, 86, 87, 88, 89, 90, 91, 92, 93, 94, 95, 96, 97, 98, 99, 100*
- serbatoi (per il raffreddamento e l'eliminazione dell'aria presente nell'olio);
- scambiatori di calore.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

Altre perdite sono anche dovute alla velocità per cui devo trovare un compromesso tra  $\mu$  e  $Q$  tubo.  
Per ridurre le perdite o  $d$  in  $Q$  o  $\Delta p \Rightarrow$  Diminuisco  $\Delta p$

### Potenza idraulica (3)

La caduta di pressione costituisce una perdita di energia del fluido. Considerando che il flusso dell'olio in un tubo a sezione costante avviene a velocità costante (fluido quasi incompressibile) e trascurando l'aumento della temperatura (velocità piuttosto bassa - pochi m/s) e della energia potenziale (tubo orizzontale) che subisce l'olio, si può affermare che praticamente tutta l'energia dissipata per effetto dell'attrito contribuisce alla diminuzione dell'unica forma energetica prevalente: quella legata alla pressione.



In modo semplificato la potenza necessaria per far circolare una portata in volume  $Q$  di olio nel solo tubo, a contrastare l'effetto della viscosità dell'olio, si può calcolare come:

$$W_t = (P_1 - P_2) * Q$$

Per la precisione, facendo un bilancio energetico, sarebbe opportuno calcolare anche quella parte di energia che va ad aumentare la temperatura del fluido, che però si trascura essendo di gran lunga inferiore all'energia associata alla perdita di pressione.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Potenza idraulica (1)

Un parametro caratteristico da fissare nel progetto di un impianto idraulico è la sua pressione di alimentazione  $p$  (grandezza intensiva).  
Un altro valore che caratterizza il funzionamento di un circuito idraulico è la portata in volume  $Q$  (l'olio è idealmente incompressibile) che in tale circuito viene fatta circolare. *Q = Estensività*

Moltiplicando la pressione per la portata in volume (grandezza estensiva), che a quella pressione viene erogata, si ottiene la potenza associata a tale flusso.



Per l'olio:  
 $p = \text{costante}$   
perciò:  
 $m = Q * p$

Potenza idraulica:  
 $W = p * Q$

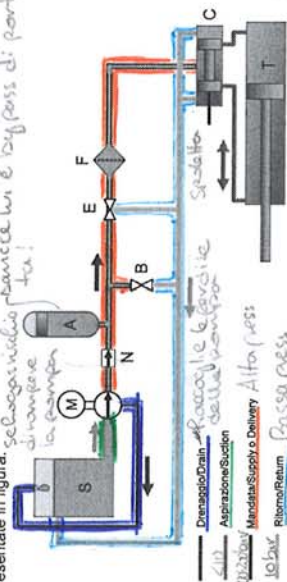
Analisi dimensionale:  $[W] = [p] * [Q] = Pa * m^3/s = Nm^2/s * m^3/s = Nm/s = J/s = W$

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

N: impedisce che l'olio torni indietro  
B: se p sale troppo scivola sicurezza  
E: scivola solo in p costante  
Fornire avvello una p costante  
Occchio se nel serbatoio scendo sotto la tensione di vapore

### Circuito elementare

All'interno di un tipico sistema idraulico esistono componenti tipiche, quali quelle rappresentate in figura. *se la p scende molto si apre la valvola di sicurezza*

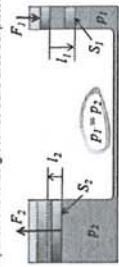


- S: Serbatoio
- M: Motore a pompa
- A: Accumulatore a gas
- E: Valvola di regolazione pressione a tre vie
- F: Filtro
- B: Valvola di sicurezza
- N: Valvola di non ritorno
- C: Valvola di comando (azionata dal pilota)
- T: attuatore

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Potenza idraulica (2)

Il principio generatore di funzionamento di un impianto idraulico è riconducibile al torchio idraulico, ovvero ad un impianto idraulico di tipo statico (l'olio non è in movimento e la pressione si distribuisce uniformemente in tutti i punti del fluido per il p. di Pascal). In tal modo è possibile amplificare la forza giocando sulle aree dei pistoni.



$$P_1 = F_1 / S_1$$

$$F_2 = P_2 * S_2 = P_1 * S_2 = (F_1 / S_1) * S_2$$

Ipotezzando una trasformazione quasi statica (velocità quasi nulla, trascurando l'attrito) si può scrivere la conservazione dell'energia (lavoro).

$$F_1 * l_1 = F_2 * S_2$$

Applicazione tecnica

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

Le pressioni sono normale  
1) Pressione alta quale si apre B  
2) I componenti sono testati a questa pressione: scoppio significa perdita di ermeticità  
Se si moltiplica Temp per problemi di viscosità

### Circuito elementare e pressione d'alimentazione

In genere un impianto idraulico di impiego aerospaziale viene realizzato a pressione costante: questa scelta permette anzitutto l'attivazione in parallelo di un numero qualsiasi di utenze (ammesso che le pompe siano in grado di fornire la portata richiesta) senza che interfacciano tra loro; inoltre si possono dimensionare le varie utenze su un valore ben preciso di pressione. Le pressioni più comunemente impiegate nell'impianto idraulico sono di 21 MPa (3000 psi, 210 kg/cm<sup>2</sup> - 1bar - 1kg/cm<sup>2</sup> - 1 psi = 1 lbf/in<sup>2</sup>).

Invece, il Tornado e il Concorde hanno l'impianto a 28 MPa, il Cessna Citation a 10.5 MPa. Sono comunque allo studio impianti operanti a pressioni superiori specialmente per impiego in campo spaziale. L'A-380 ha raggiunto i 5000 psi (350 bar).

Si tenga presente che un impianto nominale a 21 MPa viene collaudato a scoppio a 84 MPa.

Tipo di impianto	Pressione di funzionamento [kg/cm <sup>2</sup> ]	Pressione di prova [kg/cm <sup>2</sup> ]	Pressione di scoppio [kg/cm <sup>2</sup> ]	Temperatura di funzionamento [°C]	
				min.	Max.
I generaz.	105	422	844	-54	+71
II generaz.	210	422	844	-54	+135
Attuale	280	422	844	-54	+135
Tendenza	350-600	>422	>844	-54	+135

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

Tutto l'impianto ha la stessa press

*Domenica Esam*

### Normalizzazione tubi e raccordi

Esempio di tubo flessibile per uso aeronautico (Airbus).

**AC319 Heavy Duty Hose**  
Composite Aircraft Hose

Part No.	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V	W	X	Y	Z																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																													
033, Type 200	250	275	300	325	350	375	400	425	450	475	500	525	550	575	600	625	650	675	700	725	750	775	800	825	850	875	900	925	950	975	1000	1025	1050	1075	1100	1125	1150	1175	1200	1225	1250	1275	1300	1325	1350	1375	1400	1425	1450	1475	1500	1525	1550	1575	1600	1625	1650	1675	1700	1725	1750	1775	1800	1825	1850	1875	1900	1925	1950	1975	2000	2025	2050	2075	2100	2125	2150	2175	2200	2225	2250	2275	2300	2325	2350	2375	2400	2425	2450	2475	2500	2525	2550	2575	2600	2625	2650	2675	2700	2725	2750	2775	2800	2825	2850	2875	2900	2925	2950	2975	3000	3025	3050	3075	3100	3125	3150	3175	3200	3225	3250	3275	3300	3325	3350	3375	3400	3425	3450	3475	3500	3525	3550	3575	3600	3625	3650	3675	3700	3725	3750	3775	3800	3825	3850	3875	3900	3925	3950	3975	4000	4025	4050	4075	4100	4125	4150	4175	4200	4225	4250	4275	4300	4325	4350	4375	4400	4425	4450	4475	4500	4525	4550	4575	4600	4625	4650	4675	4700	4725	4750	4775	4800	4825	4850	4875	4900	4925	4950	4975	5000	5025	5050	5075	5100	5125	5150	5175	5200	5225	5250	5275	5300	5325	5350	5375	5400	5425	5450	5475	5500	5525	5550	5575	5600	5625	5650	5675	5700	5725	5750	5775	5800	5825	5850	5875	5900	5925	5950	5975	6000	6025	6050	6075	6100	6125	6150	6175	6200	6225	6250	6275	6300	6325	6350	6375	6400	6425	6450	6475	6500	6525	6550	6575	6600	6625	6650	6675	6700	6725	6750	6775	6800	6825	6850	6875	6900	6925	6950	6975	7000	7025	7050	7075	7100	7125	7150	7175	7200	7225	7250	7275	7300	7325	7350	7375	7400	7425	7450	7475	7500	7525	7550	7575	7600	7625	7650	7675	7700	7725	7750	7775	7800	7825	7850	7875	7900	7925	7950	7975	8000	8025	8050	8075	8100	8125	8150	8175	8200	8225	8250	8275	8300	8325	8350	8375	8400	8425	8450	8475	8500	8525	8550	8575	8600	8625	8650	8675	8700	8725	8750	8775	8800	8825	8850	8875	8900	8925	8950	8975	9000	9025	9050	9075	9100	9125	9150	9175	9200	9225	9250	9275	9300	9325	9350	9375	9400	9425	9450	9475	9500	9525	9550	9575	9600	9625	9650	9675	9700	9725	9750	9775	9800	9825	9850	9875	9900	9925	9950	9975	10000

Temperature Range: 67°F to 237°F (19°C to 120°C)  
 Construction: 100% woven polyethylene fabric with 100% woven polyethylene reinforcement.  
 Material: 100% woven polyethylene fabric with 100% woven polyethylene reinforcement.  
 Dimensions: All dimensions are in inches unless otherwise specified.  
 Weight: All weights are in pounds unless otherwise specified.  
 Pressure: All pressures are in psi unless otherwise specified.  
 Flow: All flows are in gpm unless otherwise specified.  
 Hose Length: All hose lengths are in feet unless otherwise specified.  
 Hose Diameter: All hose diameters are in inches unless otherwise specified.  
 Hose Weight: All hose weights are in pounds per foot unless otherwise specified.  
 Hose Strength: All hose strengths are in psi unless otherwise specified.  
 Hose Flexibility: All hose flexibilities are in degrees unless otherwise specified.  
 Hose Compatibility: All hose compatibilities are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Certification: All hose certifications are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Approval: All hose approvals are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Marking: All hose markings are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Identification: All hose identifications are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Traceability: All hose traceabilities are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Reliability: All hose reliabilities are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Durability: All hose durabilities are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Performance: All hose performances are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Safety: All hose safety features are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Quality: All hose quality standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Innovation: All hose innovations are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Excellence: All hose excellence standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Leadership: All hose leadership standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Integrity: All hose integrity standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Honesty: All hose honesty standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Respect: All hose respect standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Responsibility: All hose responsibility standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Accountability: All hose accountability standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Transparency: All hose transparency standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Communication: All hose communication standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Collaboration: All hose collaboration standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Teamwork: All hose teamwork standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Synergy: All hose synergy standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Innovation: All hose innovation standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Excellence: All hose excellence standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Leadership: All hose leadership standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Integrity: All hose integrity standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Honesty: All hose honesty standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Respect: All hose respect standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Responsibility: All hose responsibility standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Accountability: All hose accountability standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Transparency: All hose transparency standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Communication: All hose communication standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Collaboration: All hose collaboration standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Teamwork: All hose teamwork standards are in accordance with the applicable standards.  
 Hose Synergy: All hose synergy standards are in accordance with the applicable standards.

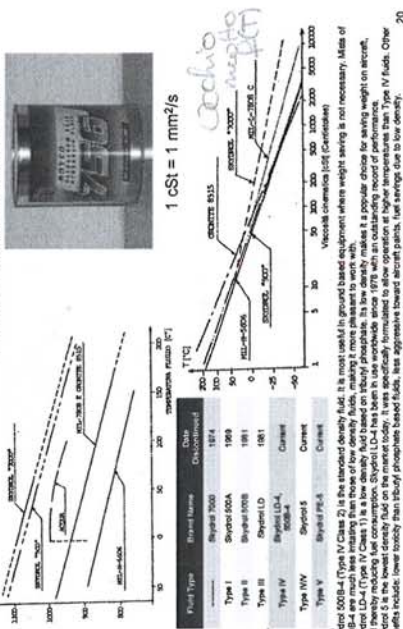


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Irtalicco - Paolo Maggiore

*Il polimero è caricato con polvere metallica per la continuità elettrica. Momentaneamente si degradava.*

### Caratteristiche fluidi idraulici

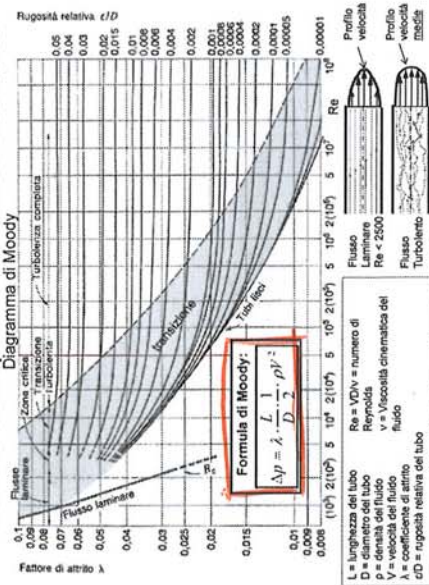
Anche i fluidi idraulici sono normalizzati.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Irtalicco - Paolo Maggiore

*Olii prodotti da ditte specializzate. Uso olii a base sintetica cost non si incendia e non si vetrifica non fa condensare le scappate. Questi olii sono rosso intenso e indicano dove lo colloca l'uomo.*

### Calcolo delle perdite di carico distribuite

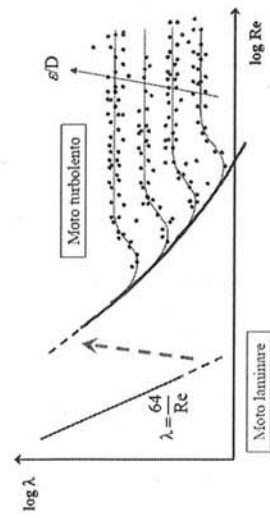


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Irtalicco - Paolo Maggiore

*Riperto il fattore di attrito in funzione di Re per avere suggerimenti del tubo. Calcolo Re -> rho \* lambda \* rho \* v \* moltiplicato per energia per forza.*

### Calcolo delle perdite di carico distribuite

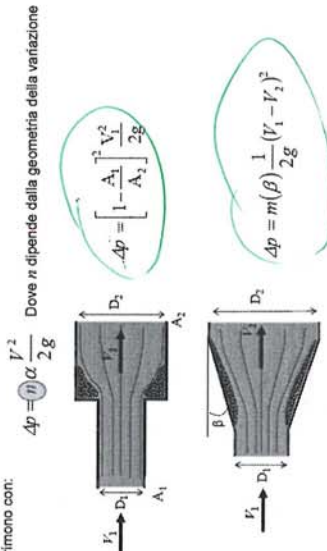
Il diagramma di Moody deriva dai risultati degli esperimenti di Nikuradse, condotti nel 1930.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Irtalicco - Paolo Maggiore

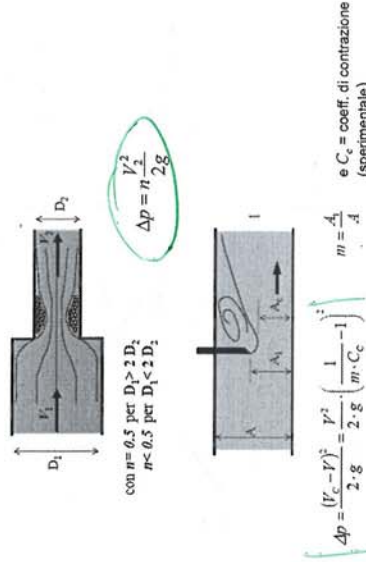
### Calcolo delle perdite di carico concentrate

Oltre alle perdite distribuite nel circuito idraulico nascono perdite di carico in corrispondenza delle inevitabili e ripetitive variazioni della sezione o della direttrice del condotto in cui scorre l'olio. Tali perdite sono proporzionali al termine cinetico della corrente e provocano una perdita di carico totale che, in generale, può ritenersi puntuale. Si esprimono con:



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Irtalicco - Paolo Maggiore

### Calcolo delle perdite di carico concentrate



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Irtalicco - Paolo Maggiore

La V<sub>fluido</sub> deve essere maggiore di quella necessaria  
 La V di Portata max è  $\sqrt{3}$  volte più piccola della V<sub>fluido</sub>

**Dimensionamento preliminare attuatore**

E' possibile calcolare per via teorica, nell'ambito del modello matematico semplificato qui presentato, la forza e la velocità che caratterizzano rispettivamente i punti 1 e 2; rimpiazzando la velocità sulla (1) si ottiene:

$$F_{max} = S_1 p_1 \quad (12)$$

$$V_{fluido} = \sqrt{\frac{S_1 p_1}{K}} \quad (13)$$

Imponendo il discorso sulle potenze è possibile osservare che moltiplicando la (13) per la velocità si ottiene, proprio l'espressione della potenza erogata dal trasformatore, l'equazione risulta essere una costante.

$$P = F v = S_1 p_1 v = K v^3 \quad (14)$$

E' possibile calcolare la potenza massima erogata dal trasformatore studiando un problema di estremo con l'equazione (14):

$$\frac{dP}{dv} = 3K v^2 = 0$$

da cui si possono ricavare forza e velocità corrispondenti:

$$\frac{dP}{dv} = 3K v^2 = 0 \rightarrow v_{max} = \sqrt{\frac{P_{max}}{3K}} = \sqrt{\frac{F_{stallo}}{3K}}$$

$$F_{max} = S_1 p_1 = K \left( \sqrt{\frac{P_{max}}{3K}} \right)^3 = S_1 p_1 = K \frac{P_{max}}{3} \sqrt{\frac{P_{max}}{3K}}$$

$$F_{max} = \frac{2}{3} F_{stallo}$$

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

**Pompe idrauliche**

Esistono due principali categorie di pompe idrauliche:

- pompe volumetriche;
- pompe non volumetriche (o fluidodinamiche).

Le prime, impiegate negli impianti idraulici aerospaziali, sono anche dette a spostamento, poiché sono in grado di spostare un volume di fluido quasi indipendentemente dalla pressione a valle, che può essere anche molto alta. Tipico esempio ne è la pompa a pistone.



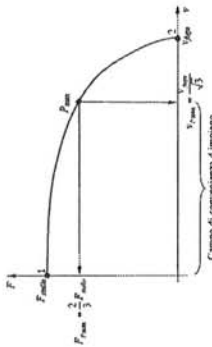
Le seconde, impiegate ad esempio negli impianti di alimentazione combustibile o di lubrificazione della gearbox del propulsore, accelerano il fluido; si ricava poi energia di pressione rallentandolo. Tipico esempio ne è la pompa centrifuga.

In entrambi i casi la potenza idraulica fornita dalla pompa è pari alla portata erogata per il salto di pressione imposto al fluido.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

Ho il punto di Pot max in cui spondezza di V max e F max  
 P<sub>2</sub> F<sub>2</sub> V

All'esame mi chiede di commentare Dimensionamento preliminare attuatore



Per l'azionamento dei comandi di posizione, dovendo passare il manovro condizionamento per la condizione caratterizzata da velocità nulla, è quindi conveniente utilizzare il campo di velocità da 0 alla v<sub>max</sub>. Per velocità di azionamento superiori la potenza infatti comincia a diminuire a causa della dipendenza quadratica delle perdite di carico con la velocità dell'olio nelle tubazioni e nella servovalvola.

Naturalmente, il dimensionamento dell'azionamento dovrà soddisfare degnamente il requisito di forza massima sostenibile, tramite la scelta di una opportuna sezione S del pistone. Dopo aver fissato la pressione ammissibile di esercizio (P<sub>1</sub> e P<sub>2</sub> e accettato l'adeguato dimensionamento di servovalvola e tubazioni tali da permettere l'attacco e il deflusso dell'olio senza eccessiva incidenza delle perdite di carico.

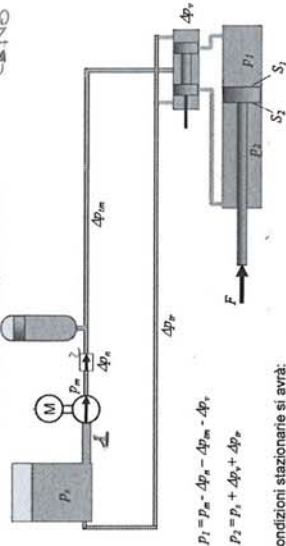
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

① Troppo corto e largo per evitare la cavitazione  
 ② Valvola di non ritorno

**Azionamento a velocità costante**

Ricapitolando, in caso di azionamento con velocità V e forza in opposizione F costanti per dimensionare l'attuatore (sezioni S<sub>1</sub> e S<sub>2</sub>) è necessario conoscere la pressione di mandata e quella nel serbatoio e poi calcolare la diverse perdite di carico incontrate dal fluido nel suo cammino verso l'attuatore. Nell'ipotesi che l'azionamento avvenga alla velocità di ottimo, le perdite di carico devono essere calcolate a questa velocità.

↳ No Acc



$$p_1 = p_m - \Delta p_p - \Delta p_m - \Delta p_r$$

$$p_2 = p_1 + \Delta p_p + \Delta p_r$$

In condizioni stazionarie si avrà:

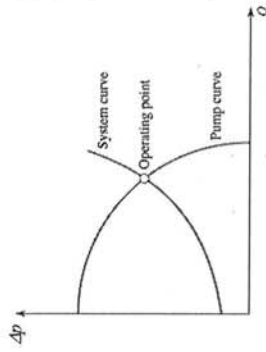
$$F = p_1 S_1 - p_2 S_2$$

La soluzione analitica esatta nel caso di forza non costante si complica notevolmente.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

**Pompe idrauliche**

La scelta della pompa da abbinare al circuito si effettua in base al punto di funzionamento a cui si porta automaticamente il connubio pompa+circolo. Tale punto di funzionamento deve garantire lo smaltimento della portata richiesta ad una pressione opportuna (vicina a quella nominale).



Se aumenta troppo la Portata la P2 perde

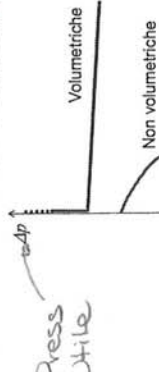
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

**Pompe idrauliche**

Il principio della pompa volumetrica secondo cui la pressione dell'olio aumenta e quello della compressione dell'olio in un comparto chiuso sul quale esercitare un'azione di schiacciamento.



Sono definite da una curva caratteristica, ad es. portata-pressione.



Press Utile

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore



*È regolare ma non così tanto*

## Pompe idrauliche

Pompa a pistoni assiali

Il caso più semplice di pompa a pistoni è quella a pistone singolo. Il movimento del pistone, in genere realizzato manualmente o con un sistema a biella e manovella, spinge il fluido verso il condotto di mandata ottenendo così una certa portata.

Nelle pompe volumetriche la pressione deriva da quanto presente a valle; in sostanza è la compressibilità del fluido (o del gas di un eventuale accumulatore sulla linea di mandata) che determina la pressione in funzione della portata generata e quella assorbita dall'impianto.

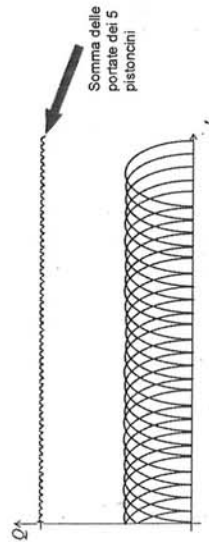
Un eccesso di portata rispetto a quanto richiesto dall'impianto determina un aumento di pressione e viceversa una scarsità di portata rispetto a quanto richiesto determina un calo della pressione.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

43

## Pompe idrauliche

Per ottenere una certa uniformità della portata occorre utilizzare un certo numero di cilindri leggermente sfasati angolarmente tra loro. La figura mostra il risultato ottenuto nel caso di pompa a 5 pistoni.



Ora si illustra il metodo pratico per azionare in contemporanea più pistoncini, con opportuno sfasamento, in una pompa.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

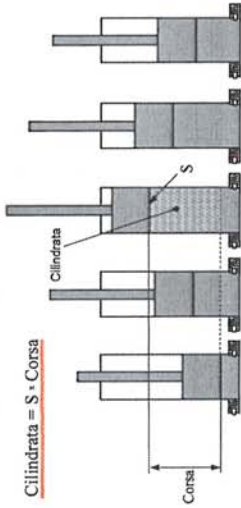
46

## Pompe idrauliche

In una pompa volumetrica ad unico cilindro, la portata è data da:

$$Q = v \cdot S \cdot \nu$$

dove  $v$  è la velocità del pistone e  $S$  la sua sezione. Il rendimento volumetrico, nel caso di fluidi incomprimibili, è dovuto essenzialmente a difetti delle tenute che portano a trafileamenti d'olio (del resto necessari per la lubrificazione) tra cilindro e pistone.

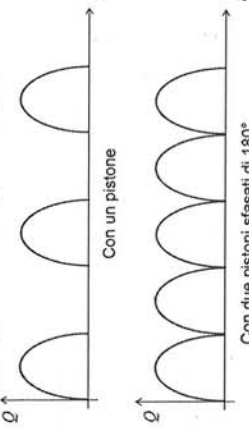


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

44

## Pompe idrauliche

Per avere una portata costante con una pompa del genere, occorrerebbe una velocità costante lungo una corsa infinita del pistone. Non essendo questo realizzabile si deve ricorrere ad un moto alternato del pistone, di solito ottenibile da un motore con un collegamento del tipo biella - manovella; in tal caso la velocità  $v(t)$  ha andamento sinusoidale, e così la portata. Come già detto, è chiaro che all'imbocco e all'uscita del pistone ci dovranno essere delle valvole che impediscano l'inversione del flusso (valvole di non ritorno); quindi, la portata avrà l'andamento, nel tempo, rappresentato nel diagramma in figura.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

45

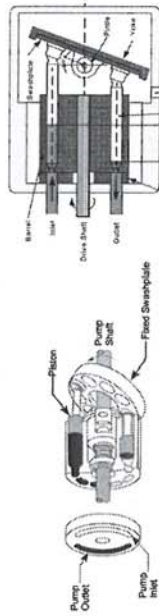
## Pompe idrauliche

Un tipico esempio di una pompa a pistoncini è rappresentato in figura insieme ad un disegno schematico.

Si tratta di una pompa avente pistoncini a moto assiale, con piattello inclinabile e tamburo rotante. Il fatto che il tamburo sia rotante permette di utilizzare un collettore fisso, dotato di una piastra sulla quale sono ricavate due asole a semi-cerchio, una di mandata e una di aspirazione.

Nel disegno in esame il piattello è fisso, inclinato però rispetto all'asse di rotazione del tamburo. La corsa del singolo pistoncino, e quindi la portata dell'intera pompa, è direttamente legata all'angolo tra i due assi.

Nella maggior parte dei casi il piattello non è rotante: in tal caso i pistoncini sono collegati a esso da pattini scorrevoli; il moto al tamburo viene dato da un albero che attraversa la piastra o il piattello (figura a destra).



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

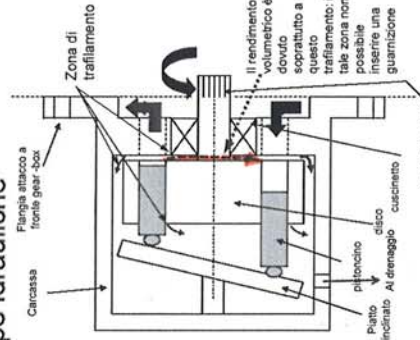
47

*Ci sono anche a doppio effetto*

## Pompe idrauliche

Si ha in genere trafileamento di olio tra il tamburo e la piastra del collettore, tra pistoncini e cilindri e spesso si genera una lubrificazione forzata ai pattini del piattello (per quanto l'olio idraulico non sia a figure a uso lubrificante). Questi trafileamenti, tutt'altro che indesiderati per le ragioni di cui al successivo capoverso, causano una perdita di portata dipendente dalla pressione a valle - ossia una riduzione del rendimento volumetrico.

Il condotto di drenaggio viene creato per consentire la fuoriuscita dell'olio che tratta (non è possibile mettere guarnizioni) al fine di migliorare il raffreddamento della macchina e di allontanare eventuali frammenti metallici generati per usura meccanica (trattenuti dal filtro).



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

48

*Trafileamenti voluti*

*Esempio dimensionamento!*

### Pompe idrauliche: esempio di dimensionamento preliminare

Sono note le seguenti caratteristiche della possibile pompa (rendimenti alla massima portata) e si dispone di una tabella in cui sono riportate alcune pompe di fornitura tra le quali scegliere la più adatta.

Portata [l/min]	36	12000	12000	12000	12500	2
Velocità di rotazione [rpm]	12000	10000	10000	10000	10000	2
Rendimento volumetrico	0.83					
Rendimento meccanico	0.95					
Rendimento idraulico	0.8					
Salto di pressione [bar]	200					
Velocità di rotazione [rpm]						
Di progetto						
Massima						
8000						
10000						
6750						
7500						
7100						
6250						
12.7						

Calcolare cilindrata e potenza assorbita alla massima portata. Ricordando che:

$$Q = CIL \cdot n \cdot \eta_{v,i} \rightarrow CIL = Q / n \cdot \eta_{v,i} = 36 \cdot 1000 / (12000 \cdot 0.83) = 3.61 \text{ cm}^3$$

La pompa più adatta è quella nella prima linea della tabella.

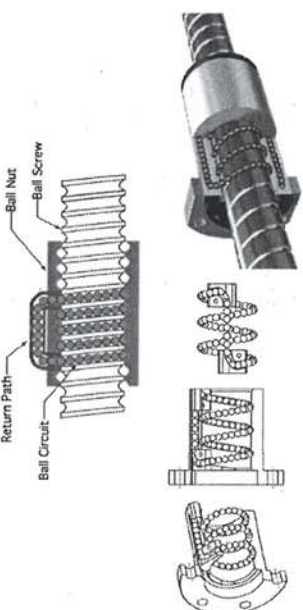
$$W = Q \cdot (P_{max} - P_{app}) \cdot (\eta_m \cdot \eta_m) \rightarrow W = 36 \cdot (110^6 - 60 \cdot 10^6) \cdot 0.95 \cdot 0.8 \cdot 0.83 = 194W$$

Trasforma i bar in Pa  
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

*Elevato rapporto tra ridotto attrito*

### Attuatori

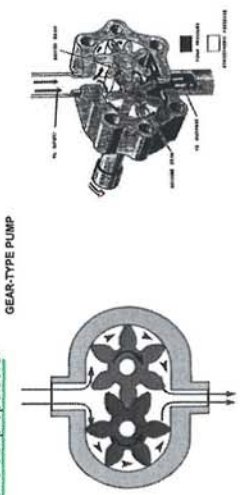
Per ridurre porre radicalmente rimedio a tale problema sono stati sviluppati sistemi a circolazione di sfere o di rulli (jack-screw o ball-screw) nei quali il filetto è sostituito appunto da una fila di corpi volventi che, rotolando invece di strisciare nelle cave rappresentanti il filetto, riducono sensibilmente i fenomeni di usura e di attrito.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Pompe idrauliche

Nell'impianto di lubrificazione dei propulsori aeronautici è facile trovare un altro tipo di pompe non volumetriche: le pompe a ingranaggi; in esse l'olio è intrappolato nei vanti tra i denti dell'ingranaggio. A differenza delle pompe a pistoncini il volume non si riduce con la rotazione; l'olio pertanto viene solamente spostato con cessione di quantità di moto. Non sono adatte a generare elevate pressioni in uscita (prevalenze) e quindi non sono impiegate per pressurizzare il sistema idraulico di un velivolo, ma al più per il circuito di lubrificazione del propulsore.

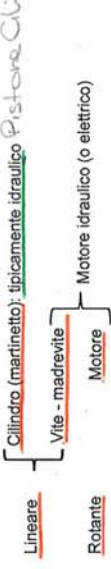


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Attuatori

L'attuazione delle utenze di bordo è di tipo lineare o rotativa. In campo idraulico è possibile generare in modo diretto entrambi i tipi di moto usando martinetti (detti anche cilindri) e motori idraulici. Per i comandi di volo primari si impiegano quasi esclusivamente gli attuatori lineari idraulici.

Con il dispositivo vite-madrevite è invece possibile convertire un moto rotativo in lineare. Tale soluzione è sovente impiegata nei comandi di volo secondari (ipersostenitori). Per motivi di efficienza e durata si usano viti a ricambio di sfere.



La soluzione vite - madrevite è molto semplice per trasformare il moto rotativo in lineare. Gli svernaggi derivano dall'usura e dall'attrito dovuti allo sfrecciamento dei fianchi del filetto.

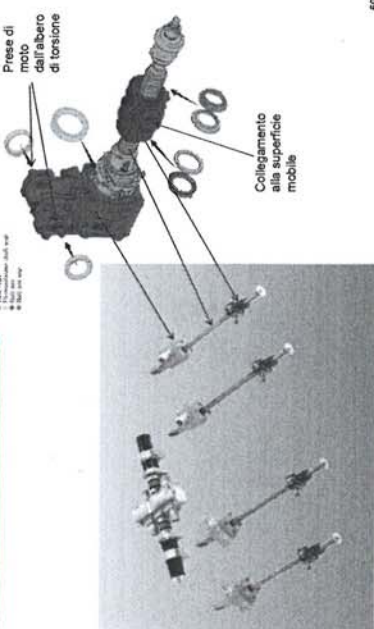
*Per ridurre l'attrito - vite a sfere*  
*Ha un grande rapporto di trasmissione*

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

*Trasferisce la rotazione a quattro palle di trazione. Dall'albero pinna pale vinando ai quattro con r=800*

### Attuatori

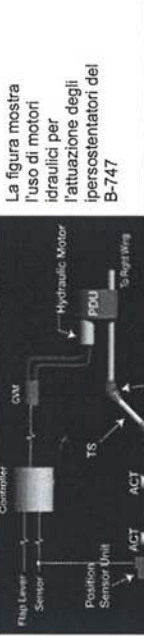
Gli attuatori a circolazione di sfere o di rulli (jack-screw o ball-screw) sono largamente usati per l'azionamento dei comandi di volo secondari.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

*Esempio di linea di comando Flap. Ho una sensore di posizione che confronta il flap ed sx che devono essere simmetrici, senso fa manda*

### Attuatori

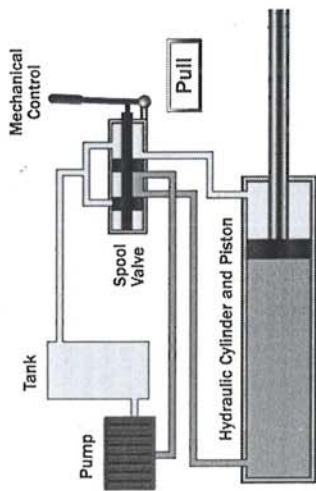


La figura mostra l'uso di motori idraulici per l'attuazione degli ipersostenitori del B-747

La trasmissione del moto agli attuatori meccanici degli ipersostenitori avviene tramite un albero di torsione (posto in rotazione dal motore idraulico) che si connette tramite una trasmissione meccanica all'attuatore a vite (screw-jack).

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Servovalvola per comando in velocità

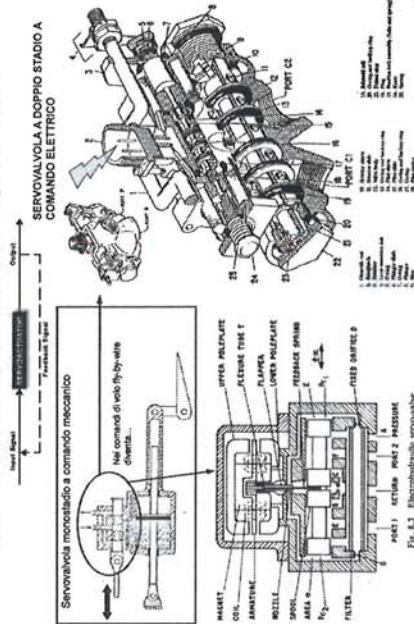


©2000 How Stuff Works

Non trovano applicazione in campo aerospaziale!

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

### Servovalvole per comando posizione



67

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

### SERVO VALVE - BODY

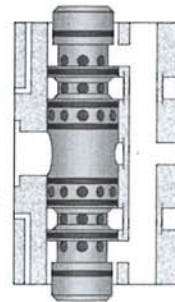
Coma funziona una servovalvola di tipo flapper-nozzle a comando elettrico...



69

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

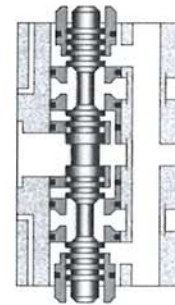
### SERVO VALVE SLEEVE



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

70

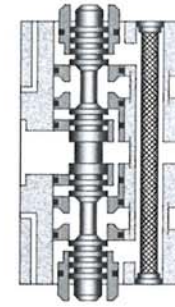
### SERVO VALVE - SPOOL



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

71

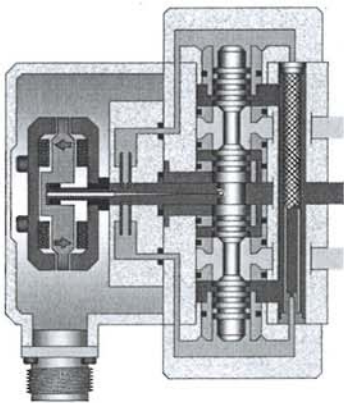
### SERVO VALVE - PILOT FILTER



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

72

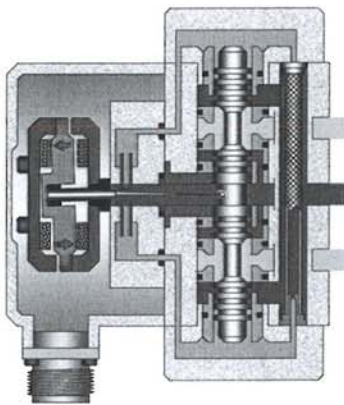
SERVIZIO VALVE



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

79

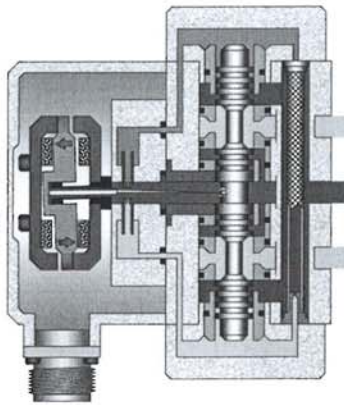
SERVIZIO VALVE



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

80

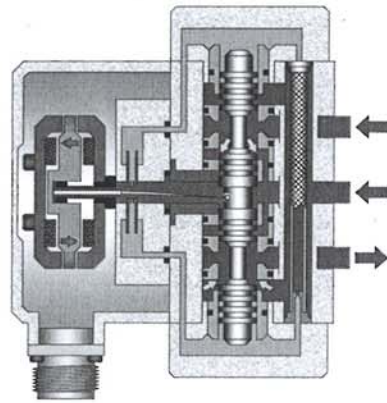
SERVIZIO VALVE



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

81

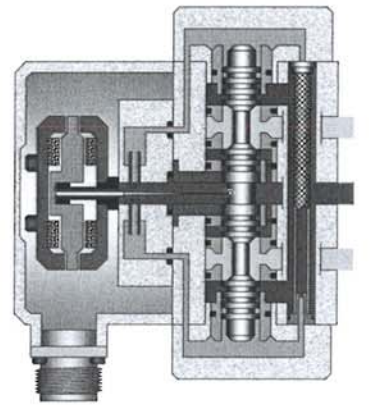
SERVIZIO VALVE



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

82

SERVIZIO VALVE

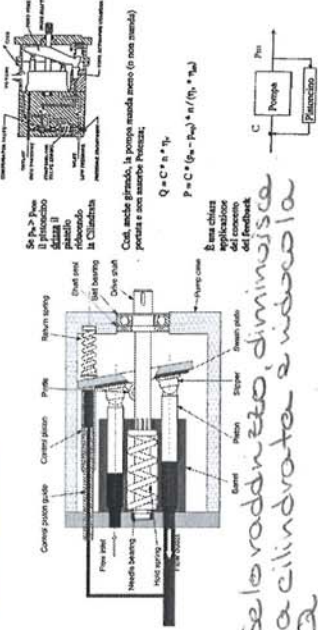


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

83

### Pompe a pistoncini con regolatore

Modamente molto diffuso è il metodo di regolare la pressione della pompa a monte, inserendo un regolatore che agisce direttamente sull'inclinazione del pistello della pompa, ridirizzando in caso di aumento della pressione.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

84

Quando si vuole il comando pot. localmente  
 fa diminuire lentamente la pressione  
 per facilitare il passaggio ai reversibili

### Accumulatore

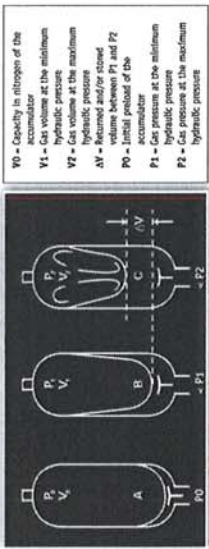
Gli accumulatori idraulici sono dispositivi in parallelo sulla linea, in grado di immagazzinare energia in un impianto, restituendola sotto forma di olio in pressione qualora venisse richiesto. Le funzioni sono:

- 1) fornire una limitata quantità di fluido in pressione per la rivenza quando la pompa non funziona, ossia in caso di emergenza; questi accumulatori sono posti in prossimità dell'utenza da azionare e sono previste valvole di non ritorno per evitare che l'accumulatore disperda energia verso altre utenze;
- 2) mantenere pressurizzato il circuito evitando le pompe nei momenti di maggior richiesta (riduce il periodo di insondanza di fenomeni di cavitazione);
- 3) assorbire le irregolarità di pressione dovute all'attivazione e disattivazione delle utenze (i sistemi di regolazione visti in precedenza hanno dei transienti) ed al funzionamento pulsante delle pompe; in questo caso è immediata l'analogia col volano in un sistema meccanico; un accumulatore con tale scopo è collegato poco a valle della pompa;
- 4) assorbire i colpi d'aria (funzione simile alla 3) e compensare la dilatazione termica dell'olio;
- 5) erogare un surplus di portata nelle condizioni di massima portata assorbita per evitare il sovradimensionamento della pompa (funzione simile alla 2).

Esistono altre funzioni meno comuni dell'accumulatore. Per esempio sull'AMX esiste un accumulatore che, rimasto in pressione dopo lo spegnimento dell'impianto, può alimentare un motore idraulico per l'azionamento della turbina ausiliaria per l'avviamento dell'APU, anziché utilizzare il sistema classico, usato su piccoli velivoli, fatto da batteria + motore elettrico. Da quanto detto è evidente che il numero di accumulatori a bordo può non essere piccolo. In tutti i casi, introducendo dell'olio, si ottiene un immagazzinamento di energia in forma potenziale o elastica.

### Accumulatore

Per il dimensionamento di un accumulatore a gas ci si riferisce, generalmente, a queste tre condizioni limite:



A - Bladder in the recharge position, which means that the accumulator only contains nitrogen. The anti-extrusion system closes the hydraulic orifice which prevents the destruction of the bladder. In low pressure accumulators the bladder rests against the grid.

B - Position at the minimum operating pressure. There must be a certain amount of fluid between the bladder and the hydraulic orifice, such that the anti-extrusion system does not close the hydraulic orifice, working fluid quantity.

C - Position at the maximum operating pressure. The volume difference between the minimum and maximum positions of the operating pressure represents the working fluid quantity.

$$P = P_0 \left( \frac{V_0}{V_0 - V} \right)^\gamma$$

dove  $\gamma$  è l'esponente della poliotropica, pari a 1,4 in caso di adiabatica (trasformazione veloce) e a 1 in caso di isoterma (trasformazione lenta). Per il dimensionamento dell'accumulatore a gas, spesso si considera l'isoterma in fase di carica, poiché essa è di solito seguita da un periodo di inutilizzo dell'accumulatore carico, e l'adiabatica in fase di scarica, poiché è veloce. Così facendo è possibile trovare la seguente espressione per il volume totale  $V_T$  dell'accumulatore, essendo  $V_U$  il volume d'olio da erogare,  $P_U$  e  $P_m$  le pressioni massime e minime di lavoro richieste e  $P_0$  quella di precarica (accumulatore vuoto, senza olio):

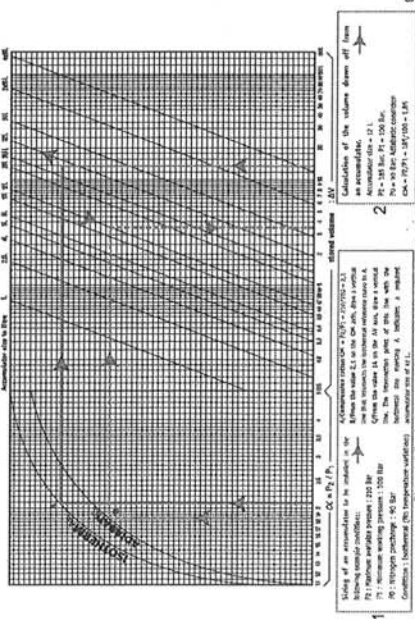
$$V_T = V_U \frac{P_m / P_0}{1 - (P_m / P_0)^{0.715}}$$

Tale volume è teorico e va maggiorato mediamente del 30%, per tener conto dell'assorbimento di gas nel liquido e soprattutto di trafilamenti attraverso la valvola di ricarica.

Dimensionamento

### Accumulatore

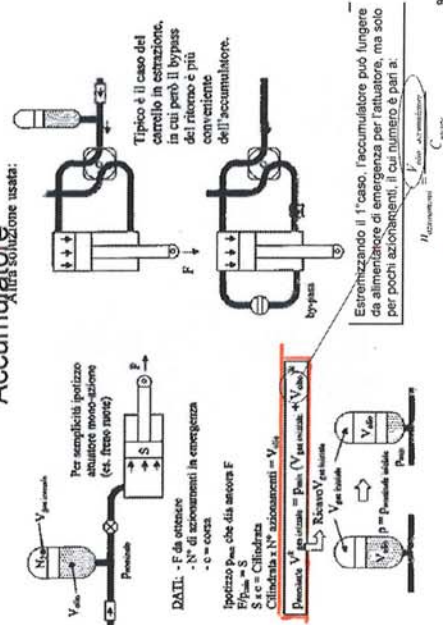
Nella prassi operativa si preferisce fare uso di metodi più pratici basati su grafici o nomogrammi.



1) Reading of an accumulator to be selected or the following example conditions:  
 - Operating pressure: 100 bar  
 - Volume of oil to be stored: 100 l  
 - Pre-charge pressure: 10 bar  
 - Gas: Nitrogen (other than Air)  
 - Temperature: 15°C  
 - Coefficient: 0.715 (other than 1.4 for Air)

2) Calculation of the volume stored off from an accumulator:  
 - Operating pressure: 100 bar  
 - Pre-charge pressure: 10 bar  
 - Gas: Nitrogen (other than Air)  
 - Temperature: 15°C  
 - Coefficient: 0.715 (other than 1.4 for Air)

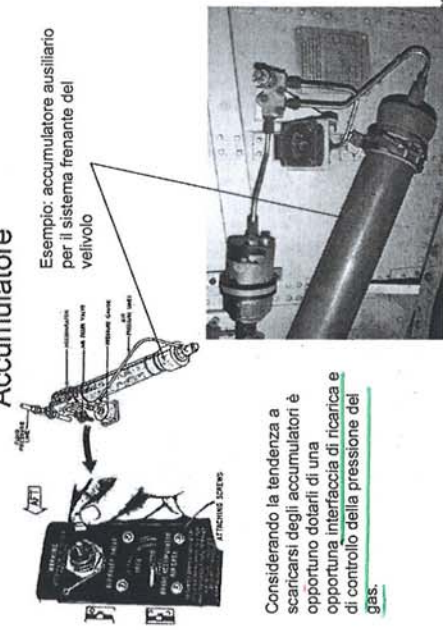
### Accumulatore



Tipico è il caso del controllo in estrazione, in cui però il bypass del ritorno è più conveniente dell'accumulatore.

Estroizzando il T caso, l'accumulatore può fungere da alimentazione di emergenza per l'attuatore, ma solo per pochi azionamenti, il cui numero è pari a:

### Accumulatore

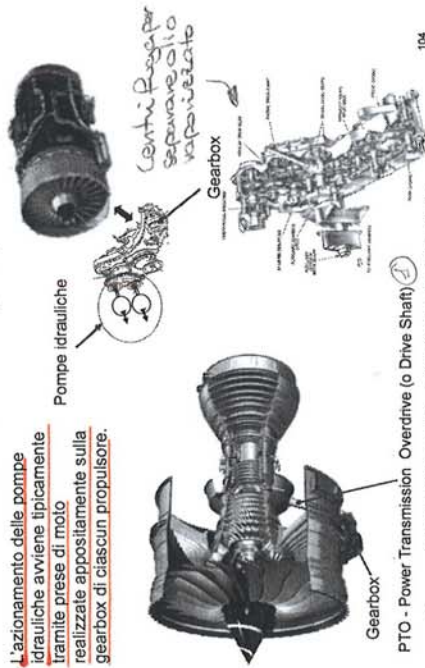


Considerando la tendenza a scaricarsi degli accumulatori è opportuno dotarli di una opportuna interfaccia di ricarica e di controllo della pressione del gas.

*La metto sotto il prop così è più accessibile x la manutenzione*

### Azionamento pompe

L'azionamento delle pompe idrauliche avviene tipicamente tramite prese di moto realizzate appositamente sulla gearbox di ciascun propulsore.

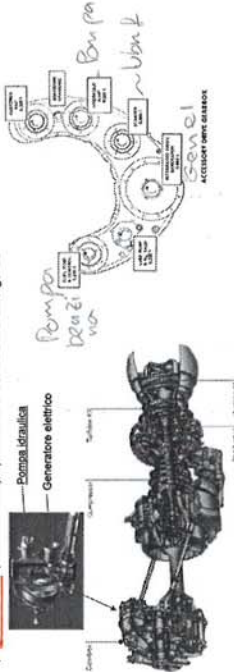


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Azionamento pompe

Le pompe possono essere azionate:

- Dal propulsore del velivolo tramite scatola ingranaggi (accessory drive gearbox) o dal riduttore dell'elica.
- Tramite un motore dedicato, elettrico, idraulico o pneumatico (piccola turbina, usata in emergenza per via del notevole rumore prodotto).
- Tramite RAT (ram air turbine), tipicamente in condizioni di emergenza.

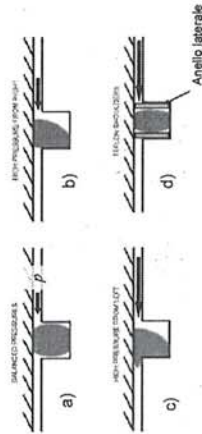


Nota: 1) Nel caso a) si evita l'uso di motori dedicati, uno per ciascuna pompa, soluzione preferibile per grandi velivoli. 2) Nel caso b) si ha la collocazione ottimale sul velivolo (baricentro, edotta lunghezza linea asportazione da subalbero), le pompe girano a velocità costante (non c'è la variazione del numero di giri dovuta alla manovra ovvero si ha migliore funzionamento); le pompe possono funzionare a terra con motori spenti (con l'uso di GPU); si possono spingere quando non servono, possono fornire energia da un qualsiasi propulsore (maggiore sicurezza), migliore accessibilità in manutenzione.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Giunzioni e tenute

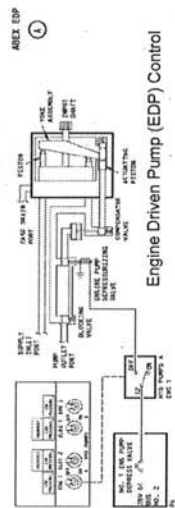
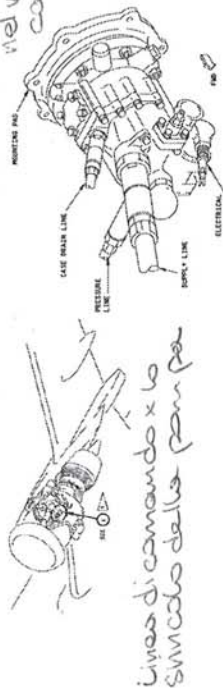
Le guarnizioni servono a ridurre i trafileamenti quando viene lasciato del gioco tra parti in moto relativo, per es. come tra cilindro e pistone, in un marinetto. Tipicamente essere sono realizzate in elastomero e possono avere diverse forme; le più comuni sono quelle rotonde, ad anello, inserite in apposite scanalature; in figura a) è disegnata la sezione di una guarnizione del genere a riposo; se aumenta la pressione, da un lato, la guarnizione viene spinta e deformata come in figura b), realizzando la tenuta; se la pressione aumenta troppo, si rischia una deformazione come in figura c), con estrusione della gomma tra le due superfici in movimento e usuratura (inquinamento olio) della guarnizione; per evitare questo inconveniente si introducono degli anelli laterali di contenimento in teflon, (figura d).



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

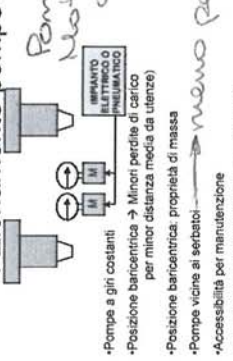
*Per evitare trafilem. a elevate pressioni.*

### B-737: Engine Driven Pump (EDP) Integrato nel vano carrello



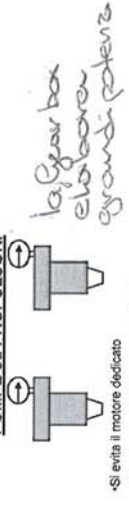
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### Azionamento pompe



•Pompe a gin costanti  
•Posizione baricentrica → Minori perdite di carico per minori distanze medie da utente  
•Posizione baricentrica; proprietà di massa  
•Pompe vicine ai serbatoi  
•Accessibilità per manutenzione  
•Se usata come RIDONDANZA non risente del guasto dei primi propulsori

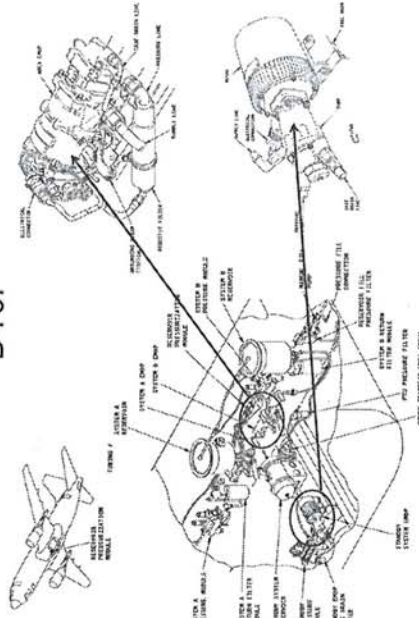
### POMPE SU PROPULSORI



•Si evita il motore dedicato  
•Soluzione preferibile per grandi potenze

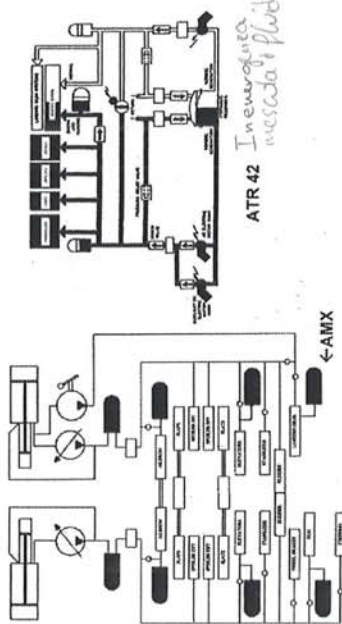
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

### B-737



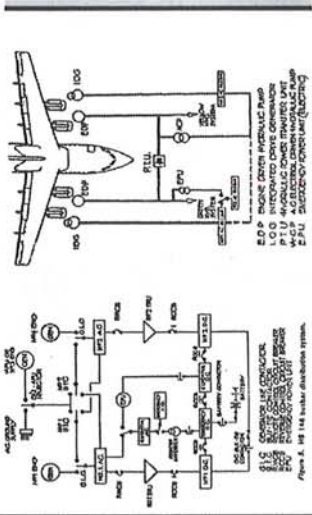
Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idraulico - Paolo Maggiore

Schemi impianti idraulici



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

Architettura anomala: BAe-146



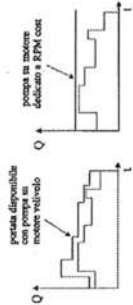
- Tener presenti le opportunità di una spinta INTEGRAZIONE tra Sistemi
- Tener presente le nuove tendenze: ac Wild frequency (A380), 270 VDC (F35)
- All electric / More electric

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

*edda wat da da imp idraul*

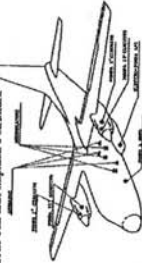
Problema del progetto

- 1) progettare attuatori idonei
- 2) sapere quale portata volumetrica Q richiedano e per quanto tempo



trova la pompa (Cilindrata e RPM max)

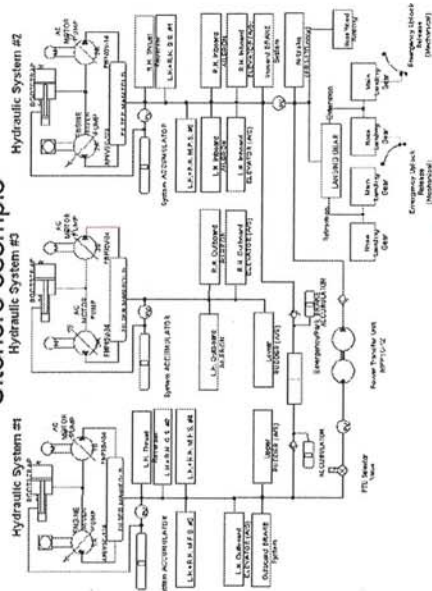
- 3) si studia l'installazione sul veicolo curando l'integrazione con altri impianti e struttura



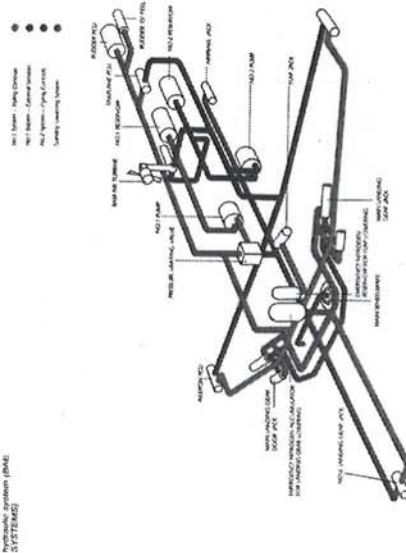
- 4) Con lo studio di installazione si affina la valutazione delle cablate di pressione

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

Ulteriore esempio

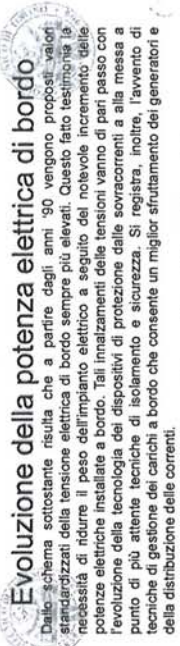


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2012/2013 - Idrraulico - Paolo Maggiore

3- Potrei mettere dei DC ma non conviene  
 4- la soluzione è lettrice pesa troppo  
 5- Dipende da collocazione e compito  
 6,7,8- Dipende, posso usare delle W in cucina  
 ma x l'Antigravazione non va bene.



### Evoluzione della potenza elettrica di bordo

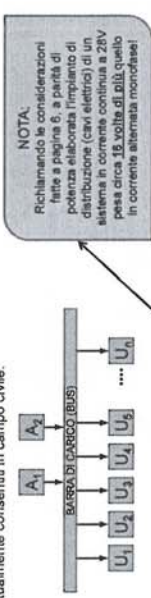
Dallo schema sottostante risulta che a partire dagli anni 90 vengono proposti valori standardizzati della tensione elettrica di bordo sempre più elevati. Questo fatto testimonia la necessità di ridurre il peso dell'impianto elettrico a seguito del notevole incremento delle potenze elettriche installate a bordo. Tali innalzamenti delle tensioni vanno di pari passo con l'evoluzione della tecnologia dei dispositivi di protezione dalle sovracorrenti a alta messa a punto di più attente tecniche di isolamento e sicurezza. Si registra, inoltre, l'avvento di tecniche di gestione dei carichi a bordo che consente un miglior sfruttamento dei generatori e della distribuzione delle correnti.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

Se un aereo ha necessità sia di DC che AC

### Impianto elettrico centralizzato

L'adozione della generazione elettrica centralizzata ha comportato l'impiego di barre di campo (o BUS) per la gestione della distribuzione dell'energia a bordo e, quindi, ha imposto la standardizzazione delle tensioni di bordo. È possibile pensare sia a impianti in corrente continua (CC - in inglese DC, Direct Current), sia in corrente alternata (CA - in inglese AC, Alternating Current). In tabella sono riportati i valori nominali unificati di tensione e frequenza attualmente consentiti in campo civile.



Corrente	Tensione V	Note
Continua	28	Richiamando le considerazioni fatte a pagina 6, a parità di potenza elaborata l'impianto di distribuzione (cavi elettrici) di un sistema in corrente continua a 28V pesa circa 18 volte di più quello in corrente alternata monofase!
Continua	270	Valore poco diffuso impiegato, per il momento, solo su velivoli militari "more electric"
Alternata monofase	115	A frequenza di 400 Hz oppure a frequenza variabile (wild frequency)
Alternata trifase	115/200	A frequenza di 400 Hz oppure a frequenza variabile (wild frequency)

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

Questo stabilisce sia i limiti che i range di operatività L MIL-STD-704

### Riferimenti normativi

Per il progetto del sistema elettrico si adottano normative internazionali che stabiliscono per es.: i requisiti di oscillazione tollerata per la tensione; le tabelle successive si riferiscono alla norma MIL-STD-704\*, di possibile applicazione nel settore aerospaziale!

Steady state characteristics	Limits
Steady state voltage	100.0 to 110.0 volts, rms
Voltage unbalance	3.0 volts, rms maximum
Voltage phase difference	11.4 deg. to 13.4
Distortion factor	0.05 maximum
Distortion spectrum	Figure 3, 4, 5
DC component	10.10 to -4.10 volts
Steady state frequency	394 to 407 Hz
Frequency modulation	4 Hz
Transient characteristics	Limits
Peak voltage	271.8 volts, rms maximum
Steady state characteristics	Limits
DC system	28 volts
AC system	260 volts
Steady state voltage	26.0 to 28.0 volts
Distortion factor	0.025 maximum
Distortion spectrum	Figure 8
Ripple amplitude	1.5 volts maximum
Transient characteristics	Limits
DC system	28 volts
AC system	270 volts

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

### Alternative di alimentazione

La seguente tabella riporta le possibili alternative all'alimentazione elettrica per le diverse categorie di utenza a bordo di un aeromobile.

Tipo utenza	Possibili alternative all'alimentazione elettrica	Note
Illuminazione	Nessuna	ATA 33
Apparati elettronici e avvisori	Nessuna	ATA 21, 31 e 34
Interruttori automatici, dispositivi di blocco, valvole	Elementi logici fluidici	Elementi più leggeri ed affidabili in applicazioni non trova moderna applicazione aerospaziale.
Attuatori lineari	Attuatori idraulici e pneumatici	Molto più efficaci, efficienti ed affidabili gli attuatori idraulici
Attuatori rotativi	Motori idraulici e pneumatici	Più o meno equivalenti tutti e tre i tipi *
Riscaldamento per climatizzazione	Impianto pneumatico	Migliori i dispositivi pneumatici **
Riscaldamento per cucine	Nessuna	
** Nel caso di atterraggio di pompa immessa nel combustibile del velivolo quello elettrico è preferibile		
** L'anti-ghiaccio elettrico ha lo svantaggio di avere un'efficienza bassissima (eccessivo consumo d'energia), ma ne esistono svariate applicazioni nei velivoli di medio-piccola dimenzioni. Per alcune applicazioni particolari quali sgliacciamento di sondre, piccole prese d'aria, sensori di strumentazione, l'alimentazione elettrica è insostituibile.		

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

### Pro e contro dei valori di tensione

#### Direct Current - DC

La corrente continua ha bisogno di accumulatori (batterie), il cui peso è però direttamente proporzionale al valore della tensione. Inoltre, in configurazioni DC, occorre controllare l'intensità di corrente in caso di cortocircuito (problema della velocità di intervento dei dispositivi di protezione dalle sovracorrenti). La tensione di 28 V DC è un accettabile compromesso tra queste esigenze.

**Alternate Current - AC**

Invece, per quanto riguarda l'alimentazione AC bisogna garantire un adeguato isolamento a causa della maggiore tensione (tuttavia, non è opportuno salire eccessivamente con il valore normalizzato di tensione al fine di ridurre la sezione del conduttore perché inizierebbero a sorgere problemi di sicurezza e il peso della guaina isolante comincerebbe ad aumentare). 115 V AC sono generati da alternatori trifase di peso ed ingombro contenuti e alta affidabilità. Infine, frequenza di 400 Hz è stata scelta, anche in questo caso, come l'ottimo tra esigenze di leggerezza dei generatori (a pari potenza e più leggero un generatore più veloce) e meccanicismo (limita alla velocità di rotazione dovuta alla resistenza dei supporti).

Nonostante le tecnologie attuali potrebbero ormai superare questi valori ottimali della tensione di generazione non è ancora prevista una modifica degli standard. Tuttavia, è stata recentemente introdotta la tensione normalizzata di 270V DC, al momento impiegata su alcuni velivoli militari, e sono appena stati varati sistemi a 540V DC e 230V AC a frequenza variabile per la soluzione impiantistica more electric (E-787). Tensioni più elevate sono applicabili dopo l'avvento degli interruttori di sicurezza alla stato solido, molto più veloci nell'isolare una sovracorrente. Sarebbero possibili tensioni ancora maggiori, ma esse pongono problemi di isolamento e di perdite per "effetto corona", quando l'aria è rarefatta (in crociera).

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

### Scelta del tipo di generazione primaria

Considerando che gli standard aerospaziali prevedono la possibilità di realizzare impianti con vari tipi di corrente (continua, alternata a frequenza variabile e alternata a frequenza costante), si impone la necessità di operare una scelta fra queste opzioni.

A tale scopo è necessario analizzare le varie utenze elettriche e le loro necessità; evidentemente queste variano in ogni velivolo, ma in prima approssimazione possono essere divise, a titolo di esempio, nelle categorie riportate in tabella.

Utenza	% carico totale	DC	AC (wild freq.)	AC (400 Hz)
Illuminazione e riscaldamento	50+70	✓	✓	✓
Motori	10+40	✓	✓	✓
Comandi, controlli, servomotori	5+10	✓		✓
Avionica	5+20			✓
Batteria		✓		

Principali utenze di bordo, eventuali alternative di alimentazione elettrica e campi tipici (in percentuale) del carico elettrico (potenza assorbita) totale.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore



UAPU è un piccolo motore Saale-Bryton collegato con Gear Box con mot. E1-1APU può essere acceso elettricamente e può stare a caso a motore spento.



### Generazione elettrica

La generazione dell'energia elettrica avviene attraverso macchine, dinamo o alternatori, che possono essere azionati meccanicamente da:

1. La scatolette a ingranaggi dei propulsori (gearbox);
2. motori idraulici o pneumatici;
3. APU (Auxiliary Power Unit), quando il velivolo è fermo a terra, tramite gearbox dedicati;
4. RAT (Ram Air Turbine), una piccola elica che in condizioni di emergenza viene esposta al vento relativo, durante il volo, in modo tale da porre in rotazione il generatore e essa meccanicamente collegato.



In modo alternativo un velivolo fermo al suolo, a propulsori spenti, può disporre di energia elettrica tramite connessione a terra (GPU : Ground Power Unit) o dalla batteria di bordo (che svolge anche funzioni di emergenza in volo).



Batteria

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

In Alama aeroporto è vietato l'ADO, uso GPU

Genesi in AC a V variabile. Parte la manutenzione AC e la manovra dove serve, allora la raddizione in DC a BLO e la manovra -



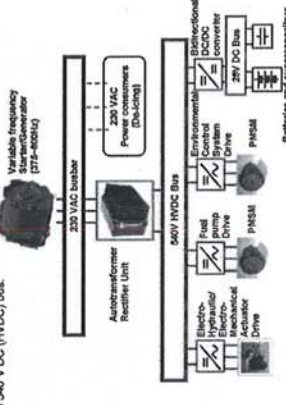
### More Electric Aircraft

Per questa moderna architettura di generazione elettrica si prevede un radicale cambiamento nelle tecniche di generazione (molto più alte a causa delle notevoli potenze installate) e di ripartizione delle utenze sulle parti di carico.

A schematic of a representative power system for the "more electric" aircraft is shown. A variable frequency three phase synchronous generator motor provides power to the 230 VAC bus to which frequency converters such as resistive divider might be connected. Electro-hydraulic and electromechanical actuator drives required for power by wire flight surface actuation together with permanent magnet brushless AC machines (PMSM) drives for fuel pumps and environmental control system, which constitute the largest electric power consumers, are fed by inverters connected to the high voltage 560 VDC (HVDC) bus.

A multi-pulse autotransformer and rectifier unit (ATRU) rectifies the AC voltage and powers the DC bus. A bidirectional DC/DC converter acts as an interface with a low voltage 28 VDC bus for charging and discharging to provide power during emergencies and store energy during regenerative braking.

Most loads on the HVDC bus are fed by power electronic converters and with their associated controllers tend to behave like constant power loads.

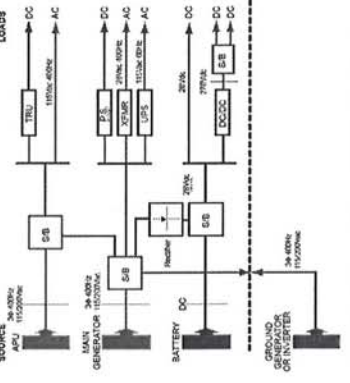


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore



### Military Aircraft

Menta ancora due parole di commento la configurazione di generazione di bordo usata prevalentemente nei velivoli militari. Lo schema mostra la tipica configurazione dell'impianto elettrico di un velivolo di maggiori dimensioni, con un Service Bus (SB) a 270V DC e un convertitore 28VAC@400Hz per specifico uso automatico.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

Ho una batteria in caso di Black-out dei sistemi



### Generazione elettrica: APU e RAT (2)

L'APU è generalmente costituita da una turbina a gas di dimensioni contenute (rispetto ai motori principali del velivolo), con regime normale di rotazione elevatissimo (fino a 84.000 rpm), cui sono collegate alcune utenze principali come generatori elettrici, pompe pneumatiche ed idrauliche.

Essa è in genere avviata tramite la GPU o tramite batteria ed è utilizzata principalmente per le operazioni a terra, con motori spenti.



L'APU svolge anche altre funzioni ausiliarie. Essa dà potenza elettrica e pneumatica che viene usata per avviare il sistema di condizionamento (riscaldamento, cooling e ventilazione), prima che vengano avviati i motori principali. Questo permette di avere una cabina confortevole già all'imbarco dei passeggeri, senza il pericolo, il costo e il rumore dei motori principali.

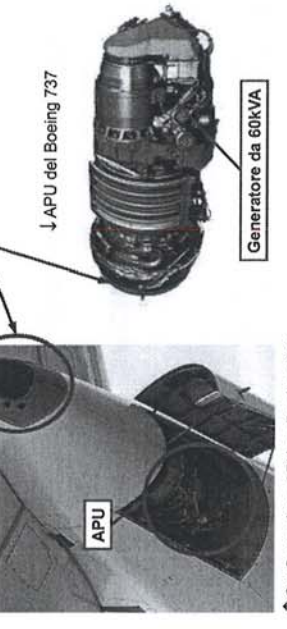
Le potenze elettrica e idraulica possono poi anche essere usate per prove funzionali (check) dei sistemi, durante la fase prevolo.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore



### Generazione elettrica: APU e RAT (1)

La Auxiliary Power Unit (APU) è un'unità di potenza ausiliaria impiegata per l'alimentazione del motore principale e per la pressurizzazione di cabina e circuito idraulico. Essa è sovente collocata nel tronco di coda della fusoliera.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore



### Generazione elettrica: la Gearbox

Il caso più frequente di azionamento dei generatori elettrici è il primo, ossia il prelievo di energia meccanica dai propulsori. Normalmente si ha un generatore per motore nei velivoli con 4 motori (B-747); nel caso di bimotori o monomotori per motivi di sicurezza di sono due generatori. Inoltre, si ha sempre almeno un generatore sulla gearbox dell'APU.

Il Boeing 747, per esempio, ha impianto primario in standby con 4 alternatori di 60 kVA sui 4 propulsori e due alternatori di 30 kVA sull'APU. Lo stesso quadricolor, ha solo due alternatori di 40 kVA sui motori esterni ed uno sull'APU.

Il SAI E-211 ha l'impianto primario in continua, con starter - generatore sui propulsori, e corrente alternata ottenuta da L'ATR-42, come accennato in precedenza, ha una configurazione particolare: ognuna delle due turbine che ha un starter - generatore sia un alternatore; quindi si ha come prima di entrambi i tipi di corrente, contemporaneamente.



Una fonte di energia elettrica sempre presente è costituita dagli accumulatori (batterie) che devono soddisfare l'esigenza di costituire una riserva di energia da utilizzare in mancanza di generazione per guasto dell'impianto o del propulsore, oppure da riversare in caso di assorbimenti superiori alla potenza fornita dai generatori (batterie tampone) e, ovviamente, con il velivolo a terra quando i propulsori sono fermi (senza uso di GPU).

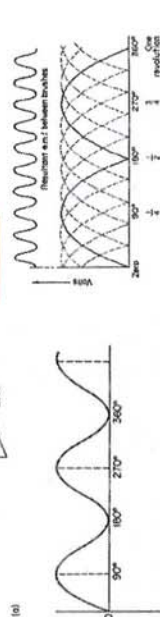
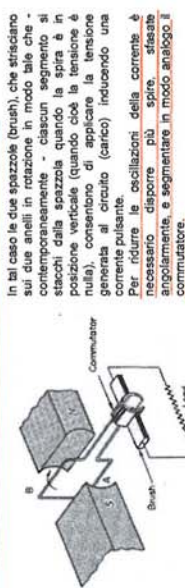
Piccole batterie vengono usate a bordo dei missili, dove le utenze devono funzionare solo per pochi minuti; in altri casi si usano alternatori frascinati da piccole turbine alimentate dalla combustione di cartucce protettive.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

*Occio alle + compattate*

**Macchine elettriche**

Per convertire la tensione alternata prodotta secondo lo schema precedente in una tensione in grado di produrre una corrente unidirezionale è necessario sostituire gli anelli cilindrici con anelli tagliati a metà, detti commutatori i cui due semi-parti sono tra loro isolate.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

*Dato che le tensioni sono normative, nota la potenza Po la corrente. Ho tante perdite*

**Macchine elettriche**

Oltre alle caratteristiche di movimento del campo induttore i generatori magnetici possono essere classificati anche in base al metodo secondo cui il campo magnetico viene creato. A tal proposito si distinguono:

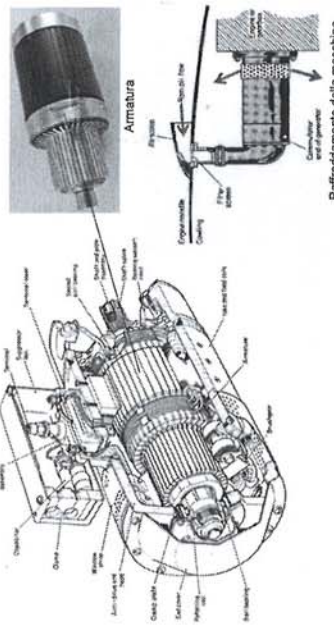
- 1) Generatori a magneti permanenti;
- 2) Generatori a eccitazione separata, in cui gli elettromagneti sono eccitati tramite una corrente generata da una sorgente di energia esterna (corrente continua);
- 3) Generatori ad auto-eccitazione, in cui gli elettromagneti sono eccitati dalle correnti indotte dalla macchina stessa. A loro volta, le macchine di quest'ultima categoria sono classificate in base al metodo di collegamento degli avvolgimenti di statore (della parte fissa)

In seguito verranno descritti solamente i punti 1) e 3) in quanto trovano maggiore applicazione in campo aeronautico.

Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

**Macchine per la generazione primaria in continua**

In figura è riportato un generatore in corrente continua (dinamo) con auto-eccitazione in derivazione (shunt-wound) con due poli poli, che rappresenta una tipica configurazione per applicazioni aeronautiche. Un suo tipico esempio di impiego può essere un velivolo civile a turboprop (potenza elettrica indicativa 10kW @ 350 A, con velocità variabili tra 4500 e 8500 RPM). In basso a destra si nota il tipico schema per il raffreddamento della macchina.

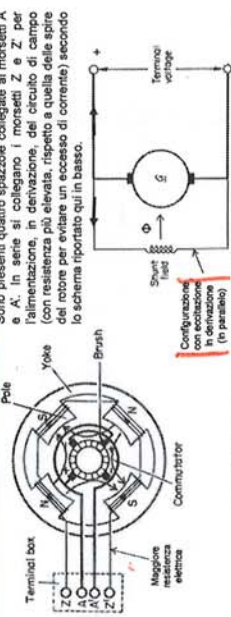


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

*Gli avvolgimenti sono fatti da impie specializzate.*

**Macchine per la generazione primaria in continua**

Con riferimento al generatore della pagina precedente, lo schema nelle figure a lato e in basso riporta la configurazione degli avvolgimenti di statore di una dinamo a quattro poli (ovvero due poli poli); tale configurazione è più adatta a una macchina con auto-eccitazione per via della maggiore regolarità della tensione generata. In tal caso l'armatura deve essere dotata di un secondo avvolgimento, come in figura. Anche il commutatore deve essere diviso in 4 segmenti con disposizione di 4 spazzole. In realtà, l'armatura si dispongono più spire di filo di rame smaltato per cui il campo magnetico deve aumentare l'area attraversata dal flusso magnetico aumentando la tensione generata.

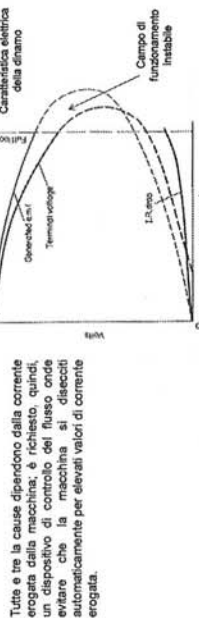


Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

**Macchine per la generazione primaria in continua**

All'avvolgimento il minimo magnetismo residuo nel circuito ferromagnetico (non ci sono magneti permanenti) è in grado di innescare un processo di autoeccitazione della dinamo, senza bisogno di alimentazione esterna, che porta la tensione ai morsetti al valore che corrisponde a un carico nullo (morsetti aperti). Nella configurazione con eccitazione in derivazione il circuito di campo è collegato in parallelo con l'armatura. Nel armatura circola, quindi, una corrente maggiore di quella che fuoriesce dalla macchina in figura sopra.

- 1) alla resistenza interna del circuito d'armatura della macchina;
- 2) al campo magnetico generato dalla corrente di indotto (eccitazione (reazione di indotto))
- 3) all'effetto di ulteriore diminuzione del flusso magnetico a causa della riduzione della corrente di eccitazione stessa che circola nella macchina.



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

*Per grandi motori motore di avviamento Nel passare da una spira alla tra bobina corrente di chiusura con la precedente bobina*

**Macchine per la generazione primaria in continua**

La dinamo ha il grande vantaggio di essere una macchina reversibile, essa cioè può essere usata anche come motore elettrico. Come già detto, essa viene utilizzata in molti casi anche per l'avvolgimento della turbina di questa modalità è applicabile solitamente con motori a turbina di potenza limitata, per motori a turbina di potenza superiore o per motori a ciclo Otto, per i quali la coppia necessaria per l'avviamento è molto elevata e preferibile avere le due funzioni (generazione e avviamento) impiegando due macchine separate, per la generazione di energia una dinamo, mentre per l'avviamento un motore (non necessariamente elettrico). Nel caso dei motori a ciclo Otto è tipicamente adottato un piccolo motore elettrico ottimizzato per l'avviamento, invece, per i grossi motori a turbina l'avviamento avviene normalmente prelevando energia pneumatica dall'APU. Invece, il principale difetto delle dinamo è la necessità dell'uso delle spazzole (brush) elettriche. Come tutti i contatti striscianti queste tendono a usarsi in tempi piuttosto brevi, inoltre, le spazzole usurate sono suscettibili di generare scintille (EM). Per motori di affidabilità vengono ridondate.

Ciò rende necessaria una continua manutenzione del generatore in sostituzione delle spazzole grossomodo ogni mille ore di volo. Proprio per i problemi delle spazzole le dinamo impiegate in aeronautica non superano i 12kW (400A).



Sistemi di Bordo Aerospaziali - a.a. 2013/2014 - Paolo Maggiore

*Usa polveri conduttive*